

14035

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ * FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TANDEM HALDE BİR KANAT PROFİLİNİN TAŞIMA VE YUNUSLAMA
KARAKTERİSTİKLERİNİN İNCELENMESİ

T.C.
Yükseköğretim Kurulu
Dokümantasyon Merkezi

DOKTORA TEZİ

Y.Müh. M.Adil YOKSELEN

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 29.Haziran 1987

Tezin Savunulduğu Tarih : 12 Kasım 1987

Tez Danışmanı : Prof.Dr. M.Zeki ERİM

Diğer Jüri Üyeleri : Prof.Dr. Akın TEZEL

Prof.Dr. Muhsin MENGÖTÜRK

KASIM 1987

ÖNSÖZ

Akademik hayatımın başlangıcından beri çalışmalarımı yönlendiren ve bu tez çalışmamı yöneten çok değerli hocam sayın Prof. Dr. M. Zeki ERİM'e minnet duygularımı dile getirmeyi bir borç bilirim.

Tez çalışmalarına gösterdiği yakın ilgiden dolayı sayın Dekan Prof. Dr. M. Cengiz DÖKMECİ'ye sonsuz teşekkürler ederim.

Bütün çalışmalarımı yakından izleyen, değerli tecrübelerini ve zamanlarını benden esirgemeyen çok değerli hocam sayın Yük. Müh. N. Zafer ORBAY'a, tezin teorik kısmındaki yol gösterici eleştirileri için sayın Prof. Dr. Umur DAYBELGE'ye ve çalışmalarımnda değerli eleştiri ve fikirlerinden yararlandığım mesai arkadaşım sayın Yard. Doç. Dr. Veysel ATLI'ya şükranlarımı sunarım.

Ayrıca deneysel çalışmalarımındaki yardımları için eski öğrencilerim sayın Dr. Ünver KAYNAK'a, sayın Üstöğmen Yük. Müh. Münir ÜSTÜNDAĞ'a ve sayın Müh. Mustafa BÜYÜKKIYICI'nın şahsında bütün laboratuvar personeline, tezdeki şekillerin çizimlerini büyük bir titizlikle gerçekleştiren sayın teknisyen Sevim YERTÜRK'e teşekkür ederim.

Son olarak, bunca yıllık çalışmalarım gösterdikleri sabırları nedeniyle sevgili eşime ve diğer aile efradım teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

NOTASYON LİSTESİ.....	iv
ÖZET.....	v
SUMMARY.....	vi
BÖLÜM 1. GİRİŞ.....	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. Literatür Araştırması.....	2
1.3. Tezde Yapılan Çalışmalar.....	10
BÖLÜM 2. KANAT PROFİLİ SİSTEMLERİ ETRAFINDAKİ POTANSİYEL AKIM ALANLARININ İNCELENMESİ.....	13
2.1. Giriş.....	13
2.2. Reel Düzlemde Potansiyel Akım Probleminin Integral Denkleme İndirgenmesi.....	14
2.3. Kompleks Düzlemde Potansiyel Akım Probleminin Cauchy İntegraliyle Temsili.....	16
2.4. Kompleks Düzlemde Panel Yöntemi.....	18
2.5. Kanat Profilleri Etrafındaki Potansiyel Akımlar İçin Panel Yöntemi.....	22
2.6. Kanat Profiline Etkiyen Taşıma ve Yunuslama Katsayılarının Hesabı.....	23
2.7. Uygulamalar.....	26
2.8. Rüzgar Tüneli Duvar Etkilerinin İncelenmesi.....	39
2.9. Sonuç.....	43
BÖLÜM 3. TANDEM KANAT PROFİLLERİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ.....	45
3.1. Giriş.....	45
3.2. Rüzgar Tünelinin Akım Kalitesi.....	46
3.3. Modeller.....	51
3.4. Deney Odasındaki Serbest Akım Dinamik Basıncının Ölçülmesi.....	53
3.5. Tek Profil İçin Deneysel İncelemeler.....	57
3.5.1. Akım Görünürlüğü Deneyleri.....	57
3.5.2. Deney Sistemi ve Basınc Ölçmeleri.....	62
3.5.3. Düzeltmeler.....	68
3.6. Tandem Halde Deneysel İncelemeler.....	77
3.6.1. Deney Sistemi ve Basınc Ölçmeleri.....	77
3.6.2. Düzeltmeler.....	79
3.7. Sonuç.....	106
BÖLÜM 4. SONUÇ.....	113
KAYNAKLAR.....	118
EK.....	125
ÖZGEÇMİŞ.....	145

NOTASYON LİSTESİ

- \vec{U}, \vec{u} : Hız, bozuntu hızı
 V_t : Panel kontrol noktasında yüzeye teğet hız
 ϕ, ψ : Potansiyel fonksiyonu, bozuntu potansiyeli
 ω : Akım fonksiyonu
 ∞ : Sonsuzdaki akım şartları
 Δ : Laplace operatörü (Bölüm 2.2)
 n : Yüzeyin normali
 z, z_0, μ : Kompleks koordinatlar
 $f(z)$: Kompleks potansiyel fonksiyonu
 w^* : Kompleks konjuge hız
 u, v : x, y eksenleri doğrultusundaki hız bileşenleri
 ν : Kompleks tekillik
 σ_s : Kaynak şiddeti
 δ_s : Girdap şiddeti (Bölüm 2.4-2.7)
 δ : Yüzeyin x eksenine ile yaptığı açı
 t : yüzey eğiminin kompleks tanımı
 Δ_s : Panel uzunluğu (Bölüm 2.7)
 D, L, M_0 : Sürükleme kuvveti, Taşıma kuvveti, Yunuslama momenti
 C_D, C_L, C_M : Sürükleme, taşıma ve yunuslama katsayıları
 α : Hücum açısı
 C_p : Basınç katsayısı
 q : Dinamik basınç
 δ : Kanat profilinin kalınlık oranı (Bölüm 2.8)
 χ : Kanat profilinin kamburluk oranı (Bölüm 2.8)
 α_T, C_{LT}, C_{MT} : Tünel şartlarındaki hücum açısı ve katsayılar
 α_T, C_{LT}, C_{MT} : Serbest akım şartlarındaki hücum açısı ve katsayılar
 $\Delta\alpha, \Delta C_L, \Delta C_M$: Rüzgar tüneli duvar etkileri

ÖZET

Bu tezde bir kanat profilinin yalnız başına ve tandem düzeninde benzeri bir diğer profilin izinde yer alması hallerindeki taşıma ve yunuslama karakteristikleri $6.5 \cdot 10^5$ Reynolds sayısında deneysel olarak ve potansiyel akım çerçevesinde teorik olarak incelenmiştir.

Tezdeki teorik incelemelere yönelik olarak iki-boyutlu potansiyel akım alanlarının hesabı için kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle yeni bir panel yöntemi geliştirilmiştir. Yöntem tek ve çok elemanlı kanat profilleri için analitik sonuçlarla geniş bir şekilde tahkik edilmiştir. Ayrıca rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesine yönelik olarak dairesel silindirler üzerinde yapılan uygulamalar, bu tür hesaplamalarda seçilecek tünel boyunun ve eleman sayısının önemli olduğunu ortaya koymuştur.

Tezdeki deneyler NACA 65, 012 profili esas alınarak imal edilen modeller üzerinde gerçekleştirilmiştir. Gerek tek profil halinde, gerekse tandem halde modele etkileyen taşıma ve yunuslama katsayıları, açıklığın ortasındaki bir kesitte yüzey boyunca ölçülen basınç dağılımlarının integrasyonu suretiyle elde edilmiştir. Katsayılar üzerindeki rüzgar tüneli duvar etkileri kompleks düzlemde geliştirilen panel yöntemi yardımıyla düzeltilmiştir. Deneysel sonuçlar panel yöntemi kullanılarak elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Tek profil halinde taşıma-hücum açısı ve yunuslama-hücum açısı eğrilerinin eğimleri NACA profili için 3 milyon Reynolds sayısında literatürde verilen deneysel sonuçlara kıyasla bir miktar daha küçük bulunmuş, modelin hücum kenarı civarında oluşan bir laminar ayrılma kabarcığının hücum açısıyla giderek uzadığı ve yumuşak bir pert dö vitesine yol açtığı tespit edilmiştir. Tandem halde izdeki profilin taşıma ve yunuslama eğrilerinin öndeki profilin hücum açılarına bağlı olarak ötelendiği ve bu eğrilerin eğimlerinin tek profil halindekiyle göre daha küçük olduğu görülmüştür. Ayrıca izdeki profilin pert dö vites karakteristiklerinde bazı değişiklikler tespit edilmiştir. İzdeki profilin taşıma, yunuslama ve pert dö vites karakteristiklerinde görülen etkilerin öncelikle öndeki profilin akımı yönlendirmesinden kaynaklandığı, ancak öndeki profilin izinin de olaylar üzerinde bir takım etkileri olduğu belirlenmiştir.

SUMMARY

INVESTIGATION OF THE LIFT AND PITCHING MOMENT CHARACTERISTICS OF AN AIRFOIL IN TANDEM ARRANGEMENT

The chord based Reynolds numbers below 10^6 for airfoils are generally accepted as the low Reynolds numbers. This type of flows exist for jet engine compressor and turbine blades, gliders and sailplanes at low speeds, remotely piloted vehicles (RPVs) at high altitudes, ultra light man-carrying/man-powered recreational aircraft, wind turbines/propellers and new generation ships with wing-sails. Although many problems of the airfoils at medium and high Reynolds numbers are solved, the number of investigations at low Reynolds numbers is very limited. But the current desire to improve the performance of both military and civilian systems has focused attention on this flow regime, in the recent years.

In this thesis the lift and pitching moment characteristics of an airfoil in isolated and tandem cases are investigated experimentally at a low Reynolds number, and theoretically for the potential case. The work contains two main parts. In the first part, a new panel method in the complex plane is developed, for the calculation of two-dimensional potential flows and wind tunnel wall interference effects. The second part is reserved for the experimental and theoretical investigations of a NACA 65, 012 based airfoil model in isolated and tandem cases.

Although the flow field around an airfoil is highly complex, especially at high angles of attack, it may be accepted many times as potential flow for the first approximation. The potential flow analysis and design problems of airfoils were investigated successfully by the methods based on conformal mapping, in the first half of this century. However, since this type of method needs many transformations and complex mathematical analysis for multi-element airfoils, they are not so practical for today's applications. Therefore the numerical methods are preferable. Among the numerical methods, finite-differences and finite-elements type field methods are powerful methods for calculation

of full Navier-Stokes equations. But they need usually large computer memories and speeds, since they treat the entire flow field. The integral methods have an advantage over the potential flow calculations, since they investigate the field problems on the boundary surfaces. In the recent years the most used integral methods are the well known panel methods.

The panel methods are generally based on Green's third identity which yields a representation of the potential or the stream function at any point of a potential flow field in terms of a distribution of sources, doublets or vortices along the boundary surfaces. Application of the boundary condition leads to a Fredholm equation of the first or second kind. The panel methods convert this integral equation into a set of linear equations by dividing the boundary surfaces into small elements (panels). There are many panel methods in the literature differing from each other in the kind of singularities used, in the application of the boundary conditions and in the numerical details.

In two-dimensional cases the treatment of a potential problem in the complex plane is easier than in the real plane. Therefore, the complex variables were used by several researchers in the panel method applications, in recent years. But, there is not an essential starting point in these applications, in order to obtain the integral equations. However, in some integral methods, other than the panel methods, the development of the integral equations in the complex plane from Cauchy integral theorem is quite interesting.

A new panel method in the complex plane is developed in this thesis, starting from Cauchy integral theorem. The method uses linear source distribution on straight line surface elements. Additionally, a parabolic trapezoidal vortex distribution is taken for the airfoil type surfaces. The boundary condition applied on the boundary surfaces is of the Neumann type. For the Kutta condition, the velocities on the elements adjacent to the trailing edge are equalized.

The complex panel method is programmed for a computer to calculate multi-element airfoils. The applications on several Joukowski and Karman-Trefftz airfoils show that the method gives generally satisfactory results for one-element airfoils by using 50 surface elements. And the c.p.u. time for an IBM 4341 computer to calculate an airfoil with 50 panels is only about 5-6 seconds. The applications on two and four-element airfoils also give good results.

The complex panel method is programmed also to calculate the wind tunnel wall interference effects. The applications on circular cylinders show that the selection of the length of the tunnel and the number of panels on the tunnel walls is important for the accuracy of this type of calculations.

In the second part of the thesis the flow quality of the ITU 100*80 cm² cross-section wind tunnel is investigated, in which the experiments are made. The investigations on the dynamic pressure of the flow in the test section show that the fluctuations have a maximum value of $\pm 2\%$ of the average dynamic pressure. But, if an integration for 30 seconds is made, this maximum value diminishes to $\pm 0.5\%$. Therefore, if any pressure measurement in this wind tunnel is made for a period of 30 second, the uncertainty of this measurement is below 1%. A second investigation is made on the flow uniformity in the test section. For this, the total and the static pressures are measured in the horizontal mid-section of the testing chamber. The total pressure is found to be uniform over entire the test section. The static pressures are uniform in a 1 meter mid-part of the test section. Only some non-uniformities in the entrance and exit parts of the test section, and a little pressure gradient along the test section is observed. Turbulence level of the flow in the test section is investigated by using both the turbulence sphere and hot-wire anemometry. The turbulence factor is found to be below 1.2, and the turbulence intensity is 0.25%.

The experiments are realized on the models based on the NACA 65, 012 airfoil section. First the two-dimensionality of the flow is observed on one of the models at several mounting conditions, by using the flow visualization method by tufts. These observations shows also that there is a laminar separation bubble near the leading edge of the model. In the isolated airfoil case, the pressures on the mid-section surface of the model are measured at several angles of attack between -12° and $+12^\circ$ and at a Reynolds number of about $6.5 \cdot 10^5$. The lift and pitching moment coefficients are obtained by integrating these pressure distributions. The wind tunnel wall interference effects on these coefficients are calculated by the complex panel method and corrected. The results are compared with the experimental results for the NACA 65, 012 airfoil given in the literature at a Reynolds number of 3 million. And the comparisons are also made with the theoretical results for both airfoils obtained by the complex panel method. While the lift-angle of attack and the pitching moment-angle of attack curves of the NACA airfoil varies linearly versus the

angles of attack between -12° and $+12^\circ$, the lift and pitching moment curves of the model are linear only between -4° and $+4^\circ$. Above these angles of attacks the linearity disappears and the model stalls at about 12° . The slopes of the lift and pitching moment curves of the model are lower than that of the NACA airfoil. All these differences show the effects of low Reynolds number on the model. The pressure distributions measured on the model indicate that there is a laminar separation bubble near the leading edge which is aparent at about 4° angle of attack as a short bubble. This bubble lenghtens as the angle of attack increases. So that the model has a fairly gentle stalling characteristic.

In the tandem case the pressures on the mid-section surface of the model placed in the wake of a similar model are measured at a Reynolds number of about $6.5 \cdot 10^5$. The angles of attack of the airfoils and the distance between the airfoils are the parameters for these experiments. The lift and pitching moment coefficients of the model are obtained by integrating the pressure distributions along the surface. The wind tunnel wall interference effects are calculated by the complex panel method and corrected by a procedure developed specifically for the tandem airfoils case. The results are compared with the theoretical results obtained by the complex panel method, and also with the results obtained for the isolated airfoil case. Some typical conclusions are given below:

i) In the tandem case the experimental lift and pitching moment-angle of attack curves of the model in the wake are displaced by some amount, depending on the angles of attack of the upstream airfoil. These displacements are such that, the lift and pitching moment coefficients of the downstream airfoil decrease, when the angles of attack of the two airfoils are in the same direction. The coefficients increase when the angles of attack are in the opposite directions. Similar displacement characteristics are seen in the theoretical lift and pitching moment curves of the downstream airfoil. This similarity between the theoretical and the experimental results points out that the displacements seen on the lift and pitching moment curves result primarily from the changes in the direction of the flow to the downstream airfoil. However, for the non-zero angles of attack of the leading airfoil, the differences in the theoretical and the experimental results of the downstream airfoil are larger than that seen in the isolated airfoil case. This discrepancy shows that there is an effect other than the upstream airfoil's angle of attack, which is the effect of the leading airfoil's

wake. It is very difficult to assess the degree of this effect resulting from the turbulence or from the slipstream in the wake, by considering existing experimental and theoretical results.

The displacements seen on the lift and pitching moment curves of the airfoil in the wake decrease as the distance between the airfoils increases.

ii) The experimental and the theoretical results show that the slopes of the lift-angle of attack curves in the tandem case are lower than that in the isolated airfoil case. The slopes of the pitching moment-angle of attack curves are higher in absolute values than that of the isolated airfoil. These discrepancies in the tandem case also decrease as the distance between the airfoils increases.

iii) Another important effect in the tandem case is seen on the stalling characteristics of the downstream airfoil. There is a tendency of delay in the stall of the downstream airfoil, when the angles of attack of the two airfoils are in the same directions, and a tendency to hasten, when the angles of attack are in the opposite directions. It is possible to say that these tendencies in the stalling characteristics of the airfoil in the wake also result primarily from the changes in the direction of the flow to the downstream airfoil. However there is a similar tendency of delay in the stall of the downstream airfoil when the leading airfoil has 0° angle of attack. This result shows that there is an effect of the leading airfoil's wake on the stalling characteristics of the downstream airfoil. But it is also difficult to assess the degree of this effect resulting from the turbulence or from the slipstream in the wake, by considering existing experimental and theoretical results.

BÖLÜM 1

GİRİŞ

1.1. Giriş :

Havacılıkta ve aerodinamik biliminin ilgi alanına giren diğer endüstri dallarında araştırmacıların en çok inceledikleri konuların başında kanat profilleri gelmektedir. Özel kesitlere sahip yüzeylerin eğik tutularak hareket ettirilmeleri halinde taşıma kuvveti elde edilebileceği fikri ilk defa 18. yüzyıl başlarında Sir George Cayley tarafından dile getirilmiştir[1]. Ancak bu konudaki asıl çalışmalar geçen yüzyılın sonlarından itibaren H. Philips, O. Lilienthal, R. Ferrison, Farman, Antoinette ve Wright kardeşler tarafından gerçekleştirilen deneylerle başlamış, aynı yıllarda Lanchester, Kutta ve Joukowsky'nin kanat etrafındaki sirkülasyonla taşıma arasındaki ilişkiyi ortaya koymaları kanat profilleriyle ilgili teorik çalışmaların temelini teşkil etmiştir[1,2]. Günümüze kadar gerçekleştirilen sayısız çalışmayla kanat profillerine ilişkin çoğu problemin çözümlendiğini söylemek mümkündür. Ancak, bununla birlikte, günümüzün değişen ihtiyaçları nedeniyle halen bazı özel hallerde bir takım yeni incelemelere gerek duyulduğu görülmektedir. Sözü edilen özel hallerden birisi de kanat profillerinin, Reynolds sayısının, literatürde küçük olarak nitelendirilen, 10^6 'nın altındaki değerlere sahip olduğu akımlara maruz bulunması halidir[3,4]. Bu Reynolds sayılarındaki akımlara jet motorlarının kompresör ve türbin pallerinde, planörlerde ve deniz uçaklarında, çok yüksek irtifalarda uçan uzaktan kumandalı keşif uçaklarında (RPV), düşük irtifalarda ve düşük hızlarda kullanılan radyo kontrollü küçük keşif uçaklarında (mini-RPV), rüzgar türbini

pervanelerinde, ve son yıllarda geliştirilmekte olan kanat yelkenli gemilerde kullanılan kanat profillerinde sık sık rastlamak mümkündür. Orta ve büyük Reynolds sayılarında kullanılan kanat profillerinin problemlerinin çözümünde şimdiye kadar çok önemli adımlar atılmışken küçük Reynolds sayılarındaki akıma maruz profiller için yapılan çalışmalar oldukça azdır. Ancak gerek askeri ve gerekse sivil araçların performanslarının arttırılması yönündeki istek son yıllarda bu konuya olan ilgiyi arttırmıştır[4].

Bu tezde bir kanat profilinin yalnız başına ve tandem düzeninde benzeri bir diğer profilin izinde yer alması hallerinde, küçük Reynolds sayısındaki taşıma ve yunuslama karakteristiklerinin deneysel olarak ve potansiyel akım kabulü çerçevesinde teorik olarak incelenmesi amaçlanmıştır. Tezin ana bölümlerinde yer verilen bu konudaki incelemelere geçmeden önce Bölüm 1.2'de literatürde konuyla ilgili görülen yayınlardan ulaşılabilenleri tanıtılmaya çalışılacaktır. Tez kapsamında yapılan çalışmaların ana hatları ise Bölüm 1.3'de belirtilecektir.

1.2. Literatür Araştırması :

Kanat profilleri etrafındaki gerçek akım özellikle yüksek hücum açılarında yeterince karmaşık olmakla birlikte ilk yaklaşımda akımı potansiyel kabul etmek mümkündür. Kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım problemlerinin incelenmesine yönelik olarak geçmişte yapılan çalışmalarda en önemli yeri konform dönüşüm esaslı yöntemler almıştır. Bu tür yöntemlerden en iyi bilineni ve geçmişte en çok kullanılanı Theodorsen yöntemidir[5]. Aynı zamanda türündeki çalışmaların ilk örneğini teşkil eden bu yöntem NACA profillerinin geliştirilmesinde başarı ile kullanılmıştır[6,7]. Tek parçalı profiller için geliştirilen Theodorsen yöntemi Garrick[8] tarafından çift profil sistemleri (biplan) için, Suddhoo ve Hall[9] tarafından da çok parçalı kanat profilleri için

geliştirilmiştir. "Direkt problem" olarak da adlandırılan, potansiyel akım kabulü ile kanat profilleri üzerindeki basınç dağılımını hesaplamayı amaçlayan Theodorsen ve benzeri yöntemler yanında, "ters problem" olarak adlandırılan, verilmiş bir basınç dağılımına uygun kanat profili şeklini hesaplamayı amaçlayan konform dönüşüm esaslı çalışmalar da geçmişte önemli bir diğer gruba teşkil etmiştir. Bu konuda ilk önemli yöntem II. Dünya savaşı yıllarında Lighthill[10] tarafından ortaya konmuş ve M.R. profili adı verilen geniş düşük-sürükleme aralıklı bir dizi profilin geliştirilmesinde kullanılmıştır[11]. Sonraki yıllarda geliştirilen, ters problemle ilgili bir çok yöntem temelde Lighthill yöntemine dayanmaktadır[12-16]. Ters problemle ilgili konform dönüşüm esaslı yöntemlerden ilgi çeken diğer bazıları da Weber[17] ve James[18]'in çalışmalarıdır. Özellikle çok parçalı profiller için ardarda çok sayıda dönüşümü, ve bunun sonucu olarak oldukça karmaşık matematiksel incelemeleri gerektirmeleri nedeniyle konform dönüşüm esaslı yöntemlerin pratik ve tercih edilir yöntemler olduğunu söylemek pek mümkün değildir.

Günümüzde bilgisayar teknolojisindeki ve sayısal analiz yöntemlerindeki gelişmeler potansiyel akım problemlerinin çözümünde de sayısal yöntemleri ön plana çıkartmıştır. Bunlardan sonlu farklar ve sonlu elemanlar gibi alan yöntemleri esasen, karmaşık geometrik yapıları cisimler etrafındaki akım alanlarında komple Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü amaçlayan, geleceğin yöntemleridir. Ancak bu tür yöntemler incelenmekte olan akım alanında yeterince geniş bir bölgenin tamamında hesap yapılmasını zorunlu kıldığından genellikle çok yüksek hızlı ve büyük hafızalı bilgisayarlar kullanılmasını gerektirmektedir. Bu bakımdan özellikle çabuk çözüm istenen çoğu potansiyel akım probleminde integral yöntemleri tercih edilir.

Kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım problemlerinde son yıllarda en çok kullanılan integral yöntemleri "panel" yöntemleridir. Bu tür yöntemlerin ilk örneğini Smith, Pierce ve Hess tarafından geliştirilen Douglas-Neuman yöntemi teşkil etmektedir[19-23]. Literatürde "yüzey tekillikleri yöntemi" olarak da anılan panel yöntemleri genellikle Green teoremine dayanmaktadır. Green'in 3. idantitesi bir potansiyel akım alanının herhangi bir noktasındaki potansiyel fonksiyonunun değerinin, sınır yüzeyleri boyunca kaynak, girdap veya duble gibi tekilliklerin dağılımı cinsinden ifade edilmesini sağlar[24]. Yüzeyler üzerinde sınır şartının uygulanması halinde birinci veya ikinci türden Fredholm integral denkleme ulaşmak mümkündür[25,26]. Panel yöntemleri sınır yüzeylerini yüzey elemanlarına(panel) bölerek integral denklemini bir lineer denklem takımı haline getirmek suretiyle çözmeyi amaçlarlar. Kullanılan tekilliklerin ve sınır şartlarının türüne bağlı olarak ve ayrıca sayısal uygulama bakımından birbirinden farklılık gösteren bir çok panel yöntemi geliştirilmiştir. Örneğin Douglas-Neumann yönteminde iki-boyutlu problemler için kaynak-girdap dağılımı kullanılırken, yüzeyler üzerinde sıfır-normal hız şeklinde Neumann tipi sınır şartı kullanılmıştır. Martensen[27], Wilkinson[28], Mavriplis [29], Sheebohm ve Newman[30], Eppler[31] sadece girdap dağılımı kullanırken, yüzeyler üzerindeki sınır şartını, yüzeyin iç tarafında teğetsel hız bileşeninin sıfıra eşitlenmesi şeklinde kullanarak değişik bir grup çalışmayı ortaya koymuşlardır. Girdap dağılımı kullanan yöntemlerin bir avantajı lineer denklem sisteminin çözümünün doğrudan hız dağılımını vermesidir. Her iki gruptan yöntemlerde de ikinci türden Fredholm denklemi söz konusu olmaktadır. Bunlara karşılık Eriksson[32], Raj ve Gray [33], Ojha ve Shevare[34] yine sadece girdap dağılımı kullanarak yüzeyler üzerindeki sıfır-normal hız şeklindeki Neumann tipi sınır şartı ile birinci türden Fredholm denkleme gelen yöntemler geliştirmişlerdir.

Literatürdeki bir grup çalışmada da potansiyel fonksiyonu yerine akım fonksiyonu için katı yüzeyler boyunca girdap dağılımı ile yazılan integral denklemlerden hareketle geliştirilen panel yöntemleri dikkat çekicidir. İlk defa Oellers[35] tarafından ortaya konan ve daha sonra Ormsbee ve Chen[36], Mavriplis[37], Kennedy ve Marsden[38], Brune ve Mooke[39], Soenne ve Laine[40] tarafından geliştirilen bu tür yöntemlerde sınır şartı olarak yüzeyler boyunca akım fonksiyonunun sabit olması şeklinde bir uygulamaya gidilmiştir. Akım fonksiyonu cinsinden sınır şartı kullanılan bu yöntemler dizayn problemleri için Neumann tipi sınır şartı kullanan yöntemlere kıyasla daha uygun görülmektedir.

İki-boyutlu halde potansiyel akım problemlerinin kompleks düzlemde incelenmesi, reel düzlemdekine kıyasla genellikle daha kolaydır. Hess ve Smith[20] geliştirdikleri panel yönteminin formülasyonunun kompleks düzlemde yapılabileceğini belirtmişlerse de bu kolaylıktan yararlanmamışlardır. Yakın yıllarda Mokry[41], Ojha ve Shevare[34] rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesinde, Bousquet[42] de kanat profillerinin analizinde panel yöntemleri uygularken kompleks değişkenler kullanmışlardır. Mokry, Laplace denkleminin çözümünü reel düzlemde sınır yüzeyleri boyunca kaynak ve girdap dağılımı cinsinden ifade etmiş, karışık tipte sınır şartları kullanarak bir integral denklem elde etmiştir. Bulduğu bağıntıları daha sonra kompleks değişkenlerle yeniden ifade ederek rüzgar tünellerinde emmeli halde duvar etkilerini incelemiştir. Ojha ve Shevare, doğrusal yüzey elemanları boyunca lineer girdap dağılımı kullanan bir panel yöntemiyle rüzgar tüneli duvar etkilerini incelemişlerdir. Bousquet ise kompleks düzlemde kanat profillerinin, doğrusal yüzey elemanları boyunca sabit şiddette kaynak ve girdap dağılımı kullanan bir panel yöntemle nasıl incelenebileceği konusunda sadece genel bilgi vermiştir.

Yakın yıllarda bazı potansiyel akım problemlerini kompleks düzlemde integral denklemlerle inceleyen, ancak yüzeyler boyunca tekillik dağılımı kullanmayan diğer bazı çalışmalar da dikkati çekmektedir. Bu çalışmalarda özellikle integral denklemin elde edilişi sırasında konuya yaklaşım tarzları ilginçtir. Hunt ve Isaac[43], Cauchy integral teoreminden hareketle bir sınır elemanlar yöntemi geliştirmiştir. Integral denklemin çözümünde lineer deneme fonksiyonları kullanılan bu yöntem Hromodka ve Guymon[44,45] tarafından yüksek mertebeden kompleks polinomlar kullanılarak geliştirilmiştir. Her iki çalışmada da kompleks potansiyel fonksiyonu için elde edilen bir integral denklemi sonlu eleman ve iterasyon teknikleri kullanılarak potansiyel ve akım fonksiyonları için çözümlenmektedir. Ancak aerodinamikle ilgili çoğu potansiyel akım probleminde amaç akım alanındaki basınç dağılımının elde edilmesi olup, bunun için hız dağılımının elde edilmesi gerekir. Bu bakımdan, sözü edilen son iki çalışmada hız dağılımının elde edilebilmesi için ilave bir çaba gerekecektir. Oysa panel yöntemlerinde çözüm genellikle doğrudan hız dağılımını verecek şekilde yapılmaktadır.

Literatürde tandem kanat profillerinin incelenmesine yönelik çok az sayıda yayına rastlanmıştır. Erişilebilen yayınlardaki çalışmalar sadece teorik yaklaşımlardan ibarettir. Örneğin Bairstow[46] ve Glauert[47], aynı doğru üzerinde ardarda yer alan ve aralarında açı bulunmayan iki kanat profilini iki doğru parçası gibi ele alarak profillere gelen kuvvetleri incelemiş, Sedov[48], arkadaki doğru parçasına hücum açısı verecek şekilde incelemeyi genişletmiştir. Daha yakın zamanlarda Watt ve Parkinson[49] çok elemanlı kanat profillerinde hücum açısı ve flap açısı etkilerini hızlı bir şekilde hesaplayabilmek amacıyla benzeri bir çalışma yapmışlardır. Bütün bu çalışmaların ortak özelliği potansiyel akım ve ince profil kabulleri altında yapılmış olmasıdır. Günümüzde panel yöntemleriyle bu türden potansiyel akım

problemlerini belirtilen çalışmalardakilerden çok daha hassas bir şekilde hesaplamak mümkündür.

Tandem halde izde bulunan profil öndeki profilin bozduğu bir akım alanında yer almaktadır. Öndeki profilin izinde türbülans şiddeti ve dağılımı serbest akım şartlarındakinden farklı olduğu gibi, iz içerisindeki toplam basınç dağılımı da serbest akımdaki gibi homojen değildir. Dolayısıyla izin gerideki profil üzerinde ayrı bir etkisi olacağını beklemek mümkündür. Bu bakımdan, tandem kanat profilleri problemine doğrudan yönelik olmakla birlikte, izin yaratabileceği etkilerle ilgili fikir verebilecek bazı yayınlara da bir göz atmakta yarar vardır. Örneğin çok parçalı kanat profillerinde ana kanadın slat izine flabın ise kanat izine maruz kalması söz konusu olabilir. Kanat izinin flap üzerindeki etkileri Moser ve Shollenberger[50], Dekam, Lean ve Volkers[51], Butter[52], Porcheron ve Thibert[53] tarafından incelenmiştir. Araştırmacılar, Kanat izindeki türbülansın etkisi dışında, iz içerisindeki toplam basınç dağılımının da flap üzerindeki basınç dağılımını etkilediğini ortaya koymuşlardır. Benzeri şekilde uçağın kuyruk takımını oluşturan profiller de zaman zaman kanadın bozduğu akım alanının içerisinde veya yakınında bulunabilir. Gersten ve Glück[54] kanat izindeki hız dağılımının kuyruk yüzeyleri üzerindeki etkisinin, özellikle yüksek hücum açılarında önemli olacağını belirterek konuyu iki-boyutlu halde incelemişlerdir. Araştırmacılar, eşik fonksiyonu şeklindeki hız dağılımına sahip bir akıma maruz kanat profiline, serbest akım hızının büyük olduğu tarafa doğru ilave bir kuvvet etkiyeceğini göstermişlerdir.

Diğer bazı iz problemleri de kalkış-iniş sırasında atmosferik sınır tabakaya maruz kalan kanat profilleri ve pervane gerisinde yer alan kanat profilleri ile ilgili olarak literatürde yer almaktadır. Tsien[55] ve Sowyroda [56], atmosferik sınır tabaka problemine yönelik olarak

lineer hız dağılımına maruz Joukowsky profillerini teorik olarak incelemiş, ve profillere serbest akım hızının daha büyük olduğu tarafa doğru ilave bir taşıma kuvveti etkidiğini tespit etmişlerdir. Pervane gerisindeki akımı simüle eden iki-boyutlu, üniform-olmayan kaymalı akımlarda yer alan Joukowsky profilleri Vidal[57], Ludwig ve Erickson[58], Gupta ve Sharma[59] tarafından deneysel olarak incelenmiştir. Bu çalışmaların sonuçları, hız dağılımının lineere yakın olduğu bölgelerde, Tsien tarafından verilen teorik sonucu doğrulayıcı mahiyettedir. Yani profile serbest akım hızının yüksek olduğu tarafa doğru ilave bir kuvvet etkimektedir. Araştırmacılar ayrıca negatif kaymalı akımda (taşıma kuvveti yönünde serbest akım hızının azaldığı akım) profilin pert dö vitesinde önemli bir gecikme olduğunu, ve maksimum taşıma katsayısının önemli miktarda arttığını, pozitif kaymalı akımda ise aksine pert dö vitesin çabuklaştığını ve maksimum taşımanın azaldığını göstermişlerdir. Vidal ayrıca, kaymalı akımın profil boyutlarına kıyasla genişliğinin pert dö vites gecikmesi üzerindeki etkisi açısından önemli olmadığını, çok dar bir kaymalı akımın da pert dö viteste gecikme sağlayabileceğini belirtmiştir.

Kanat profillerinin deneysel olarak incelenmesine yönelik teknikler hakkındaki bilgileri klasik deneysel aerodinamik kitaplarında bulmak mümkündür[60-63]. Ayrıca iki-boyutlu deney tekniklerinin geniş bir kritiği, özellikle yüksek taşıma veren kanat profillerinin incelenmesine yönelik olmak üzere Berg[64] tarafından yapılmıştır. Araştırmacı bu alanda kullanılan deney sistem ve tekniklerini tanıtarak olumlu ve olumsuz yanlarını izah etmekte ve ayrıca deneylerde karşılaşılan özel güçlüklerden söz etmektedir.

Kanat profillerinin rüzgar tünellerinde deneysel olarak incelenmesine yönelik çalışmalarda en önemli problemlerden birisini deney odası duvarlarının etkisi teşkil

etmektedir. Deneye tabi tutulan model etrafındaki akım alanının, deney odası duvarlarının sınırlaması nedeniyle sınırsız ortamda beklenenden bir miktar farklı oluşması şeklinde ortaya çıkan duvar etkilerinin incelenmesi ve düzeltilmesi konusundaki klasik çalışmalar Garner ve arkadaşları tarafından toplu olarak incelenmiştir[65]. Bu çalışmalarda genel olarak izlenen yol, modelin ve deney odası duvarlarına göre simetrik olarak yerleştirilmiş sonsuz sayıda imajının oluşturduğu hayali bir potansiyel akım alanında imajların, modelin yer aldığı bölgedeki etkilerinin hesaplanması şeklindedir. Bu hesaplamalar sırasında model ve imajları bir veya daha çok sayıda kaynak-kuyu, girdap veya duble tekillikleri ile temsil edilirler.

Klasik yöntemler geçmişte tek parçalı kanat profillerinin orta ve küçük hücum açılarındaki incelemelerinde başarı ile kullanılmıştır. Ancak günümüzde geliştirilen modern uçakların son derece karmaşık yapıları, çok parçalı kanatları, çok yüksek hücum açıları ve ayrıca transonik akım şartlarında incelenme zorunlulukları klasik yöntemleri yetersiz hale koymuştur. Ayrıca gelişen bilgisayarlar ve sayısal hesap yöntemleriyle yeni deney teknikleri konuya yeni bakış açıları getirmiştir[66-69]. Örneğin birçok modern laboratuvarında deney odası duvarları model etrafındaki akım çizgilerine göre şekil değiştirebilen rüzgar tünellerinin gelişimi ilgi çekicidir [66-69]. Birçok araştırmacının da deney odası duvarları üzerindeki ve akım alanı içerisindeki basınç ölçmeleri yardımıyla duvar etkilerini inceleyen yöntemlere yönelmesi dikkat çekmektedir[66-69].

Sabit deney odası duvarlarına sahip rüzgar tünellerinde duvar etkilerinin incelenmesi konusunda günümüzde en çok kullanılan sayısal yöntemler panel yöntemleridir. Literatürde uygulama açısından farklılık gösteren birçok panel yöntemine rastlamak mümkündür. Örneğin Holt ve

Hunt[70] iki aşamalı yöntemlerinde ilk aşamada rüzgar tüneli duvarları arasındaki akım alanını Schwartz-Christoffel dönüşümü ile kompleks düzlemin üst yarısındaki bir akım alanına dönüştürmekte, daha sonraki aşamada da uygun bir panel yöntemi ile bu akım alanını incelemektedir. Ojha ve Shevare[34] klasik inceleme tarzını panel yaklaşımı ile birleştirerek tam(exact) diye niteledikleri yeni bir yöntem geliştirmişlerdir. Araştırmacılar incelenen modelin deney odası duvarlarına göre simetrik konumlarda sonsuz sayıda imajını alarak oluşan hayali akım alanında model ve imajlarını, yüzeyleri boyunca girdap dağılımı ile temsil etmişler ve simetrik konumlu panellerin indüklediği hızları seri şeklinde toplamışlardır. Bazı araştırmacılar ise panel yöntemlerini direkt olarak kullanmayı tercih etmişlerdir. Örneğin Mokry[41], Eriksson[32], de Vries ve Schippold[71] incelenen kanat profili gibi deney odası duvarlarını da panellere ayırarak deney odası içerisindeki akım alanını incelemişlerdir. Bu tür inceleme tarzında deney odası duvarlarının boylarının ve üzerlerindeki eleman sayısı ile dağılımının önemli olacağını söylemek mümkündür. Ancak adı geçen yayınlarda bu konu üzerinde yeterince durulmadığı anlaşılmaktadır. Bu yayınlarda ayrıca tandem profiller halinde duvar etkilerinin nasıl düzeltilebileceği konusunda da yeterli bilgi bulunmamaktadır. Bu bakımdan her iki konunun da incelenmesinde yarar görülmektedir.

1.3. Tezde Yapılan Çalışmalar :

Bu tezde NACA 65, 012 profili esas alınarak imal edilen bir kanat profili modelinin küçük bir Reynolds sayısındaki taşıma ve yunuslama karakteristikleriyle, bu modelin tandem halde benzeri bir diğer modelin izinde yer alması halinde, söz konusu karakteristikleri üzerinde öndeki modelin etkilerinin incelenmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla yapılan çalışmalar iki ana bölüm altında toplanmıştır.

Bölüm 2'de iki-boyutlu potansiyel akım alanlarının hesabı için kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle geliştirilen yeni bir panel yöntemi sunulmuştur. Çok sayıda kanat profilinin oluşturduğu profil sistemleri etrafındaki akım alanlarını da hesaplayacak şekilde bilgisayar için programlanan yöntem bir, iki ve daha çok sayıda parçalı profil sistemleri için uygulanarak analitik çözümlerle geniş bir şekilde tahkik edilmiştir. Yöntem ayrıca rüzgar tüneli duvar etkileri incelenecek şekilde de bilgisayar için programlanmış ve dairesel silindir üzerinde yapılan çeşitli uygulama sonuçları tam çözümlerle karşılaştırılarak tahkik edilmiştir.

Bölüm 3 deneysel çalışmalara ayrılmıştır. Bu bölümde ilk olarak, deneysel çalışmaların gerçekleştirildiği İTÜ 110*80 cm² kesitli rüzgar tünelinin deney odasındaki akım kalitesinin tespitine yönelik olarak yapılan incelemelere yer verilmiştir. Daha sonra modeller tanımlanarak, yapılan deneysel çalışmaların izahına geçilmiştir. Deneysel incelemeler için esas alınan model üzerinde önce akım alanı, iplikle akım görünürlüğü yöntemi kullanılarak kalitatif olarak incelenmiştir. Daha sonra, modelin açıklığının ortasındaki kesiti boyunca basınç dağılımı çeşitli hücum açılarında ölçülerek, bu dağılımların yüzey boyunca integrasyonu suretiyle modele $6.5 \cdot 10^5$ Reynolds sayısında etkiyen taşıma ve yunuslama katsayıları tespit edilmiştir. Katsayılar üzerindeki rüzgar tünelli duvar etkileri, kompleks düzlemde geliştirilen panel yöntemi yardımıyla düzeltilmiştir. Bölüm 3'de son olarak, incelenen modelin tandem halde benzeri bir diğer modelin izinde yer alması halindeki taşıma ve yunuslama katsayıları, yine model açıklığının ortasındaki kesitte ölçülen basınç dağılımlarının integrasyonu suretiyle tespit edilmiştir. Modeller arasındaki uzaklıkla profillerin hücum açılarının parametre olarak alındığı bu deneyler sonucu elde edilen katsayılar üzerindeki rüzgar tünelli duvar etkileri de kompleks panel yöntemine dayanan bir

dizi işlemle düzeltilmiştir. Gerek tek profil halinde, gerekse tandem halde elde edilen deneysel sonuçlar kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Yapılan deneysel ve teorik çalışmalardan elde edilen sonuçların toplu bir değerlendirmesi Bölüm 4'de yapılmıştır.

BÖLÜM 2

KANAT PROFİLİ SİSTEMLERİ ETRAFINDAKİ POTANSİYEL AKIM ALANLARININ İNCELENMESİ

2.1. Giriş :

Akışkanlar mekaniğinin çoğu probleminde potansiyel akım yaklaşımının önemli bir yeri vardır. Bu bölüm kanat profili sistemleri etrafındaki potansiyel akım alanlarının incelenmesine ayrılmıştır. Bu amaçla kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle yeni bir panel yöntemi geliştirilmiştir[72]. Geliştirilen yöntemin izahına geçmeden önce Bölüm 2.2'de reel düzlemde potansiyel akım problemi ve Neumann tipi sınır şartları tanıtılarak problemin bir integral denkleme nasıl indirgenebileceği izah edilmiştir. Bölüm 2.3'de potansiyel akım problemi bu defa kompleks düzlemde ele alınarak problemin bir Cauchy integraliyle temsili izah edilmiştir. Daha sonra Bölüm 2.4'de kompleks düzlemde geliştirilen panel yöntemi ve Bölüm 2.5'de yöntemin kanat profilleri için uyarlaması sunulmuştur. Bölüm 2.7'de yöntemin uygulamaları için geliştirilen bilgisayar programı tanıtılarak tek kanat profili halinde ve iki veya daha çok parçalı kanat profili sistemleri için yapılan çeşitli uygulamalara yer verilmiştir. Bu arada kanat profillerine etkileyen taşıma ve yunuslama momenti katsayılarının hesabı için kompleks düzlemde geliştirilen hesap yöntemi de uygulamalara hazırlık olmak üzere Bölüm 2.6'da izah edilmiştir. Kompleks panel yöntemi ayrıca rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesine yönelik olmak üzere de ele alınarak bilgisayar için programlanmıştır. Bu konudaki bilgilere ve uygulamalara da Bölüm 2.8'de yer verilmiştir. Son olarak Bölüm 2.9'da kompleks panel yöntemle

yapılan incelemelerden elde edilen sonuçların genel bir değerlendirilmesi yapılmıştır.

2.2. Reel Düzlemde Potansiyel Akım Probleminin İntegral Denkleme İndirgenmesi :

Viskoz olmayan bir akışkanın daimi, sıkıştırılmaz, potansiyel hareketinde, akım alanının herhangi bir noktasındaki \vec{U} hızını bir ϕ potansiyel fonksiyonuna

$$\vec{U} = \text{grad } \phi \quad (2.1)$$

şeklinde bağlayarak akım alanını

$$\Delta \phi = 0 \quad (2.2)$$

Laplace denklemi ile temsil etmek mümkündür.

Laplace denkleminin lineer oluşu, potansiyel akım alanlarının süperpoze edilebilmelerine imkan sağlar. Bir kanat profili etrafındaki potansiyel akım problemi söz konusu olduğunda da bu özellikten yararlanarak akım alanını, bozulmamış bir akım alanı ile kanat profilinin varlığından ileri gelen bir bozuntu alanının süperpozisyonu şeklinde ifade etmek probleme yaklaşım açısından daha uygun olur. Bu durumda potansiyel fonksiyonu ve hızlar her iki akım alanındaki potansiyel fonksiyonları ve hızların

$$\phi = \phi_0 + \phi \quad (2.3)$$

$$\vec{U} = \vec{U}_0 + \vec{u}$$

şeklinde toplamı ile ifade edilir. Burada ϕ_0 indisi bozulmamış akıma ait büyüklükleri ifade etmektedir. \vec{u} bozuntu hızı ϕ bozuntu potansiyeline

$$\vec{u} = \text{grad } \phi \quad (2.4)$$

şeklinde bağlı olup ϕ bozuntu potansiyeli de ayrıca Laplace denklemini sağlar.

$$\Delta\psi = 0 \quad (2.5)$$

Kanat profilleriyle ilgili çoğu problemde U_∞ hızı genellikle sabit bir değere sahiptir. Yani kanat profili üniform, paralel bir akıma maruzdur. Yine bu tür problemler için (2.5) denkleminin çözümünde uygulanacak sınır şartlarını profilin yüzeyi üzerinde akımın yüzeye teğet olması ve profilin yeterince uzağında bozuntuların etkilerini kaybetmesi şeklinde ifade etmek mümkündür. Neumann tipi sınır şartları matematiksel olarak

$$\left(\frac{\partial\psi}{\partial n} \right)_s = - \left(\vec{U}_\infty \cdot \vec{n} \right)_s \quad (2.6)$$

$$\left(\vec{q} \cdot \vec{a} d\psi \right)_s = 0 \quad (2.7)$$

şeklinde ifade edilebilir. (2.5) Denkleminin bu şartlar altında çözülmesi halinde süperpozisyon ilkesi yardımıyla asıl akım alanı için de çözümler elde edilebilir.

(2.5) Denkleminin çözümünde integral tekniklerinden yararlanmak mümkündür. Green'in 3. idantitesi bir S kapalı yüzeyinin dışındaki veya içindeki potansiyel alanında potansiyel fonksiyonunun herhangi bir noktadaki değerinin, S sınır yüzeyi üzerindeki değerleri cinsinden

$$\begin{aligned} \psi(p) = & - \frac{1}{4\pi} \iint_S \frac{1}{r(p,q)} \frac{\partial\psi(q)}{\partial n_q} \cdot dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \iint_S \psi(q) \cdot \frac{\partial}{\partial n_q} \left[\frac{1}{r(p,q)} \right] \cdot dS \end{aligned} \quad (2.8)$$

şeklinde bir integral denklemi ile ifade edilebileceğini belirtir[24]. Burada n, S yüzeyinin normalini, q yüzey üzerindeki noktaları ve p de akım alanı içerisindeki noktaları belirtmektedir. Denklemdaki ilk terim yüzey boyunca şiddeti $\partial\psi(q)/\partial n_q$ şeklinde değişen bir kaynak dağılımını, ikinci terim ise $\psi(q)$ şiddetindeki bir duble dağılımını temsil etmektedir[23].

iki-boyutlu problemlerde duble dağılımının yerini girdap dağılımı alır ve (2.8) ifadesi

$$\psi(p) = \frac{1}{2\pi} \int [\sigma(q)\text{Lnr}(p,q) - \chi(q)\theta(p,q)]ds \quad (2.9)$$

şeklinde yazılır. Burada σ ve χ sırasıyla kaynak ve girdap şiddetlerini, r ve θ ise q noktasında yüzeyin teğet ve normal doğrultuları gözönüne alınarak p noktası için tanımlanan polar koordinatları belirtmektedir.

Üniform paralel akıma maruz bir cisim etrafındaki sıkıştırılamaz potansiyel akım problemi için (2.8) veya (2.9) ifadelerinin (2.7) sınır şartını kendiliğinden sağladıkları gösterilebilir. Cismin yüzeyi üzerinde verilen (2.6) şartının uygulanması halinde ise

$$\frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial n_q} \left(\int [\sigma(q)\text{Lnr}(p,q) - \chi(q)\theta(p,q)]ds \right) = - (\vec{U}_\infty \cdot \vec{n})_p \quad (2.10)$$

denklemini elde edilir. Bu ifadede p noktası artık s yüzeyi üzerinde ve sınır şartının gerçekleştiği noktadır.

(2.10) Denklemine herhangi şekle sahip bir yüzey için, örneğin bir kanat profili için, bu hali ile çözümü oldukça zordur. Panel yöntemleri bu zorluğu gidermek için katı cisim yüzeyini küçük yüzey elemanlarına ayırarak, (2.10) denklemini her bir yüzey elemanı üzerinde seçilen bir kontrol noktasında bir defa uygulamak suretiyle, problemi sonuçta bir lineer denklem takımına indirgeme yolunu izlerler[23].

2.3. Kompleks Düzlemde Potansiyel Akım Probleminin Cauchy İntegraliyle Temsili :

z Kompleks düzleminde bir potansiyel akım alanı

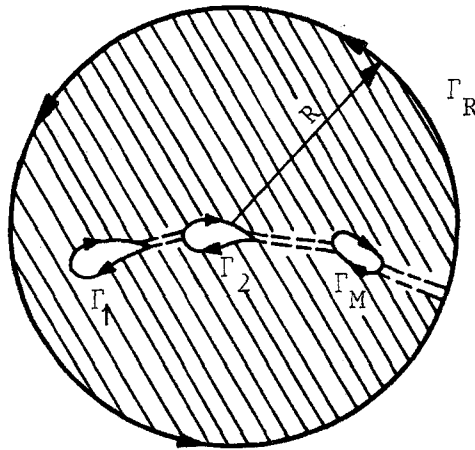
$$f(z) = \psi(z) + i\omega(z) \quad (2.11)$$

şeklinde tanımlanan bir analitik fonksiyonla temsil edilebilir. Burada φ potansiyel fonksiyonunu, ψ ise akım fonksiyonunu temsil etmektedir. Kompleks potansiyel fonksiyonu olarak da adlandırılan $f(z)$ 'nin türevi kompleks konjuge hızı verir:

$$w^*(z) = \frac{df(z)}{dz} = u - iv \quad (2.12)$$

Burada u ve v , akım hızının sırasıyla reel ve imajiner eksenler doğrultusundaki bileşenleridir.

Cauchy integral teoremi, kapalı bir eğrinin üzerinde ve içerisindeki bölgede analitik olan bir fonksiyonun, bu bölge içerisindeki herhangi noktadaki değerini fonksiyonun kapalı eğri üzerindeki değerleri cinsinden bir integralle ifade eder. Şimdi, z düzleminde m adet kapalı eğri etrafındaki çok bağı, sınırsız bölgeyi ele alalım (Şekil 2.1). Bu bölgeyi R yarıçaplı bir daire ile çevirerek sınırlı hale dönüştürmek ve daha sonra kapalı eğriler ve daireyi kesim çizgileriyle birleştirerek basit bağı hale getirmek mümkündür. Bu bölge içerisinde analitik olan bir $f(z)$ fonksiyonu için Cauchy integrali



Şekil 2.1 : z Düzleminde çok bağı bölge

$$f(z) = f(\infty) + \frac{1}{2\pi i} \int_{\Gamma_c} \frac{f(z_0)}{z_0 - z} dz_0 \quad (2.14)$$

şekline gelir. Burada Γ_c kapalı eğrileri ve z_0 da bu eğriler üzerindeki noktaları belirtmektedir. Söz konusu bölgede analitik fonksiyon olarak kompleks konjuge hızı almak mümkündür. Bu takdirde potansiyel akım alanındaki hızları

$$w^*(z) = w_\infty^* + \frac{1}{2\pi i} \int_{\Gamma_c} \frac{w^*(z_0)}{z_0 - z} dz_0 \quad (2.15)$$

şeklinde bir Cauchy integraliyle temsil etmek mümkün olur.

2.4. Kompleks Düzlemde Panel Yöntemi :

Kompleks konjuge hızın Γ_c kapalı eğrileri üzerindeki değerleri, $v^*(z_0)$ büyüklüğü

$$v^*(z_0) = \sigma(z_0) - i\zeta(z_0) \quad (2.16)$$

ile tanımlanan bir kompleks tekillik olmak üzere

$$w^*(z_0) = -iv^*(z_0) - t^*(z_0) \quad (2.17)$$

şeklindeki bir dağılımla temsil edildiği takdirde (2.15) bağıntısı

$$w^*(z) = w_\infty^* + \frac{1}{2\pi} \int_{\Gamma_c} \left[\frac{\sigma(z_0)}{z - z_0} - i \frac{\zeta(z_0)}{z - z_0} \right] ds \quad (2.18)$$

şekline getirilebilir. Burada ds , Γ_c kapalı eğrileri boyunca yay uzunluklarını belirtmekte olup

$$ds = t^*(z_0) - dz_0 \quad (2.19a)$$

şeklinde ifade edilebilir. $t(z_0)$ ise, Γ_c 'nin z_0 noktasındaki teğetinin x eksenine ile yaptığı açı δ olmak üzere

$$t(z_0) = e^{i\delta} \quad (2.19b)$$

şeklinde eğrinin eğimini tanımlayan bir kompleks büyüklüktür.

(2.18) Bağıntısında integral içerisindeki ilk terimin Γ_c kapalı eğrileri boyunca şiddeti $\sigma(z_0)$ şeklinde değişen bir kaynak dağılımını, ikinci terimin ise $\delta(z_0)$ şiddetindeki bir girdap dağılımını temsil ettiği dikkati çekmektedir. z' nin çok büyük değerleri için integral içerisindeki terimler sıfıra gitmekte olup (2.18) bağıntısı (2.7) ifadesiyle belirtilen sınır şartını kendiliğinden sağlamaktadır. Yüzey üzerindeki (2.6) sınır şartının uygulanması halinde ise (2.18) bağıntısından

$$\text{Imag}\left\{\frac{1}{2\pi}t(\mu)\int_{\Gamma_c}\frac{v^*(z_0)t^*(z_0)dz_0}{\mu-z_0}\right\} = -\text{Imag}\{w^*t(\mu)\} \quad (2.20)$$

denkleme gelinir. Burada μ , artık Γ_c üzerinde hızların hesaplandığı kontrol noktalarını belirtmektedir. Integral $z_0=\mu$ noktasında tekillik göstermekte olup, bu nokta civarında integral değerinin Cauchy prensipal değerini alacağını unutmamak gerekir.

(2.20) Denklemi doğrudan çözmek zorluk gösterdiğinden diğer panel yöntemlerinde olduğu gibi kapalı yüzeyleri n adet küçük yüzey elemanına (panel) bölerek integrali bir toplam şeklinde yazmak daha uygun olur:

$$\sum_{j=1}^n \text{Imag}\left\{\frac{1}{2\pi}t(\mu)\int_{\Gamma_j}^{\Gamma_{j+1}}\frac{v^*(z_0)t^*(z_0)dz_0}{\mu-z_0}\right\} = -\text{Imag}\{w^*t(\mu)\} \quad (2.21)$$

Denklemdaki integrali, en basit halde, doğrusal paneller boyunca sabit tekillik dağılımı alarak hesaplamak mümkündür. Ancak daha hassas sonuçlar almak ve bilgisayar süresinden tasarruf sağlamak açısından daha yüksek mertebeden yaklaşımlar yararlıdır. Bununla birlikte, çoğu uygulamada doğrusal paneller boyunca lineer tekillik dağılımı hayli tatminkar bulunmuştur [30,33,34,38-40].

z Kompleks düzleminin z_j ve z_{j+1} gibi iki noktası arasında yer alan bir doğrusal yüzey elemanı boyunca lineer tekillik dağılımı

$$v^*(z_0) = v_j^* + v_j^{*'}(z_0 - \mu_j) t_j^* \quad (2.22)$$

şeklinde tanımlanabilir. Burada μ_j yüzey elemanının orta noktasını, v_j^* tekilliğin bu orta noktadaki değerini, $v_j^{*'}$ ise tekilliğin yüzey elemanı boyunca lineer değişimini belirtmektedir (Şekil 2.2). Tekillik için verilen bu ifadenin (2.21) denkleminde kullanılması ve bu denklemin her yüzey elemanı üzerinde bir defa uygulanması halinde

$$\sum_{j=1}^n \text{Imag}\{C_{i,j} v_j^* + C_{i,j}' v_j^{*'}\} = -\text{Imag}\{\omega_i^* t_i\} \quad (2.23)$$

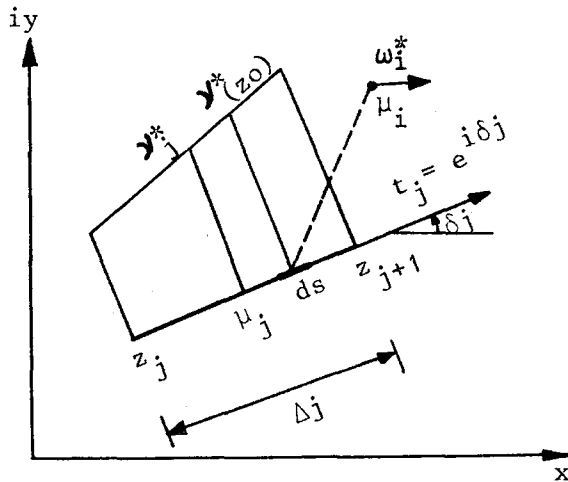
(i=1,2,...,n)

lineer denklem sistemi elde edilir. Burada

$$C_{i,j} = \begin{cases} -\frac{1}{2\pi} t_i t_j^* \text{Ln} \frac{\mu_i - z_{j+1}}{\mu_i - z_j}, & i \neq j \text{ için} \\ -0.5, & i = j \text{ için} \end{cases} \quad (2.24)$$

$$C_{i,j}' = C_{i,j} (\mu_i - \mu_j) t_j^* - \frac{1}{2\pi} t_i t_j^* \Delta_j$$

dir. Tekillik dağılımının lineerliğini belirten $v_j^{*'}$



Şekil 2.2 : Doğrusal yüzey elemanı boyunca lineer tekillik dağılımı

parametresi komşu yüzey elemanlarının orta noktalarındaki teklik değerleri cinsinden

$$v_j^* = e_{1j} v_{j-1}^* + e_{2j} v_j^* + e_{3j} v_{j+1}^* \quad (2.25)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada

$$e_{1j} = -\frac{r}{q p}, \quad e_{2j} = \frac{1}{q} \left(\frac{r}{p} - \frac{p}{r} \right), \quad e_{3j} = \frac{p}{q r} \quad (2.26)$$

$$p = \Delta_j + \Delta_{j-1}, \quad r = \Delta_j + \Delta_{j+1}, \quad q = \frac{1}{2} (p+r)$$

olup Δ_j , j 'inci yüzey elemanının uzunluğunu temsil etmektedir. Bu bağıntılar (2.23)'de kullanılmak suretiyle

$$\sum_{j=1}^n \text{Imag}(\bar{C}_{1j} v_j^*) = -\text{Imag}(w \dot{z} t_1), \quad (i=1,2,..,n) \quad (2.27)$$

elde edilir. Burada

$$\bar{C}_{1j} = C_{1j} + C_{1j-1} e_{3j-1} + C_{1j} e_{2j} + C_{1j+1} e_{1j+1} \quad (2.28)$$

dir. \bar{C}_{1j} kompleks değişkeninin reel ve imajiner kısımlarını sırayla a_{1j} ve b_{1j} ile göstererek denklem sistemini

$$\sum_{j=1}^n (b_{1j} \sigma_j - a_{1j} \delta_j) = \text{Imag}(w \dot{z} t_1), \quad (i=1,2,..,n) \quad (2.29)$$

şekline getirmek de mümkündür. Bu denklem sistemi n adet denkleme karşılık $2n$ adet bilinmeyen ($\sigma_j, \delta_j, j=1,2,..,n$) bulundurmakta olup, bu halde çözümü mümkün değildir. Ancak taşıma kuvvetinin söz konusu olmadığı hallerde $\delta_j=0$ ($j=1,2,..,n$) alarak bilinmeyen sayısını denklem sayısına indirmek mümkündür. Kanat profili tipi cisimler için ise daha başka bağıntılara gerek vardır.

2.5. Kanat Profilleri Etrafındaki Potansiyel Akımlar İçin Panel Yöntemi :

Kanat profili ve benzeri, taşıma veren cisimlerin oluşturduğu sistemler için her bir kapalı cisim etrafında

ifadesinde (2.15) ve daha sonraki bağıntılar kullanılmak suretiyle

$$V_{t_i} = \text{Reel}\{w_{t_i}^*\} + \sum_{j=1}^n a_{ij} \sigma_j + \sum_{k=1}^m \left(\sum_{j=n_i(k)}^{n_f(k)} b_{ij} d_j \right) \sigma_k \quad (i=1,2,\dots,n) \quad (2.32)$$

şeklinde hesaplanabilir. $n_i(k)$ ve $n_f(k)$, k 'inci profilin sırasıyla ilk ve sonuncu yüzey elemanlarının numarasını belirtmektedir. Yüzey elemanları üzerindeki basınç katsayıları da Bernoulli denkleminden çıkartılan

$$C_{p_i} = 1 - \left(\frac{V_{t_i}}{U_\infty} \right)^2, \quad (i=1,2,\dots,n) \quad (2.33)$$

bağıntısı yardımıyla elde edilir.

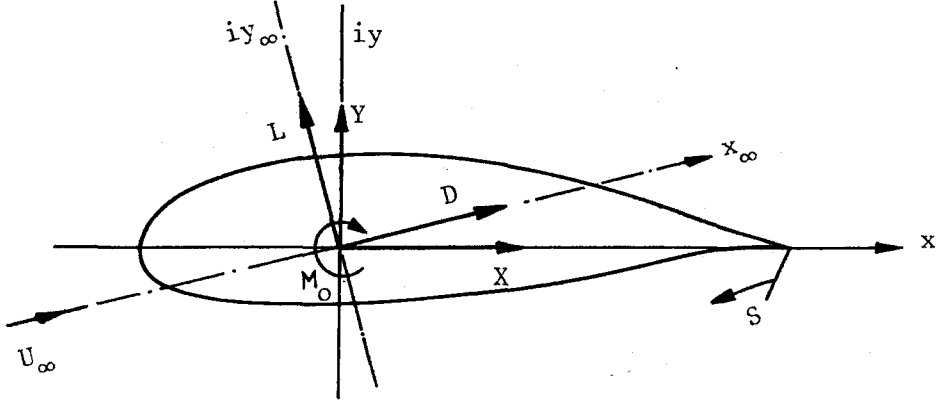
2.6. Kanat Profiline Etkiyen Taşıma ve Yunuslama Katsayılarının Hesabı :

z Kompleks düzleminde potansiyel akım alanı içerisinde yer alan bir kapalı cisme etkiyen bileşke kuvvet ve moment, $f(z)$ kompleks potansiyel fonksiyonunun türevi cinsinden, cisim yüzeyi boyunca alınan çizgisel integrallerle ifade edilebilir[73]. U_∞ hızındaki üniform paralel akıma α hücum açısı ile maruz kalan bir kanat profili için (Şekil 2.4) çizgisel integrallerin yönü ve yunuslama momentinin pozitif yönü saat ibreleri yönünde seçilirse söz konusu integral ifadeleri

$$F^* = X - iY = - \frac{1}{2} \rho i \oint \left[\frac{df(z)}{dz} \right]^2 dz \quad (2.34)$$

$$M_o = - \frac{1}{2} \rho \text{Reel} \left\{ \oint \left[\frac{df(z)}{dz} \right]^2 z dz \right\} \quad (2.35)$$

şeklinde yazılabilir. Kompleks potansiyel fonksiyonunun türevinin kompleks konjuge hızı verdiği hatırlanarak ve ayrıca kanat profilinin yüzeyi üzerinde herhangi bir z noktasındaki kompleks konjuge hız



Şekil 2.4 :Kanat profiline etkiyen kuvvet ve momentler

$$w^*(z) = U(z)t^*(z)$$

şeklinde yüzey eğiminin kompleks ifadesine bağlanarak (2.34) ve (2.35) ifadeleri yeniden düzenlenirse

$$F = X + iY = \frac{1}{2}\rho i \oint [U(z)]^2 dz \quad (2.36)$$

$$M_o = -\frac{1}{2}\rho \text{Reel} \left\{ \oint [U(z)]^2 z dz^* \right\} \quad (2.37)$$

elde edilir. Burada $U(z)$, z noktasındaki hızın şiddetidir. Sürüklenme ve taşıma kuvvetlerini elde etmek için (2.36) bağıntısı üniform paralel akım doğrultusuna bağlı eksen takımına

$$F_{\infty} = D + iL = \frac{1}{2}\rho i e^{-i\alpha} \oint [U(z)]^2 dz \quad (2.38)$$

şeklinde aktarılabilir. Sonuç olarak sürüklenme, taşıma ve yunuslama katsayıları, (2.37) ve (2.38) bağıntılarından

$$\begin{aligned}
 C_D &= \frac{\text{Reel}(F_{\infty})}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 c} = \text{Reel}\{ie^{-i\alpha} \oint \bar{U}^2 d\bar{z}\} \\
 C_L &= \frac{\text{Imag}(F_{\infty})}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 c} = \text{Imag}\{ie^{-i\alpha} \oint \bar{U}^2 d\bar{z}\} \quad (2.39) \\
 C_M &= \frac{M_0}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 c^2} = - \text{Reel}\left\{\oint \bar{U}^2 \bar{z} d\bar{z}^*\right\}
 \end{aligned}$$

şeklinde elde edilir. Bu bağıntılarda \bar{U} ve \bar{z}

$$\bar{U} = \frac{U(z)}{U_{\infty}} \quad \bar{z} = \frac{z}{c}$$

şeklinde boyutsuz büyüklükleri ifade etmektedir.

Kompleks panel yöntemi uygulamalarına yönelik olarak kanat profilinin her bir yüzey elemanı üzerinde basıncın sabit ve bu yüzey elemanının kontrol noktasındaki basınç değerine eşit olduğu kabul edilerek (2.39) integral ifadeleri yaklaşık olarak

$$\begin{aligned}
 C_D &= \text{Reel}\{ie^{-i\alpha} \sum_{j=1}^n \bar{U}_j^2 (\bar{z}_{j+1} - \bar{z}_j)\} \\
 C_L &= \text{Imag}\{ie^{-i\alpha} \sum_{j=1}^n \bar{U}_j^2 (\bar{z}_{j+1} - \bar{z}_j)\} \quad (2.40) \\
 C_M &= - \text{Reel}\left\{\sum_{j=1}^n \bar{U}_j^2 \nu_j (\bar{z}_{j+1} - \bar{z}_j)^*\right\}
 \end{aligned}$$

şeklinde toplamlarla ifade edilebilir. Yunuslama katsayısının başka bir noktaya göre hesaplanması istendiği takdirde C_M için verilen ifadede bir öteleme yapılması gerekmektedir.

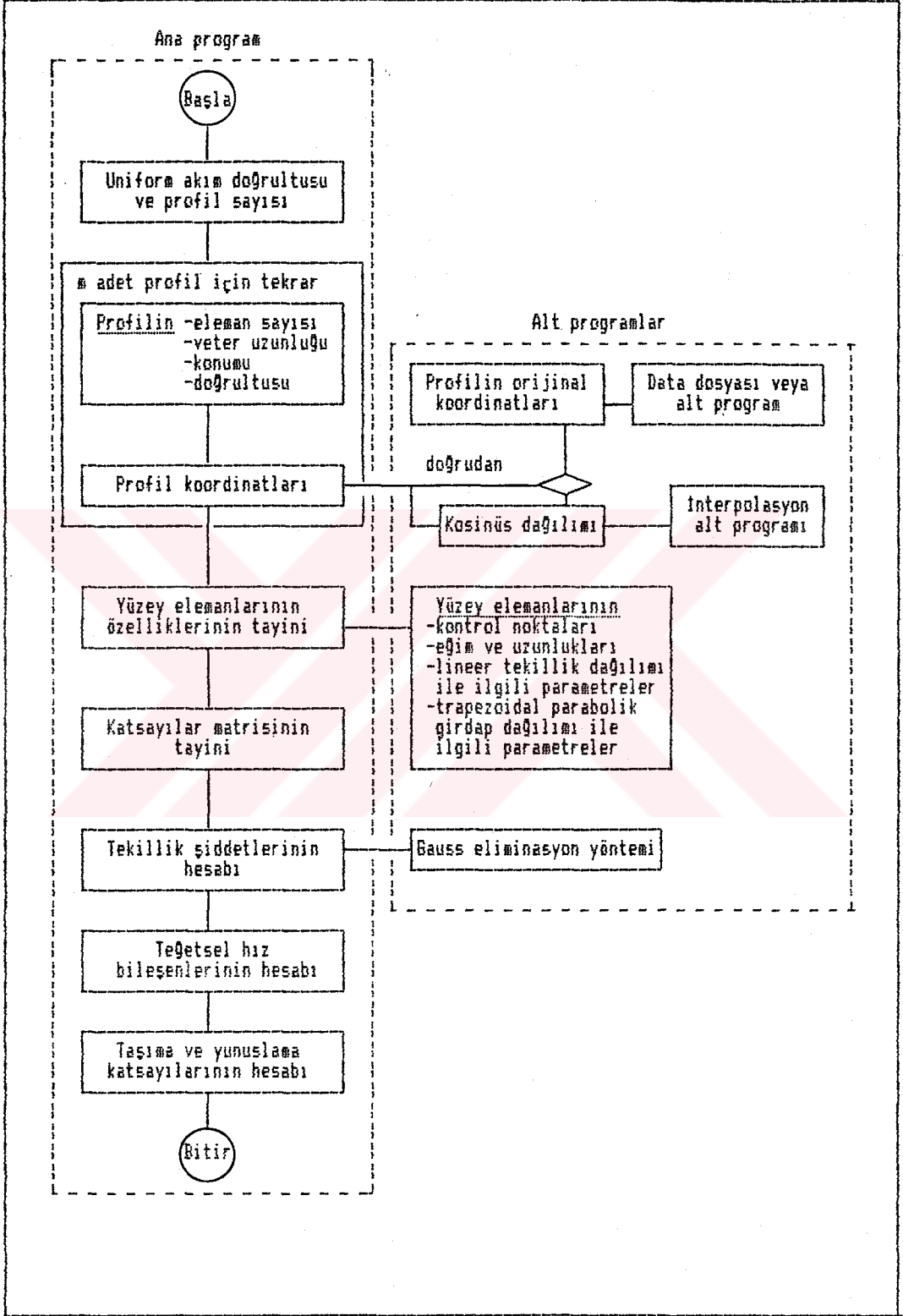
2.7. Uygulamalar :

Kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle geliştirilen panel yöntemi, üniform paralel akıma maruz çok sayıda kanat profili etrafındaki potansiyel

akım halinde profillerin yüzeyleri boyunca basınç dağılımlarını ve profillere etkiyen taşıma ve yunuslama katsayılarını hesaplayacak şekilde bilgisayar için programlanmıştır. Akış diyagramı ana hatlarıyla Tablo 2.1'de sunulan bilgisayar programı bir ana programdan ve çeşitli seviyelerdeki birçok alt programdan meydana gelmektedir. Bilgisayar programına üniform akım doğrultusu ve profil sayısı ile her bir profilin kompleks düzlemdeki konumu, doğrultusu, üzerinde alınacak eleman sayısı ve koordinatları data olarak verilmektedir. Profil koordinatları, istenildiği taktirde bir interpolasyon alt programı aracılığıyla "kosinüs dağılımı" için yeniden düzenlenebilmektedir. Bu tür bir dağılım profilin hızlı basınç değişimi gösteren hücum ve firar kenarı bölgelerinde daha çok sayıda yüzey elemanı alınmasını sağlamaktadır. Yüzey elemanlarının uzunluk, eğim, kontrol noktalarının koordinatları gibi büyüklükleriyle lineer tekillik dağılımına ve trapezoidal parabolik girdap dağılımına ilişkin parametreler bir başka alt program vasıtasıyla hesaplanmaktadır. (2.29) Denklemleriyle Kutta şartından elde edilen denklemlerin oluşturduğu lineer denklem sisteminin katsayıları ana program vasıtasıyla hesaplandıktan sonra tekillik şiddetleri, Gauss eliminasyon yöntemini kullanan bir alt program vasıtasıyla çözülmektedir. Ana program son olarak her bir yüzey elemanının kontrol noktası üzerindeki teğetsel hız bileşenini hesaplamakta ve bunların integrasyonu suretiyle de her bir profile etkiyen taşıma ve yunuslama katsayılarını vermektedir.

Geliştirilen panel yönteminin hassasiyetini ve bilgisayar programının işlerliğini görmek amacıyla birçok uygulama yapılmıştır. Bunlardan ilki bir seri Joukowsky ve Karman-Treffitz tipi profil üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla pratikte sıklıkla rastlanabilecek profilleri temsil etmek üzere kalınlık oranları $\delta=0.05$ ile 0.20 arasında, kamburluk oranları da $\chi=0-0.15$ arasında değişen 16 adet Joukowsky profili ile aynı kalınlık ve kamburluk oranlarına sahip olan ve maksimum kalınlık

Tablo 2.1 : Bilgisayar programının Akış diyagramı



noktaları veterlerinin %40'ında bulunan 16 adet Karman-Treffitz profili seçilmiştir[74]. Her bir profil üzerinde 50 yüzey elemanı kullanılarak kompleks panel yöntemi vasıtasıyla elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları analitik sonuçlarla sistematik bir şekilde karşılaştırılmıştır. $\alpha=0^\circ$ ve $\alpha=15^\circ$ hücum açılarında elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Tablo 2.2 ve Tablo 2.3'de sunulmuştur. Bu tablolar da görülen taşıma katsayıları 0 ile 4 arasında değişmekte olup, bu değerler geliştirilen yöntemin tahkiki için yeterince geniş bir uygulamanın yapıldığını göstermektedir. Panel yöntemi sonuçları ile analitik sonuçlar arasındaki farklar Tablo 2.4'de sunulmuş olup, tablodaki değerler yöntemin geçerlilik sınırları ve hassasiyeti hakkında fikir vermektedir. Burada ilk dikkati çeken husus genellikle profillerin kalınlık oranı arttıkça yöntemin daha hassas sonuç vermesidir. Kalınlık oranının hayli küçük sayılabileceği $\delta=0.05$ halinde ise yöntemin hatasının bir miktar büyüdüğü görülmektedir.

Kompleks panel yönteminin hassasiyeti hakkında yanlışlığa düşmemek için Tablo 2.4'ün iyi değerlendirilmesi gerekir. Şöyle ki; bu tabloya göre özellikle taşıma katsayısının büyük olduğu büyük kamburluklu profiller halinde kompleks panel yöntemi sonuçlarının analitik sonuçlardan %3'e varan mertebelerde saptığı gibi bir görüntü ortaya çıkmaktadır. Ancak bu durumda profilin sağladığı taşıma katsayısı yanında söz konusu hatanın yine çok küçük kalmakta olduğu gözden kaçırılmamalıdır. Nitekim bu hususa açıklık kazandırmak üzere Tablo 2.4'deki her bir hata değeri bu haldeki analitik taşıma ve yunuslama katsayısına bölünmek suretiyle elde edilen relatif hatalar Tablo 2.5'de ayrıca sunulmuştur. Yüksek taşıma katsayılarında relatif hataların %1.5 mertebesinin altına düşmeleri dikkati çekicidir. Bu arada küçük taşıma katsayılarında relatif hataların büyük gözükmesinin yanıltıcı olmaması gerektiğini belirlemekte yarar vardır. Zira bu hallerde kompleks panel yönteminin gerçek hatası pratikte

Tablo 2.2 : Tek profil uygulaması

Joukowsky Profilleri			C_L		$C_{Mc/4}$	
	δ		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
$\gamma = 0$	0.05	ANALİTİK	0.0000	1.6888	0.0000	-0.0012
		CPM	0.0000	1.6835	0.0000	-0.0018
	0.10	ANALİTİK	0.0000	1.7516	0.0000	-0.0048
		CPM	0.0000	1.7498	0.0000	-0.0047
	0.15	ANALİTİK	0.0000	1.8146	0.0000	-0.0111
		CPM	0.0000	1.8123	0.0000	-0.0112
	0.20	ANALİTİK	0.0000	1.8781	0.0000	-0.0201
		CPM	0.0000	1.8757	0.0000	-0.0203
$\gamma = 0.05$	0.05	ANALİTİK	0.6526	2.3189	-0.1571	-0.1634
		CPM	0.6424	2.3070	-0.1555	-0.1618
	0.10	ANALİTİK	0.6766	2.4046	-0.1572	-0.1682
		CPM	0.6673	2.3944	-0.1556	-0.1667
	0.15	ANALİTİK	0.7008	2.4908	-0.1573	-0.1757
		CPM	0.6921	2.4805	-0.1559	-0.1746
	0.20	ANALİTİK	0.7252	2.5777	-0.1577	-0.1863
		CPM	0.7171	2.5677	-0.1563	-0.1853
$\gamma = 0.10$	0.05	ANALİTİK	1.3043	2.9477	-0.3142	-0.3389
		CPM	1.2837	2.9300	-0.3110	-0.3289
	0.10	ANALİTİK	1.3521	3.0558	-0.3143	-0.3405
		CPM	1.3332	3.0376	-0.3112	-0.3375
	0.15	ANALİTİK	1.4000	3.1641	-0.3146	-0.3499
		CPM	1.3823	3.1462	-0.3117	-0.3473
	0.20	ANALİTİK	1.4482	3.2732	-0.3152	-0.3624
		CPM	1.4316	3.2561	-0.3126	-0.3601
$\gamma = 0.15$	0.05	ANALİTİK	1.9552	3.5754	-0.4713	-0.5128
		CPM	1.9235	3.5521	-0.4664	-0.5062
	0.10	ANALİTİK	2.0257	3.7042	-0.4714	-0.5217
		CPM	1.9967	3.6785	-0.4666	-0.5170
	0.15	ANALİTİK	2.0963	3.8334	-0.4719	-0.5334
		CPM	2.0693	3.8083	-0.4674	-0.5292
	0.20	ANALİTİK	2.1672	3.9633	-0.4728	-0.5483
		CPM	2.1419	3.9393	-0.4686	-0.5446

Tablo 2.3 : Tek profil uygulaması

Karman-Trefftz Profilleri ($X_\delta=0.40$)		C_L		$C_{M_c/4}$		
δ		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	
$\gamma = 0$	0.05	ANALİTİK	0.0000	1.6876	0.0000	-0.0138
		CPM	0.0000	1.6414	0.0000	-0.0233
	0.10	ANALİTİK	0.0000	1.7518	0.0000	-0.0289
		CPM	0.0000	1.7424	0.0000	-0.0302
	0.15	ANALİTİK	0.0000	1.8184	0.0000	-0.0456
		CPM	0.0000	1.8143	0.0000	-0.0457
	0.20	ANALİTİK	0.0000	1.8874	0.0000	-0.0641
		CPM	0.0000	1.8837	0.0000	-0.0641
$\gamma = 0.05$	0.05	ANALİTİK	0.6641	2.3286	-0.1633	-0.1819
		CPM	0.6531	2.2931	-0.1616	-0.1840
	0.10	ANALİTİK	0.6998	2.4267	-0.1692	-0.2040
		CPM	0.6902	2.4113	-0.1676	-0.2028
	0.15	ANALİTİK	0.7355	2.5274	-0.1750	-0.2277
		CPM	0.7266	2.5154	-0.1733	-0.2261
	0.20	ANALİTİK	0.7708	2.6300	-0.1805	-0.2527
		CPM	0.7621	2.6184	-0.1787	-0.2510
$\gamma = 0.10$	0.05	ANALİTİK	1.3269	2.9675	-0.3263	-0.3584
		CPM	1.3045	2.9442	-0.3229	-0.3527
	0.10	ANALİTİK	1.3972	3.0977	-0.3380	-0.3877
		CPM	1.3778	3.0768	-0.3346	-0.3837
	0.15	ANALİTİK	1.4677	3.2303	-0.3495	-0.4189
		CPM	1.4496	3.2111	-0.3460	-0.4154
	0.20	ANALİTİK	1.5368	3.3642	-0.3600	-0.4504
		CPM	1.5192	3.3453	-0.3564	-0.4470
$\gamma = 0.15$	0.05	ANALİTİK	1.9874	3.6035	-0.4888	-0.5424
		CPM	1.9524	3.5922	-0.4833	-0.5290
	0.10	ANALİTİK	2.0900	3.7627	-0.5058	-0.5793
		CPM	2.0602	3.7364	-0.5006	-0.5722
	0.15	ANALİTİK	2.1925	3.9240	-0.5222	-0.6174
		CPM	2.1650	3.8980	-0.5170	-0.6120
	0.20	ANALİTİK	2.2947	4.0872	-0.5384	-0.6575
		CPM	2.2683	4.0616	-0.5331	-0.6525

Tablo 2.4 : Tek profil halinde mutlak hatalar

	γ	δ	$(C_L)_A - (C_L)_N$		$(C_M)_A - (C_M)_N$		
			$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	
			Karman - Trefftz ($X_\delta = 0.40$)				
Joukowsky	0	0.05	0	0.0462	0	-0.0095	
		0.10	0	0.0093	0	-0.0013	
		0.15	0	0.0041	0	-0.0001	
		0.20	0	0.0037	0	0.0000	
	0.05	0.05	0.0110	0.0355	0.0017	-0.0021	
		0.10	0.0096	0.0154	0.0016	0.0012	
		0.15	0.0089	0.0120	0.0017	0.0016	
		0.20	0.0087	0.0116	0.0018	0.0017	
	0.10	0.05	0.0224	0.0233	0.0034	0.0057	
		0.10	0.0194	0.0209	0.0034	0.0040	
		0.15	0.0181	0.0192	0.0035	0.0035	
		0.20	0.0176	0.0189	0.0036	0.0034	
	0.15	0.05	0.0350	0.0113	0.0055	0.0134	
		0.10	0.0298	0.0263	0.0052	0.0071	
		0.15	0.0275	0.0260	0.0052	0.0054	
		0.20	0.0264	0.0256	0.0053	0.0050	
	Karman - Trefftz ($X_\delta = 0.40$)	0	0.05	0	0.0053	0	-0.0006
			0.10	0	0.0018	0	0.0001
			0.15	0	0.0023	0	0.0001
			0.20	0	0.0024	0	-0.0002
0.05		0.05	0.0102	0.0119	0.0035	-0.0016	
		0.10	0.0093	0.0102	0.0016	0.0015	
		0.15	0.0087	0.0103	0.0014	0.0011	
		0.20	0.0081	0.0100	0.0014	0.0010	
0.10		0.05	0.0206	0.0177	0.0032	0.0090	
		0.10	0.0189	0.0182	0.0031	0.0030	
		0.15	0.0177	0.0179	0.0029	0.0026	
		0.20	0.0166	0.0171	0.0026	0.0023	
0.15		0.05	0.0317	0.0233	0.0049	0.0066	
		0.10	0.0290	0.0257	0.0048	0.0047	
		0.15	0.0270	0.0251	0.0045	0.0042	
		0.20	0.0253	0.0240	0.0042	0.0037	

Tablo 2.5 : Tek profil halinde relatif hatalar

	γ	δ	$\frac{(C_L)_A - (C_L)_N}{(C_L)_A}$		$\frac{(C_M)_A - (C_M)_N}{C_M A}$	
			$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
			Karman_Trefftz ($X_\delta = 0.40$)			
Joukowsky	0	0.05	0	0.0273	0	-0.6884
		0.10	0	0.0053	0	-0.0449
		0.15	0	0.0022	0	-0.0021
		0.20	0	0.0019	0	0.
	0.05	0.05	0.0165	0.0152	0.0104	-0.0115
		0.10	0.0137	0.0063	0.0094	0.0058
		0.15	0.0121	0.0047	0.0097	0.0070
		0.20	0.0112	0.0044	0.0099	0.0067
	0.10	0.05	0.0168	0.0078	0.0104	0.0159
		0.10	0.0138	0.0067	0.0100	0.0103
		0.15	0.0123	0.0059	0.0100	0.0083
		0.20	0.0114	0.0056	0.0100	0.0075
	0.15	0.05	0.0176	0.0031	0.0112	0.0247
		0.10	0.0142	0.0069	0.0102	0.0122
		0.15	0.0125	0.0066	0.0099	0.0087
		0.20	0.0115	0.0062	0.0098	0.0076
Karman_Trefftz ($X_\delta = 0.40$)	0	0.05	0	0.0031	0	-0.5000
		0.10	0	0.0010	0	0.0208
		0.15	0	0.0012	0	-0.0090
		0.20	0	0.0012	0	-0.0099
	0.05	0.05	0.0156	0.0051	0.0225	0.0098
		0.10	0.0137	0.0042	0.0101	0.0089
		0.15	0.0124	0.0041	0.0089	0.0062
		0.20	0.0111	0.0038	0.0088	0.0053
	0.10	0.05	0.0157	0.0060	0.0101	0.0265
		0.10	0.0139	0.0059	0.0098	0.0088
		0.15	0.0126	0.0056	0.0092	0.0074
		0.20	0.0114	0.0052	0.0082	0.0063
	0.15	0.05	0.0162	0.0065	0.0103	0.0128
		0.10	0.0143	0.0069	0.0101	0.0090
		0.15	0.0128	0.0065	0.0095	0.0078
		0.20	0.0116	0.0060	0.0088	0.0067

karsılasılan taşıma ve yunuslama katsayılarının yanında yeterince küçük kalmaktadır.

Bu detaylı analizden sonra kalınlık oranı $\delta=0.20$ ve kamburluk oranı $\gamma=0.15$ olan bir Karman-Treffitz profili üzerinde değişik sayıda yüzey elemanı alınarak bir uygulama yapılmıştır. $\alpha=0^\circ$ ve 15° hücum açılarında elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Tablo 2.6'da sunulmuştur. Görüldüğü gibi yüzey elemanı sayısı arttıkça kompleks panel metodu analitik sonuçlara daha yakın sonuçlar vermektedir. Buna göre gerektiğinde yüzey elemanı sayısını arttırarak yöntemi istenildiği kadar hassaslaştırmak mümkündür.

Tablo 2.6 : Panel sayısının etkisi

Karman-Treffitz Profili $\delta = 0.20$ $\gamma = 0.15$ $X_\delta = 0.40$	C_L		$C_{M_{c/4}}$	
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
ANALİTİK	2.2947	4.0872	-0.5384	-0.6575
50 Eleman	2.2683	4.0616	-0.5331	-0.6525
60 "	2.2762	4.0692	-0.5347	-0.6540
70 "	2.2810	4.0738	-0.5356	-0.6549
80 "	2.2842	4.0769	-0.5362	-0.6555
90 "	2.2863	4.0790	-0.5367	-0.6559
100 "	2.2879	4.0805	-0.5370	-0.6562

Tek profil halinde son bir uygulama kompleks panel yönteminin pratikte rastlanan kanat profilleri üzerindeki uygulamalarına bir örnek teşkil etmek üzere NACA 65, 012 profili için gerçekleştirilmiştir. Bu profil aynı zamanda Bölüm 3'deki deneysel çalışmalarda kullanılan modeller için baz olarak seçilmiş bulunduğundan incelenmesinde ayrıca yarar görülmüştür. NACA profilinin literatürden

alınan koordinatları[6] kullanılarak kompleks panel yöntemi ile elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Tablo 2.7'de sunulmuştur. Aynı tabloda bu profil için Theodorsen yöntemi ile elde edilen katsayılara da yer verilmiştir[75]. İlk bakışta bu uygulamada kompleks panel yöntemi sonuçları ile Theodorsen yöntemi sonuçları arasındaki farkların, bu kalınlık oranına sahip Joukowsky ve Karman-Trefftz profilleri için kompleks panel yönteminin verdiği hata mertebesinin hayli üzerinde olduğu dikkati çekmektedir. Nitekim bunu göstermek üzere aynı tabloda 0.12 kalınlık oranına sahip simetrik Joukowsky profili ile aynı kalınlık oranına sahip ve maksimum kalınlık noktası veterinin 240'ında bulunan Karman-Trefftz profilinin analitik olarak ve kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları da verilmiştir. Bu uygulamada söz konusu olan hatalar kompleks panel yönteminden ileri gelmeyip, profilin literatürden alınan koordinat dağılımının yöntemine uygun düşmejisinden kaynaklanmaktadır. Nitekim profilin koordinatları, başının çabuk değiştiği hücum ve firar kenarı dolaylarında daha çok sayıda yüzey elemanı yer alacak şekilde interpolasyonla yeniden düzenlendiğinde elde edilen sonuçlar Tablo 2.7'ye ilave edilmiş olup son derece tatminkar olduğu dikkati çekmektedir. Bilgisayar akış diyagramında "kosinüs dağılımı" olarak isimlendirilen bu yeni koordinat dağılımı pratikteki profiller için literatürdeki çeşitli panel yöntemlerinde de sık sık kullanılmaktadır[76,77]. Kompleks panel yöntemi için geliştirilen bilgisayar programında kullanılan dağılımı, profil yüzeyi boyunca toplam yüzey elemanı sayısı n olmak üzere

$$\frac{x}{c} = \frac{1}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi}{n} i \right) \quad (i=1,2,\dots,n+1)$$

şeklinde tanımlamak mümkündür. Veter boyunca seçilen bu noktalar için y koordinatları profilin orijinal koordinatları kullanılarak interpolasyonla elde edilmektedir.

Tablo 2.7 : Panel dağılımının etkisi

Profil	Yöntem	C_L				$C_{M_{c/4}}$			
		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 12^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
Joukowsky	ANALİTİK	0.0000	0.4789	0.9554	1.4273	0.0000	-0.0020	-0.0039	-0.0057
	CPM	0.0000	0.4782	0.9541	1.4255	0.0000	-0.0019	-0.0039	-0.0057
Karman-Treffitz	ANALİTİK	0.0000	0.4792	0.9561	1.4284	0.0000	-0.0099	-0.0196	-0.0289
	CPM	0.0000	0.4777	0.9530	1.4236	0.0000	-0.0100	-0.0199	-0.0293
NACA 65 ₁ 012	Theodorsen	0.0000	0.4769	0.9515	1.4214	—	—	—	—
	CPM (Orijinal Koordinatlar)	0.0000	0.4620	0.9215	1.3763	0.0000	-0.0047	-0.0092	-0.0136
	CPM (Cosinus dağılımı)	0.0000	0.4769	0.9513	1.4209	0.0000	-0.0073	-0.0145	-0.0214

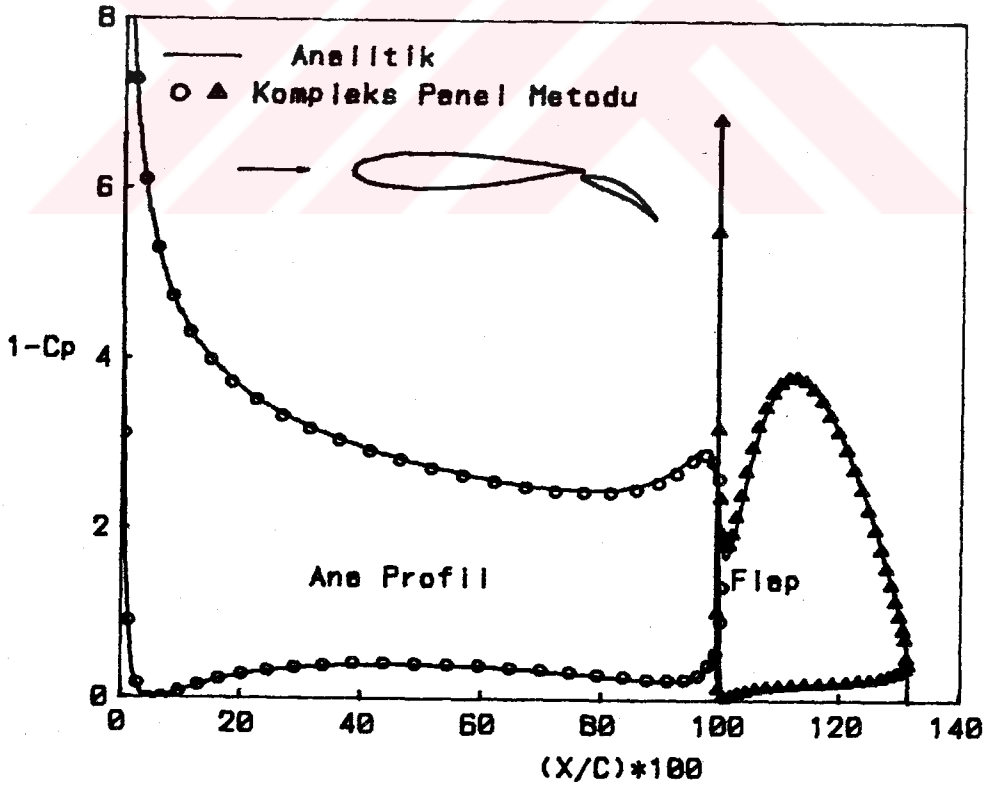
Kompleks panel yöntemi için geliştirilen bilgisayar programının ikinci grup uygulaması iki veya daha çok parçalı kanat profili sistemleri üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu yöndeki ilk uygulama Williams[78] tarafından konform dönüşüm yöntemi kullanılarak geliştirilen flaplı bir kanat profili için yapılmıştır. Kompleks panel yöntemi kullanılarak ana profil ve flap için ayrı ayrı elde edilen taşıma katsayılarıyla toplam taşıma katsayısı analitik sonuçlarla birlikte Tablo 2.8'de sunulmuştur. Relatif hataların küçüklüğü kompleks panel yönteminin hassasiyeti hakkında fikir vermektedir. Ayrıca ana profil ve flap üzerinde elde edilen basınç dağılımları da şekil 2.5'de sunulmuş olup analitik basınç dağılımlarıyla uyum son derece iyi görünmektedir.

Çok parçalı profil sistemleri için ikinci uygulama Sönmez[79] tarafından Williams yöntemine benzer şekilde geliştirilen iki parçalı profil sistemleri üzerinde gerçekleştirilmiştir. Sönmez'in "biplan" ve "tandem" örnekleri için kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen taşıma katsayıları ve ilk profilin 0.25 veter noktasına göre yunuslama katsayıları analitik sonuçlarla birlikte Tablo 2.9'da sunulmuştur. Yalnız, Sönmez'in çalışmasında ardarda kompleks dönüşümler uygulanırken hücum açısındaki değişmeler hesaba gerektiği gibi katılmayarak yanılgiya düşülmüş olup, çalışma düzeltilerek Tablo 2.9' da doğru hücum açıları kullanılmıştır. Tandem örneğine ait basınç dağılımları da Şekil 2.6'da sunulmuştur. Gerek basınç dağılımlarının ve gerekse taşıma ve yunuslama katsayılarının analitik sonuçlarla uyumu son derece tatminkar gözükmektedir.

Kompleks panel yönteminin çok parçalı profil sistemleri için son uygulaması dört parçalı bir profil üzerinde gerçekleştirilmiştir. Suddhoo[80] tarafından Williams'in yöntemi genelleştirilerek elde edilen dört parçalı kanat profili için kompleks panel yöntemi

Tablo 2.8 : Williams'ın flaplı test profilinin taşıma katsayısı

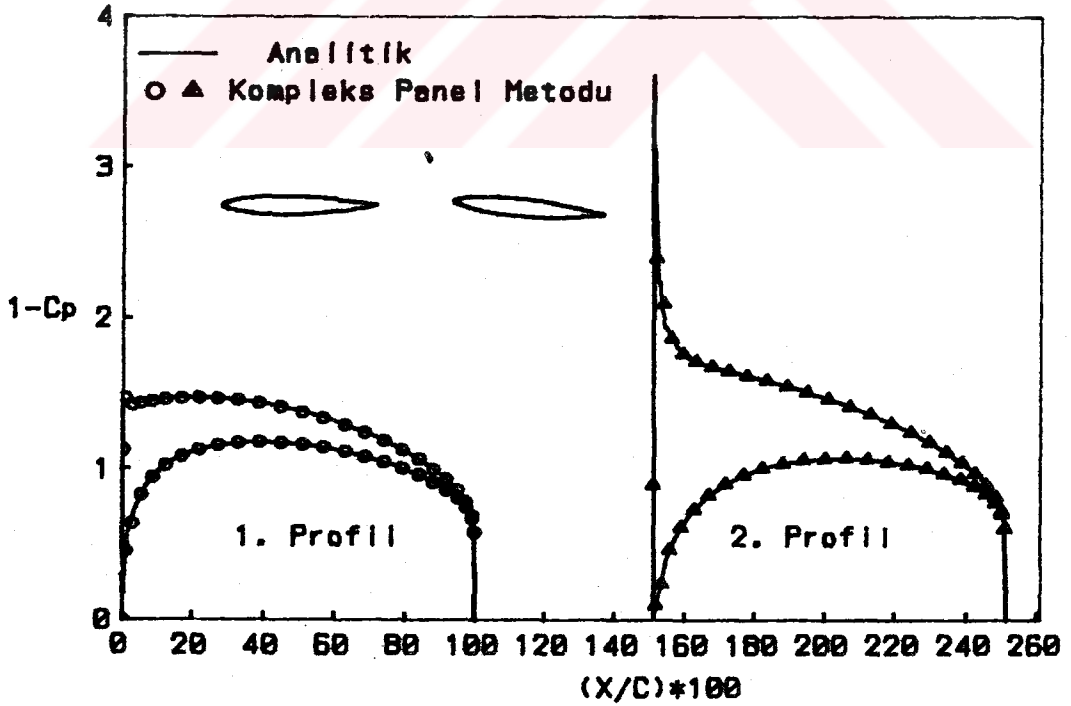
α	Williams'ın A - Test Profili			
		Ana Profil	Flap	Toplam
0°	Analitik	2.9065	0.8302	3.7386
	CPM(60+60 Elem.)	2.8675	0.8380	3.7058
	$(C_{LA} - C_{LN}) / C_{LA}$	0.0134	-0.0093	0.0087
10°	Analitik	4.3758	0.7622	5.1404
	CPM(60+60 Elem.)	4.3361	0.7712	5.1073
	$(C_{LA} - C_{LN}) / C_{LA}$	0.0090	-0.0118	0.0064



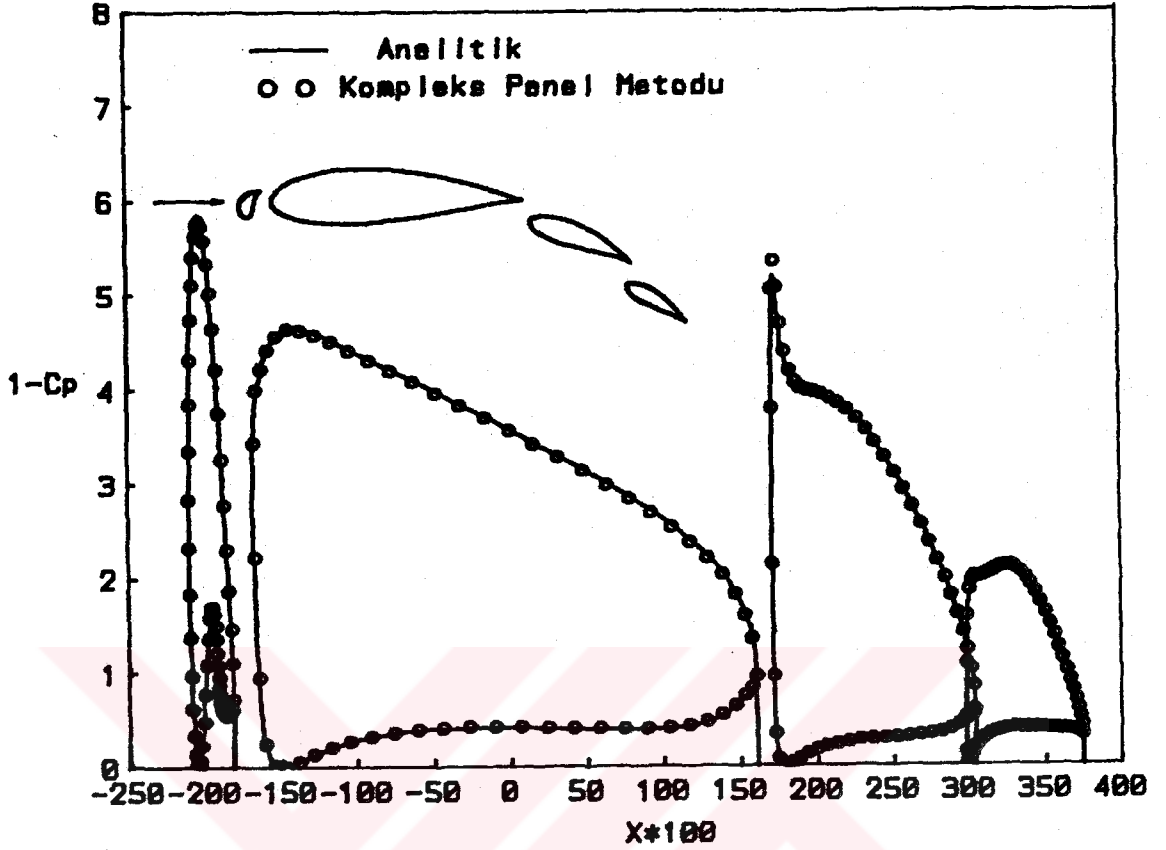
Sekil 2.5 : Williams'ın flaplı test profili üzerindeki basınç dağılımı

Tablo 2.9 : Tandem test profillerinin taşıma ve yunuslama katsayıları

		1. Profil		2. Profil	
		C_L	C_M	C_L	C_M
Biplan =-2.867°	Analitik	0.5274	-0.02147	0.0848	-0.2169
	CPM(50+50Elem)	0.5372	-0.02147	0.0877	-0.2183
	(Analitik-CPM)	-0.0093	0.0000	-0.0029	-0.0014
Tandem =-0.336°	Analitik	0.2585	-0.0173	0.5188	-0.7961
	CPM(50+50Elem)	0.2586	-0.0178	0.5223	-0.8013
	(Analitik-CPM)	-0.0001	-0.0005	-0.0035	-0.0052



Sekil 2.6 : Tandem test profilleri üzerindeki basınç dağılımı



Sekil 2.7 : Suddhoo'nun dört elemanlı profili üzerindeki basınç dağılımı

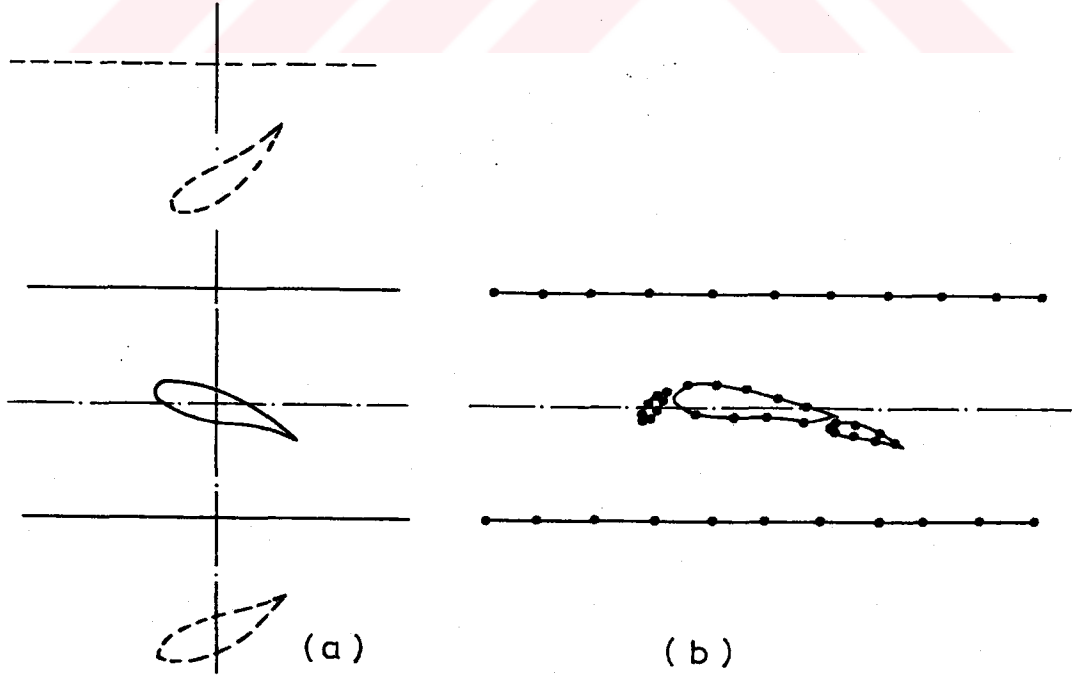
kullanılarak elde edilen basınç dağılımları analitik sonuçlarla birlikte Şekil 2.7'de sunulmuştur. Literatürde bu profilin analitik olarak hesaplanmış taşıma ve yunuslama katsayılarına yer verilmediğinden bu hususta bir karşılaştırma imkanı olamamıştır. Bununla birlikte basınç dağılımlarının analitik sonuçlarla uyumu, kompleks panel yönteminin çok parçalı profil sistemleri için de rahatlıkla uygulanabileceğini ortaya koymaktadır.

2.8. Rüzgar Tüneli Duvar Etkilerinin İncelenmesi:

Kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle geliştirilen panel yöntemi son bir uygulama olarak, özellikle deneysel araştırmalar için çok önemli bir husus olan "Rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi.

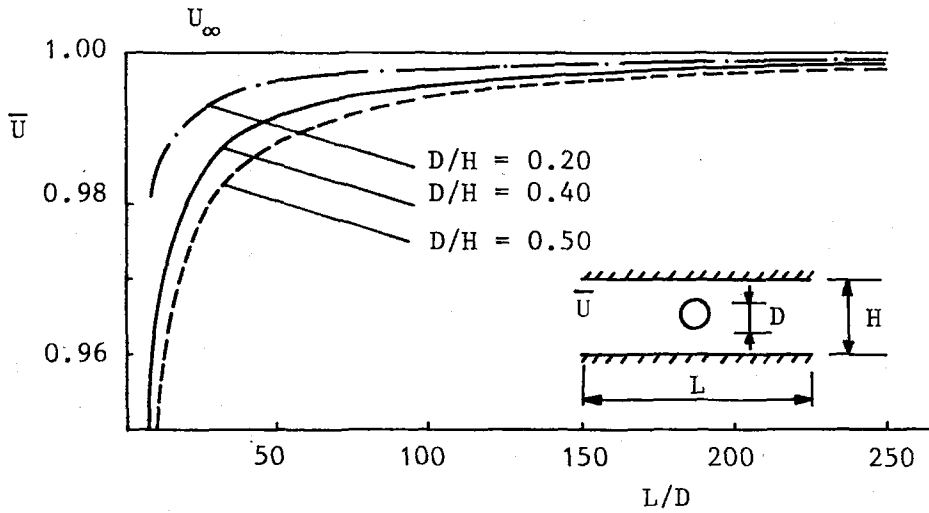
ve düzeltilmesi" konusunda kullanılmak üzere bilgisayar için programlanmıştır. Bu bölümde, duvar etkilerinin düzeltilmesi konusu tezin deneysel kısmına bırakılarak, sadece yöntemin geçerliliği ve bir kritik problemi üzerinde durulacaktır.

Sabit deney odası duvarlarına sahip rüzgar tünellerinde iki-boyutlu duvar etkilerinin teorik olarak incelenmesinde, deney odası duvarları sonsuz uzun kabul edilerek, bunların model etrafındaki akım alanında yarattıkları etkiler incelenmeye çalışılır. Klasik yöntemlerde modelin deney odası duvarlarına göre simetrik konumlarda yer alan sonsuz sayıda imajı gözönüne alınarak oluşturulan bir hayali akımda deney odası duvarlarının yerini birer akım çizgisi alır (Şekil 2.8a). Panel yöntemlerinde ise deney odası duvarlarını da, model yüzeylerinde olduğu gibi panellere ayırarak tekilliklerle temsil etmek suretiyle, sadece duvarlarla model arasındaki akım alanını



Şekil 2.8 : Rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi
a) Klasik Yaklaşım, b) Panel yöntemi.

incelemek yeterli olur (Şekil 2.8b). Bu türden bir sayısal yöntemde her ne kadar sonsuz uzunlukta bir deney odası düşünmek mümkün değilse de, modelin uzağında serbest akım şartlarına iyice erişebilmek için deney odası boyunun yeterince uzun olması gerekir. Ayrıca, model üzerinde olduğu gibi tünel duvarları üzerindeki yüzey elemanlarının sayısının ve bunların dağılımının önemli olacağını da söylemek mümkündür. Ancak bu konularda literatürde yeterli bilgi bulunamamıştır [32, 41, 71]. Bu nedenle hem konunun önemini ortaya koymak, hem de kompleks panel yöntemi için hazırlanan bilgisayar programını tahkik etmek düşüncesiyle dairesel silindirler üzerinde çeşitli uygulamalar yapılmıştır. Bu amaçla çeşitli blokaj oranlarında (%20, 40 ve 50), çeşitli tünel boyları (daire çapının 10 ile 250 arasında değişen katları) seçilmiş ve tünel duvarları üzerinde "kosinüs dağılımı" ile dağıtılan çeşitli sayılarda yüzey elemanları (40, 60, 80 ve 100) alınarak, tünel boyu ve eleman sayısının sonuçların doğruluğu üzerindeki etkileri incelenmiştir. Örnek olarak duvarlar üzerinde toplam 80 eleman alınması halinde en uçta (tünel girişinde) yer alan elemanın kontrol noktasındaki hızın tünel boyu ile değişimi Şekil 2.9' da sunulmuştur. Buna göre blokaj oranı büyüdükçe en uç eleman üzerinde



Şekil 2.9 : Tünel boyunun panel yönteminin hassasiyetine etkisi

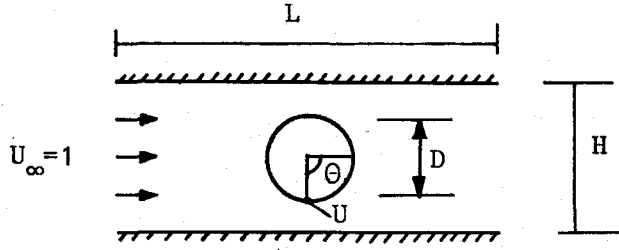
üniform akım şartlarına erişilebilmesi için daha uzun tünel boyu seçilmesi gerektiği görülmektedir. Şekil 2.10' da dairenin tünel duvarına en yakın noktasındaki ($\theta=90^\circ$) hızın seçilen tünel boyu ve eleman sayısı ile değişimi yer almaktadır. Aynı şekil üzerinde Ojha ve Shevare[34] tarafından verilen tam sonuçlar da belirtilmiş olup seçilen tünel boyunun elde edilen sonuçların doğruluğunu etkilediği açık bir şekilde görülmektedir. Blokaj oranı arttıkça sonuçların doğruluğu için tünel boyunun daha uzun alınması gerekmektedir. Ayrıca blokaj oranı arttıkça duvarlar üzerinde daha çok sayıda yüzey elemanı alınması gerektiği de dikkati çeken önemli bir diğer husustur.

Kanat profilleri için duvar etkilerinin incelenmesi sırasında deney odası boyunun ve üzerindeki eleman sayısının seçiminde, blokaj oranı dışında profil etrafındaki sirkülasyonun da etkin olacağını söylemek mümkündür. O halde duvar etkilerinin düzeltilmesine yönelik hesaplara geçmeden, incelenen modelin durumuna göre uygun tünel boyu ve eleman sayısının tespiti için bir ön inceleme yapılmasına mutlaka gerek vardır.

2.9. Sonuç :

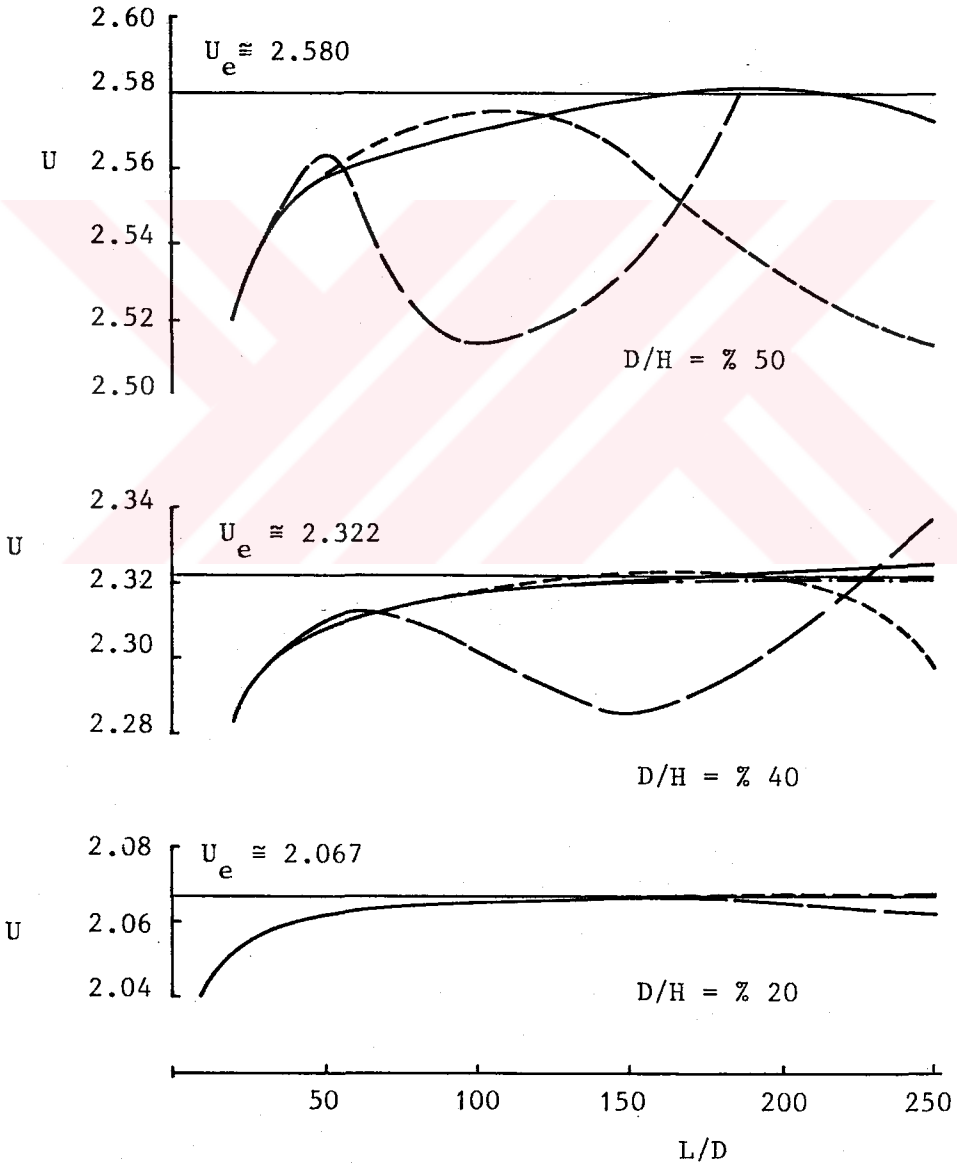
Bu bölümde, kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle geliştirilen yeni bir panel yöntemi tanıtılmıştır. Yöntemin uygulanması için geliştirilen bilgisayar programları tek profil etrafındaki, iki ve dört parçalı profil sistemleri etrafındaki potansiyel akım alanları için geniş bir şekilde denenmiştir.

Yapılan uygulamalar yöntemin genel olarak analitik sonuçlara çok yakın basınç dağılımları verdiğini göstermiştir. Orta kalınlıklarda ve kamburluk oranları fazla büyük olmayan kanat profilleri için sadece 50 yüzey elemanı kullanarak taşıma ve yunuslama katsayılarını %1



Duvarlar üzerinde
alınan toplam
eleman sayısı

-----	100
=====	80
-----	60
-----	40



Sekil 2.10 : Tünel duvarları üzerindeki eleman sayısının panel yönteminin hassasiyetine etkisi

mertebesinin üzerindeki bir hassasiyetle elde etmek mümkün olmaktadır. Böyle bir uygulama için IBM 4341 bilgisayarındaki c.p.u. kullanım süresi 5-6 saniye gibi çok küçük bir mertebededir. Çok ince profiller için yöntemin hata mertebesi kamburluk oranına da bağlı olarak bir miktar artmakta olup bu tür profiller için uygulamada dikkatli olmak gerekmektedir. Büyük kamburluk oranlarına sahip profiller için yöntemin relatif hataları %1.5 mertebesini bulabilmektedir. Ancak yüzey elemanı sayısını arttırarak hassasiyeti arttırmak mümkündür. Yapılan uygulamalar, yöntemin uygulanması sırasında dikkat edilmesi gereken en önemli hususlardan birinin seçilen yüzey elemanlarının boyları ve bunların kanat profili boyunca dağılımı olduğunu ortaya koymuştur. Basınç değişiminin hızlı olduğu bölgelerde daha küçük boyda ve daha çok sayıda yüzey elemanı alınması gerekmektedir. Veter boyunca "kosinüs dağılımı" ile seçilen yüzey elemanlarının çok iyi sonuçlar verdiği görülmüştür.

Yöntem ayrıca rüzgar tüneli duvar etkilerini inceleyecek şekilde de bilgisayar için programlanmıştır. Dairesel silindir üzerinde yapılan uygulamalar tünel boyunun ve duvar boyunca eleman sayısının yeterince büyük seçilmesi halinde yöntemin duvar etkilerinin incelenmesinde büyük bir güvenilirlikle kullanılabileceğini ortaya koymuştur.

BÖLÜM 3

TANDEM KANAT PROFİLLERİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

3.1. Giriş :

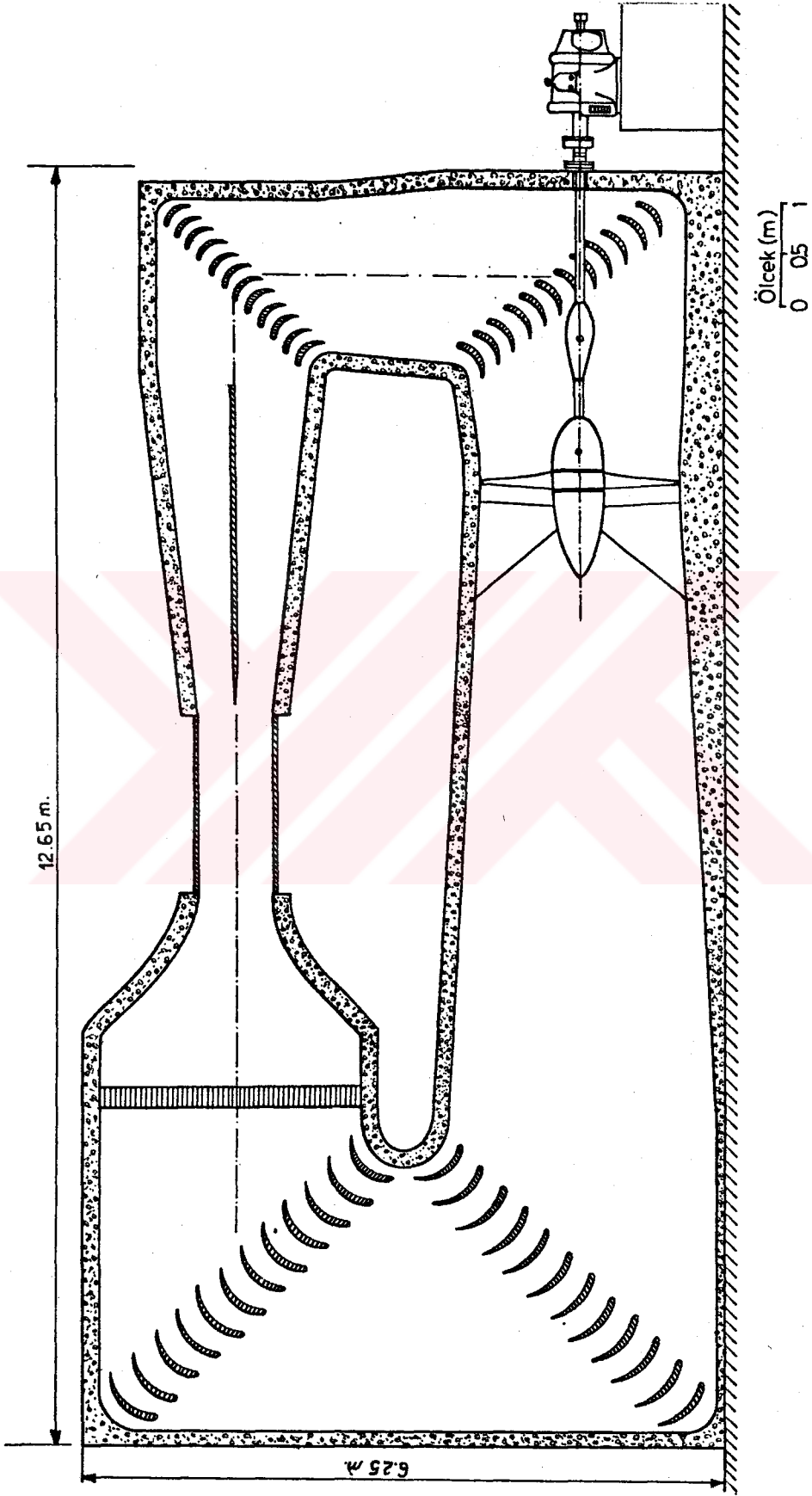
Bu bölüm NACA 65, 012 profili esas alınarak imal edilen iki-boyutlu bir kanat modelinin yalnız başına ve benzeri bir diğer modelin izinde bulunması hallerinde taşıma ve yunuslama katsayılarının deneysel olarak tespit edilmesi konusuna ayrılmıştır. Bu amaçla ilk olarak Bölüm 3.2'de deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tüneli tanıtılmış ve deney odasındaki akım kalitesiyle ilgili bilgilere yer verilmiştir. Bölüm 3.3'de, bu deneysel incelemeler için imal edilmiş olan modeller tanıtılmıştır. Rüzgar tünelinin boyunun kısa olması nedeniyle özel bir sorun olarak ortaya çıkan, serbest akım dinamik basıncının tespiti konusuna Bölüm 3.4'de yer verilmiştir. Bölüm 3.5 profilin yalnız başına bulunması halindeki karakteristiklerinin, Bölüm 3.6 ise tandem halde benzeri bir diğer profilin izinde yer alması halindeki karakteristiklerinin tespitine ayrılmıştır. Her iki bölümde de önce deney sistemi ve yapılan deneyler izah edilmiş, daha sonra deney sonuçları üzerindeki deney odası duvar etkilerinin düzeltilmesi konusuna yer verilmiştir. Elde edilen sonuçlar kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bölüm 3.5'de ayrıca akım görünürlüğüyle ilgili olarak gerçekleştirilen bazı deneyler de anlatılmıştır. Son olarak Bölüm 3.7'de, yapılan deneylerin sonuçları toplu olarak incelenmiştir.

3.2. Rüzgar Tünelinin Akım Kalitesi :

Bu çalışmada sözü edilen bütün deneyler İTÜ-Uçak laboratuvarındaki 110*80 cm² deney odası kesit alanına sahip sesaltı rüzgar tüneline gerçekleştirilmiştir. Rüzgar tünelinin ölçekli bir krokisi Şekil 3.1'de görülmektedir. Tünel pervanesi 44 Kw gücündeki bir doğru akım motoru tarafından döndürülmekte olup, devredeki reostalar aracılığıyla deney odasındaki akım hızı 7-35 m/sn aralığındaki herhangi bir değere ayarlanabilmektedir.

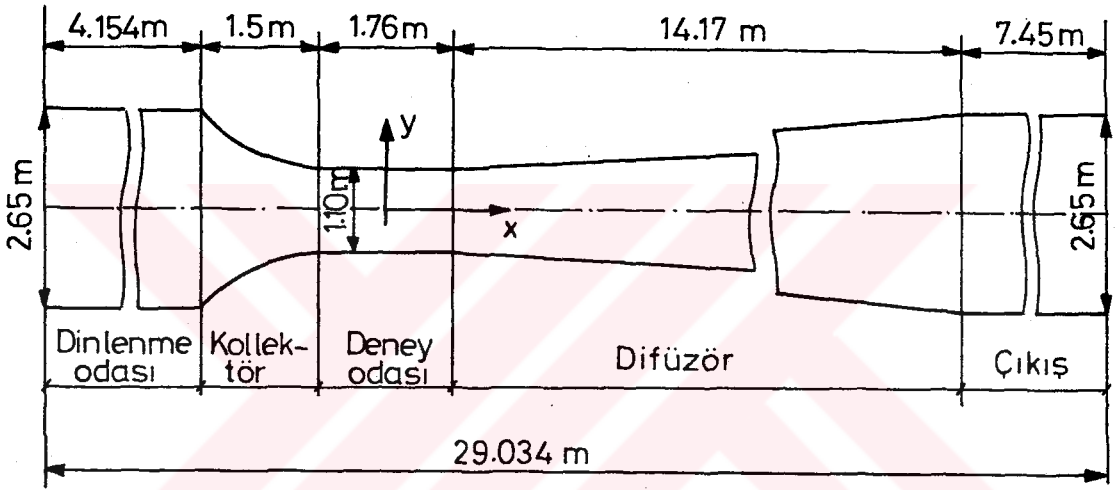
Tezdeki asıl deneysel çalışmalara geçmeden önce rüzgar tünelinin deney odasındaki akım kalitesinin tespiti uygun görülmüştür. Bu amaçla ilk olarak deney odasındaki akımın dinamik basıncında görülen birtakım oynamaların karakterinin belirlenmesine çalışılmıştır. Deney odası merkezine yerleştirilen bir pitot-statik tübünden alınan dinamik basınç bir elektronik mikromanometre ve bir x-y çizdiricisi kullanılarak kaydedilmiştir. Kayıtlar sırasında mikromanometreden alınan sinyaller çeşitli sürelerle integre edilmiştir. İncelemeler sonucunda dinamik basınçtaki oynamaların ortalama dinamik basınç oranla maksimum $\pm 2\%$ mertebesinde olduğu görülmüştür. Ancak 1, 3, 10 ve 30 sn süreyle yapılan integrasyonlar çalkantı genliğinin integrasyon süresi arttıkça azaldığını göstermiştir. 30 sn süreyle yapılan integrasyon dinamik basınçtaki oynamaların mertebesini $\pm 0.5\%$ olarak belirlemiştir. Sıcak tel anemometresi ile yapılan incelemeler de bu sonuçları doğrulamıştır. Buna göre bu tünelde yapılan deneysel çalışmalarda deney sonuçlarınının 30 sn ve daha uzun sürelerle kaydedilerek ortalamasının alınması halinde aksenel yöndeki dinamik basınç oynamalarınının deney sonuçları üzerinde yaratacağı hatanın 1% mertebesinin altında olacağını beklemek mümkündür.

İkinci olarak deney odası içerisindeki akımın üniformluğu incelenmiştir. Bu amaçla çeşitli noktalarda



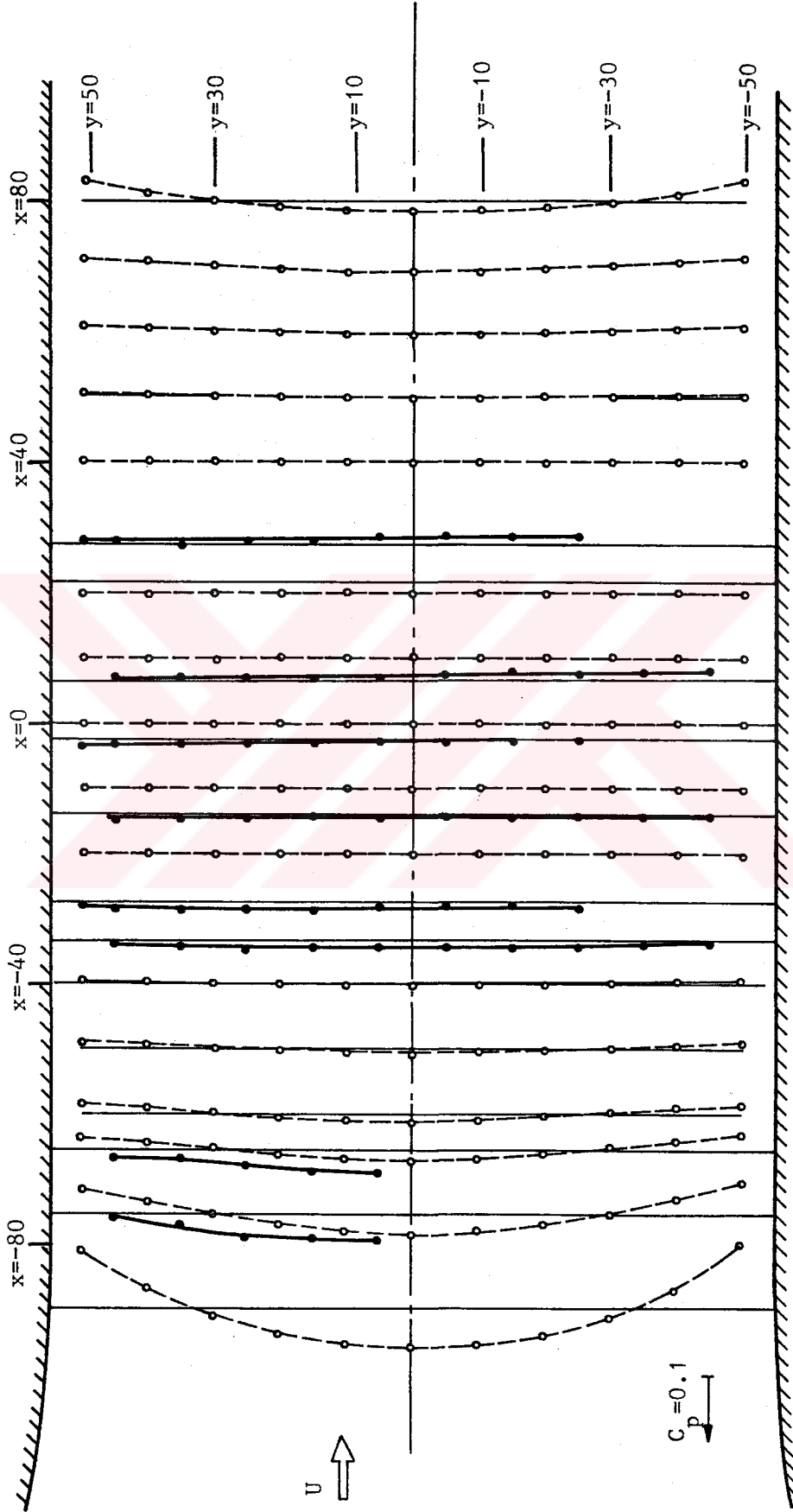
Şekil 3.1 : İTÜ 110*80 kesitli rüzgar tüneli

pitot tb ile yapılan ölçmeler toplam basıncın üniform olduğunu ortaya koymuştur. Statik basınc dağılımı ise teorik ve deneysel olarak incelenmiştir. Teorik çalışmada rüzgar tünelinin dinlenme odası, kollektör, deney odası ve difzrnn yatay orta kesit koordinatları ölçülmüş, ve bu koordinatlara dayanan iki-boyutlu bir model içerisindeki potansiyel akım(şekil 3.2), Bölüm 2'de



şekil 3.2 : İTÜ 110*80 cm² kesitli rüzgar tüneli yatay orta kesiti iki-boyutlu modeli

geliştirilen panel yöntemi vasıtasıyla incelenmiştir. Bu şekilde elde edilen statik basınc katsayılarının deney odası boyunca bazı istasyonlardaki dağılımı şekil 3.3'de sunulmuştur. Burada akımın hızlanma ve yavaşlama bölgelerinin daha kolay fark edilebilmesi için basınc katsayısının pozitif yönü genel akım yönüne zıt, yani deney odasından kollektöre doğru seçilmiştir. Bu modele göre deney odası girişinde ve bitiminde duvarlar yakınında akım bir miktar hızlanmakta, buna karşılık deney odası ekseninde civarında bir miktar yavaşlama görülmektedir. Deney odası merkezinden 45 cm öndeki ve 55 cm gerideki iki istasyon arasında kalan bölgede akım %1 mertebesinde büyük



Şekil 3.3 : İTÜ 110*80 kesitli rüzger tüneli deney odası yatay orta kesitinde statik basınç dağılımı (o-o-o deneysel ; o-o-o teorik)

bir hassasiyetle üniform görülmektedir.

Deney odası boyunca seçilen çeşitli istasyonlarda yatay orta kesit üzerinde deneysel olarak elde edilen basınç dağılımları da yine Şekil 3.3 üzerinde sunulmuştur [81]. Görüldüğü gibi bu dağılım genel karakter itibariyle iki-boyutlu teorik modelin sonuçlarına benzemektedir. Yani deney odası giriş kesiminde bir miktar üniformsuzluk görülürken deney odasının ilerleyen kesimlerinde her bir istasyonda akım %1 mertebesinde üniform gözükmemektedir. Deney sonuçlarını iki-boyutlu modelin teorik sonuçlarından ayıran iki husus dikkat çekicidir. Bunlardan birisi, deney odası giriş kesiminde deney odası ile duvarlar arasında tespit edilen üniformsuzluğun teorik olarak hesaplananın yarısı mertebesinde olması ve duvar üzerinde hızın deney odası merkezindeki hıza yaklaşmasıdır. Bu hususun iki-boyutlu modelde hesaba katılmayan üç-boyutluluk etkisinden ve duvarlar üzerindeki sınır tabakadan ileri geldiğini söylemek mümkündür. Dikkati çeken diğer husus ise deney odasının ilerleyen istasyonlarında akım herbir istasyon içerisinde üniform sayılabilirken, bütün istasyonlar birlikte göz önüne alındığında akımda genel olarak küçük de olsa bir hızlanma farkedildiğidir. Bunun da duvarlar üzerindeki sınır tabakanın deney odası boyunca giderek kalınlaşmasıyla ilgili olduğunu söylemek mümkündür.

Son olarak deney odasındaki akımın türbülansı türbülans küresi ve sıcak tel anemometresi kullanılarak incelenmiştir. Türbülans küresi ile yapılan deneylerde türbülans faktörü 1.2 mertebesinin altında bulunmuştur. Pope[61], türbülans faktörü ile türbülans şiddeti arasında bir ilişki kurmuştur. Buna göre türbülans faktörünün 1.2 değeri %0.25'lik bir türbülans şiddetine karşılık gelmektedir. Nitekim sıcak-tel anemometresi ile yapılan ölçmelerin sonuçları da bunu doğrulayıcı niteliktedir.

Yapılan tespitler rüzgar tünelinin deney

odasındaki akımın kalitesinin bu tezde yapılan deneysel çalışmalar için tatminkar olduğunu göstermektedir.

3.3. Modeller :

Tandem kanat profillerinin incelenmesine yönelik deneysel çalışmalar için İTÜ-Uçak laboratuvarında çeşitli modeller imal edilmiştir. Çalışmalar sadece iki-boyutlu deneylerle sınırlandırıldığından bütün modeller açıklıkları boyunca kesit profilleri değişmemek üzere dikdörtgen planformlu tasarlanmıştır. Modeller fiberglastan imal edilmiş olup burada imalat teknikleri üzerinde fazla durulmayacaktır. Ancak kısaca belirtmek gerekirse, önce fiberglastan bir kalıp imal edilmiş, daha sonra bu kalıp yardımıyla üretilen modeller şablonlarla kontrol edilerek zımparalama yoluyla istenilen profil verilmeye çalışılmıştır. Modeller ayrıca boyanmış ve su zımparası ile parlatılmıştır.

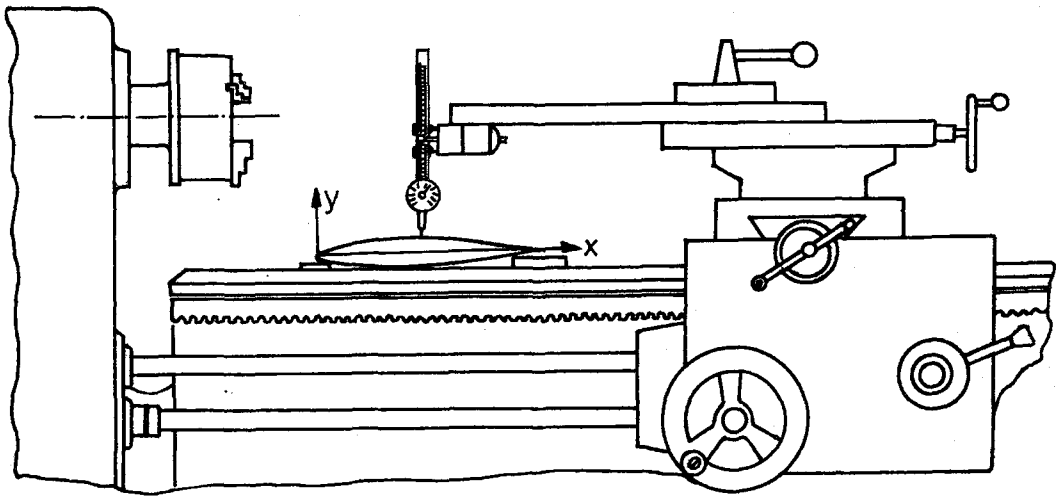
İmal edilen modellerden 3 numaralısı (Model-3) akım görünürlüğü deneyleri için tasarlanmıştır. Bu model deney odasının altındaki veya üstündeki bir balansın kolları vasıtasıyla deney odası içerisine yatay olarak ve istenilen hücum açısında yerleştirilebilmektedir. Modelin açıklığı 105 cm olup, istenildiği takdirde iki ilave parça ile deney odasının bütün enini kaplayacak şekilde büyütülebilmektedir.

Deneylerde ağırlığı taşıyan Model-1'in açıklığı 80 cm olup açıklığının orta kesiti üzerinde 47 adet basınç prizi bulunmaktadır. Bu model deney odası üzerinde yer alan balansa bağlı döner bir tablaya düşey olarak bağlanmakta ve tabla balansın mekanizmaları vasıtasıyla döndürülerek modele istenilen hücum açısı verilebilmektedir.

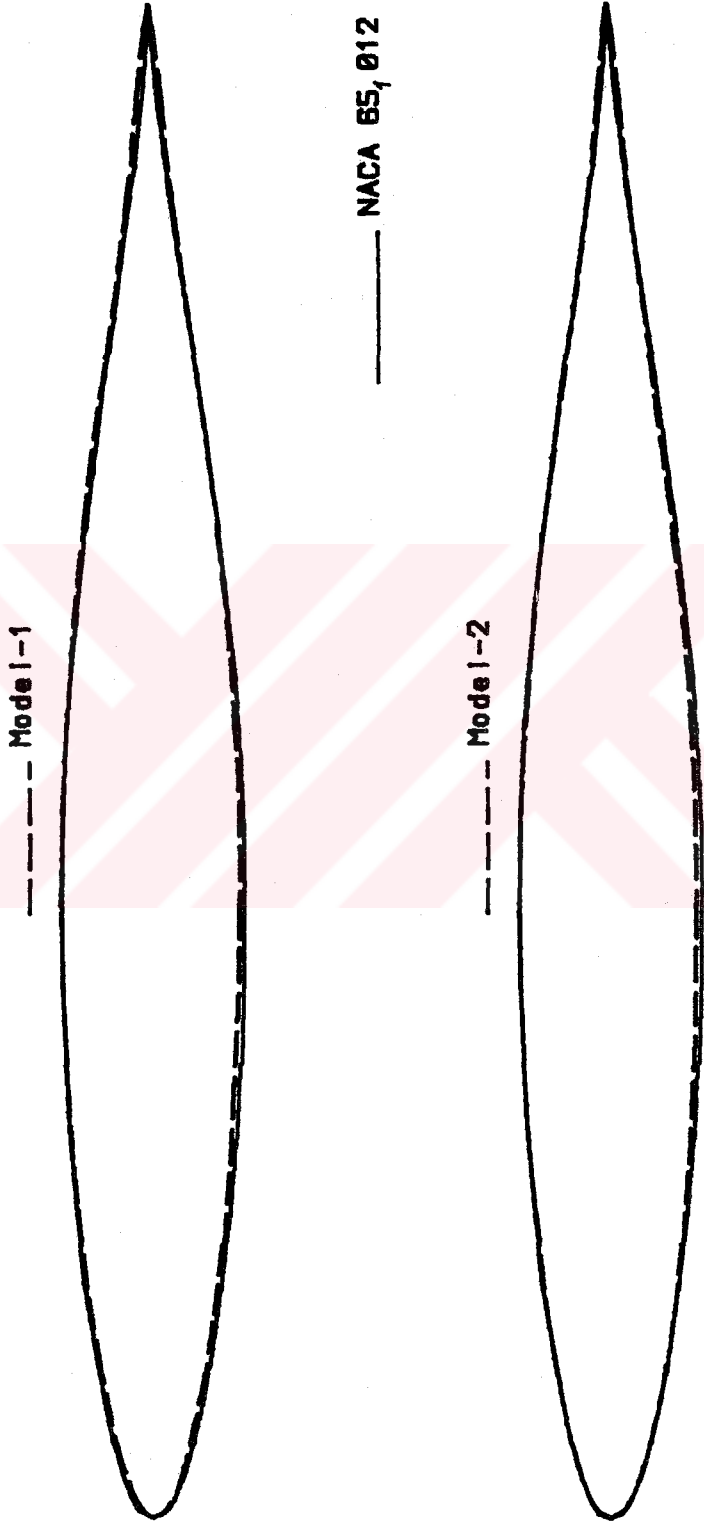
Tandem profillerle ilgili deneyler için öndeki profil olarak tasarlanan üçüncü bir model (Model-2) yine

80 cm açıklığa sahip olacak ve deney odasına düşey konumda yerleştirilebilecek şekilde imal edilmiştir.

Bütün modellerin veter uzunlukları 30 cm olup kesit profili olarak NACA 65, 012 öngörülmüştür. İmal edilen modellerin bilahare boyut kontrolüne tabi tutulması uygun görülmüştür. Bunlardan Model-3 daha ziyade kalitatif incelemeler için düşünüldüğünden boyut kontrolü sadece şablonlarla yapılmıştır. Diğer iki modelin ise, laboratuvarda mevcut bir torna tezgahından yararlanılarak geliştirilen, Şekil 3.4'deki özel düzeneğe yardımıyla, açıklık orta kesitlerindeki profillerinin koordinatları dikkatli bir şekilde ölçülmüştür. Bu modellerin ölçülen koordinatlarından kısmi kübik interpolasyonla "kosinus" dağılımına göre yeniden düzenlenen boyutsuz koordinatları Tablo 3.1'de sunulmuştur. Bu profiller ayrıca Şekil 3.5'de NACA 65, 012 profilinin gerçek koordinatları ile karşılaştırılarak imalat sonucu ortaya çıkan farklılıklar hakkında fikir vermeye çalışılmıştır.



Şekil 3.4 : Model ölçme tertibatı



----- Model 1-1

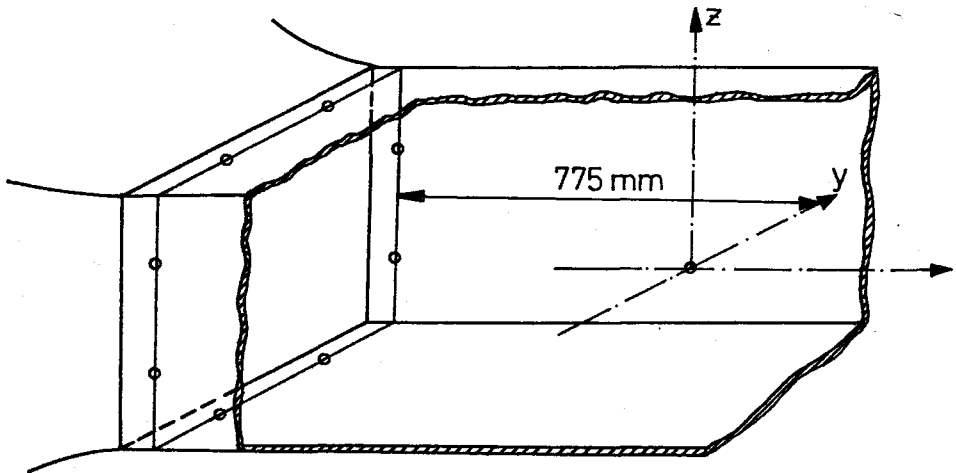
----- Model 1-2

----- NACA 65, 012

Şekil 3.5 : Modeller

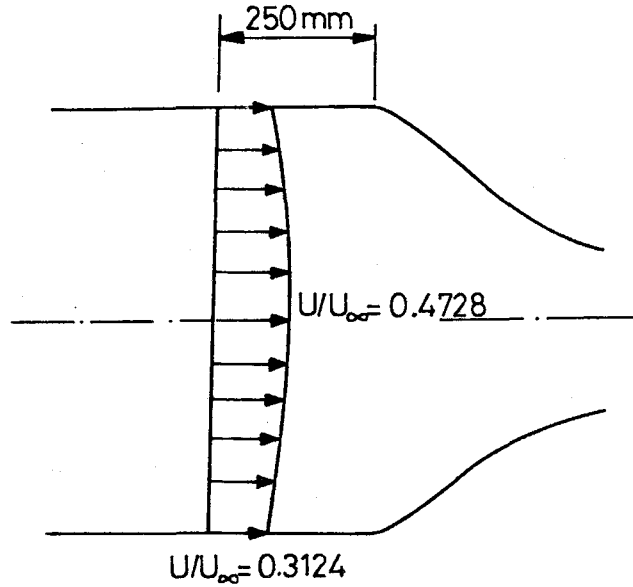
duvarlarından ve deney odası giriş kesiminde duvarlar üzerinden alınan statik basınçlar yardımıyla tespit edilmiştir. Literatürde de tavsiye edilen bu yol, özellikle duvarlar üzerinde akım doğrultusunun bilinmesi nedeniyle, gerektiğinde model etkilerinin tashihini de mümkün kılmaktadır[63].

Belirtilen düşünceden hareketle deney odası giriş kesiminde deney odası merkezinden 77.5 cm öndeki bir kesit üzerinde duvarlar üzerine 8 adet basınç prizi yerleştirilmiştir (Şekil 3.6). Yapılan ön incelemeler iki-boyutlu deneyler için, kanat modelinin deney odasına dikey olarak yerleştirilmesi halinde sadece yan duvarlar üzerindeki basınç prizlerinden yararlanılmasının daha uygun olacağını göstermiştir. Zira, yan duvarlar üzerindeki basınç prizleri hem modele daha uzak kalmakta, hem de modelin karşılıklı duvarlar üzerindeki etkileri, ortalamalarının alınması halinde birbirlerini yokedici yönde olmaktadır. Bununla birlikte yine de modellerin serbest akım statik basıncı ölçmeleri üzerinde bir miktar etkisi olup bu konudaki bilgilere Bölüm 3.5.2 ve 3.6.2'de ayrıca yer verilecektir.



Şekil 3.6 : Statik basınç prizleri

Serbest akımın toplam basıncının ölçümü için en uygun konum dinlenme odasıdır. Ancak dinlenme odasına bir pitot tüpü yerleştirerek toplam basıncı bu tüp aracılığıyla ölçmek pratik bir yol değildir. Bu nedenle toplam basıncın ölçülmesinde dinlenme odası duvarlarından alınan statik basınçtan yararlanılması yoluna gidilmiştir. Aslında dinlenme odasında küçük de olsa bir akım hızı söz konusu olduğundan duvarlar üzerinden alınan statik basınç toplam basınçtan bir miktar küçük olacaktır. Ancak İTÜ 110*80 kesitli rüzgar tünelinin kollektör daralma oranı 1/8 mertebesinde olup, dinlenme odası duvar basıncının toplam basınç yerine alınması halinde serbest akımın dinamik basıncının tespitinde yapılan hata, bir-boyutlu akım kabulü ile %1.6 mertebesinde bulunacaktır. Bunun yanında rüzgar tünelinin iki-boyutlu modeli üzerinde yapılan teorik incelemeler dinlenme odasında akımın üniform olmadığını ortaya koymuştur. Dinlenme odasında duvar basıncının ölçüldüğü kesit üzerinde duvar yakınındaki akım hızları orta kesimlerdeki hızlardan daha küçüktür (Şekil 3.7). Bunun sonucu olarak ölçülen duvar basıncının toplam basınca bir-boyutlu akım kabulü ile hesaplanandan daha yakın olacağını söylemek mümkündür. İlk



Şekil 3.7 : Dinlenme odasında hız dağılımı (iki-boyutlu model)

yaklaşıkla yapılan hesaplamalar dinlenme odası duvar basıncının toplam basınç yerine alınması halinde yapılacak dinamik basınç ölçme hatasının %1 mertebesinde küçük olacağını göstermektedir.

3.5. Tek Profil İçin Deneysel İncelemeler :

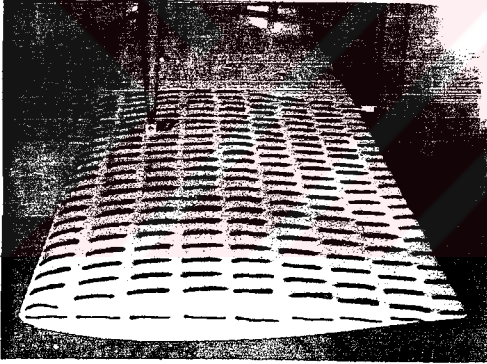
Model-1'in deneysel olarak incelenmesine yönelik çalışmalar üç aşamada gerçekleştirilmiştir. İlk olarak, 3.5.1'de akım görünürlüğü deneyleri için imal edilmiş olan bezeri bir model (Model-3) etrafındaki olaylar değişik bazı şartlarda gözlenerek hem modelin, deneylerin gerçekleştirildiği Reynolds sayısındaki karakteristikleri hakkında kalitatif bilgiler edinmeye ve hem de çeşitli montaj durumunda akımın iki-boyutluluğunu bozabilecek etkiler hakkında fikir sahibi olarak mevcut laboratuvar imkanlarıyla kullanılabilecek en uygun deney teknikleri tespit edilmeye çalışılmıştır. İkinci olarak, 3.5.2'de Model-1 etrafındaki basınç dağılımı çeşitli hücum açılarında ölçülerek taşıma ve yunuslama katsayıları hesaplanmıştır. Son olarak 3.5.3'de, elde edilen katsayılar üzerindeki deney odası duvar etkileri düzeltilmiştir.

3.5.1. Akım Görünürlüğü Deneyleri :

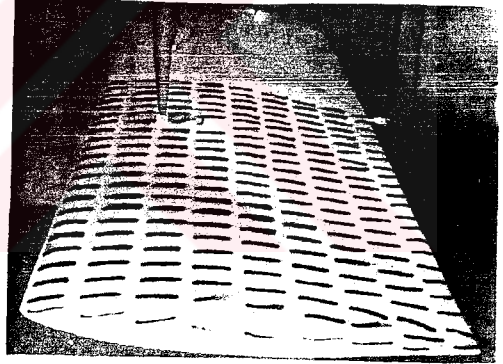
Düşük hızlı rüzgar tünellerinde akım alanlarının gözlenmesi amacına yönelik birçok değişik yöntemi literatürde ayrıntılı olarak bulmak mümkündür [61,82,83]. Başlıcaları model yüzeylerine iplik yapıştırarak veya toz, boya, yağ veya benzeri maddeler uygulayarak, veyahutta akım alanı içerisine duman lifleri göndererek meydana gelen görüntünün fotoğrafla tespiti esasına dayanan bu yöntemlerden en basit ve en çabuk sonuç verenlerinden birisi iplikle akım görünürlüğü yöntemidir. Basitliği ve çabuk sonuç vermesi yanında kapalı devreli rüzgar tünelleri için daha uygun olması nedeniyle de Model-3'ün etrafındaki akım alanının gözlenmesinde iplik yöntemi tercih

edilmiştir. Şekil 3.8 ve 3.9'da bu model üzerinde sırasıyla 33.4 m/sn ve 28.3 m/sn akım hızlarında elde edilen bazı görüntüler sunulmuştur[84]. Her iki şekilde de model, deney odası içerisinde yatay konumda görülmektedir. Yalnız Şekil 3.8'deki görüntülerde model deney odasının üstünde yer alan bir balansın kollarına üst yüzeyinden bağlanmışken, Şekil 3.9 'da deney odasının altında yer alan bir başka balansın kollarına alt yüzeyinden bağlanmış durumda görülmektedir. Ayrıca ilk şekilde model uçlarıyla tünel yan duvarları arasında 2.5 cm'lik boşluklar bulunmaktayken, diğer şekilde bu boşluklar ilave parçalarla doldurulmuştur.

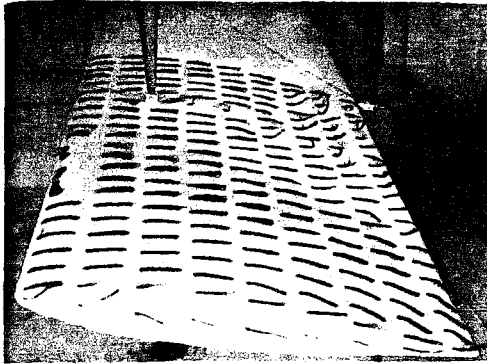
Şekil 3.8'deki ilk fotoğrafta modelin hücum açısı $\alpha=0^\circ$ olup ipliklerin genel olarak yüzeye yapışık ve



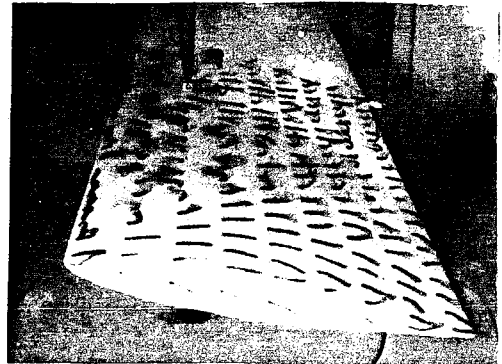
$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = 5^\circ$

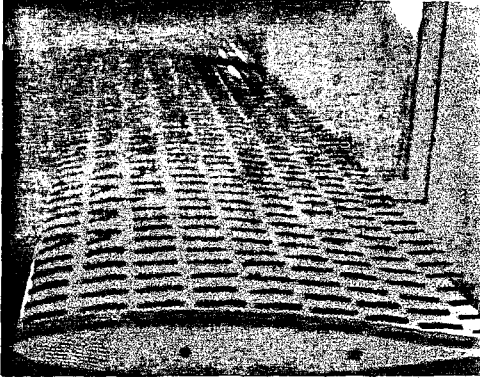


$\alpha = 10.9^\circ$

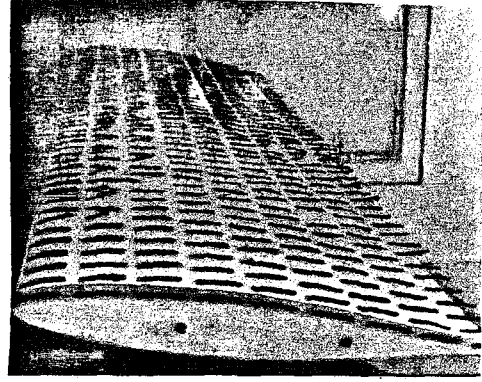


$\alpha = 12.8^\circ$

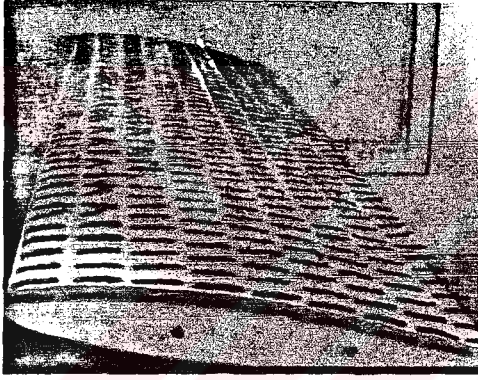
Şekil 3.8 : İplikle akım görünürlüğü ($U_\infty=33.4$ m/sn)



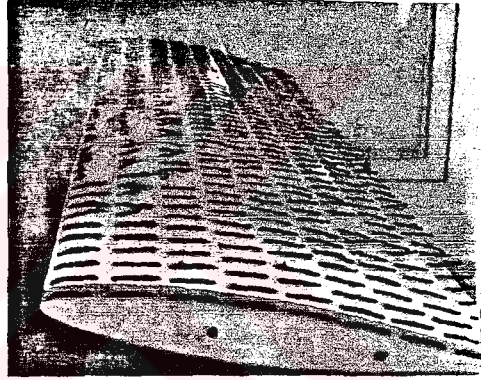
$\alpha = 0^\circ$



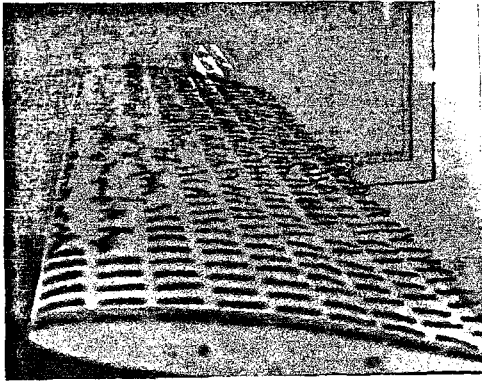
$\alpha = 8^\circ$



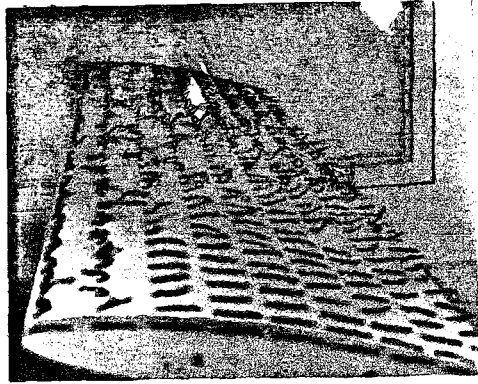
$\alpha = 9^\circ$



$\alpha = 10^\circ$



$\alpha = 11^\circ$



$\alpha = 12^\circ$

şekil 3.9 : İplikle akım görünürlüğü ($U_\infty = 28.3 \text{ m/sn}$)

serbest akım doğrultusunu takip eder durumda buldukları görülmektedir. Yalnız balans kolunun hemen gerisindeki bir ipliğin öne doğru bükülmesi burada bir ters akım bulunduğuna işaret etmektedir. Bunun yanında sabit görüntü bu resimde fark edilmemekle birlikte deney sırasında balans kolunun gerisinde giderek genişleyen bir üçgensel bölgedeki ipliklerin diğer bölgelerdeki ipliklere kıyasla daha fazla titreşim göstermesi balans kolunun etkisini göstermesi açısından ilgi çekici bulunmuştur. $\alpha=5^\circ$ hücum açısında alınan ikinci resimde balans kolunun gerisinde öne doğru bükülen iplik sayısının ikiye çıktığı görülmektedir. Bu durum buradaki ters akım bölgesinin genişlediğini ortaya koymaktadır. Aynı resimde kanat ucundaki ipliklerin yukarı ve kanadın ortasına doğru hafifçe yön değiştirdikleri görülmektedir. Bu da kanat ucunda bir girdap oluştuğuna işaret etmektedir. $\alpha=10.9^\circ$ ve 12.8° hücum açılarındaki üç ve dördüncü fotoğraflarda balans kolunun gerisindeki ters akım bölgesinin daha da genişlediği görülmektedir. $\alpha=10.9^\circ$ hücum açısında ayrıca hücum kenarının bir kısmında ipliklerin öne doğru döndükleri, buna karşılık daha gerideki ipliklerin akım doğrultusundaki durumlarını korudukları dikkati çekmektedir. Bu olayın tek izahı bu bölgede laminer bir ayrılma ve bunu takiben sınır tabakanın yeniden yapışması suretiyle oluşan bir hücum kenarı kabarcığının varlığı şeklindedir. $\alpha=12.8^\circ$ hücum açısında hücum kenarı kabarcığının uzadığı fark edilmektedir. Aynı resimde kanat ucu girdabının veter boyunca giderek genişleyen bir üçgensel bölge içerisinde ayrılmayı geciktirici etkisi açık bir şekilde ortaya çıkmaktadır.

Sekil 3.9'da $\alpha=0^\circ$ ve 8° hücum açılarında kanat üzerindeki bütün iplikler genel olarak yüzeye yapışık ve serbest akım doğrultusundadır. $\alpha=8^\circ$ hücum açısında kanat ucundaki ipliklerin serbest akım doğrultusuna paralel olmalarından kanat ucuna yapılan ekleme ile uç girdabının giderildiği anlaşılmaktadır. $\alpha=9^\circ$ hücum açısında hücum

kenarında laminer kabarcık oluşumu görülmekte, $\alpha=10^\circ$ ve 11° hücum açılarında kabarcık giderek uzamakta ve 12° hücum açısında ise olayın komple bir ayrılmayla sonuçlandırıldığı anlaşılmaktadır. Bu deney düzeneğinde kanat uçlarında girdap bulunmamakla birlikte 12° hücum açısında, kanat ucunda ayrılmanın geciktiği üçgensel bir bölgenin bulunması dikkat çekicidir. Kanat ucundaki ayrılma gecikmesini bu defa tünel yan duvarı üzerindeki sınır tabaka türbülansının kanat üzerinde geriye doğru giderek genişleyen bir bölge boyunca yayılmasına bağlamak mümkündür.

Yukarıda izah edilen iki gözlemin sonucu olarak modelin akım alanını bozacak şekilde kollarla monte edildiği balans sistemleriyle kanat profillerine ilişkin ölçmeler yapmanın hiç uygun olmayacağını hemen söylemek mümkündür. Her şeyden önce balans kolları model üzerinde önemli sayılabilecek bir bölgedeki akımın karakterini değiştirmekte, akımın iki-boyutluluğunu hayli bozmaktadır. Bunun yanında kanat uçlarında boşluk bulunması halinde kanat ucu girdabı yine akımın iki-boyutluluğunu önemli ölçüde bozmakta, bu etkiyi gidermek için kanat ucunun tünel duvarına iyice yaklaştırılması halinde ise bu defa tünel duvarı üzerindeki sınır tabaka kanat üzerindeki akımı etkilemektedir. Buna karşılık Şekil 3.9'dan, modelin deney odası açıklığını tamamen kaplaması ve model üzerinde akım alanını bozacak herhangi bir bağlantı elemanı (balans kolu gibi) bulunmaması halinde akımın, özellikle deney odası eksenini civarında, iki-boyutluluğunu genel olarak koruduğu anlaşılmaktadır. Çok yüksek hücum açılarında her ne kadar deney odası duvarı sınır tabakasının etkisi görülüyorsa da orta kesitlerde iki-boyutluluğun yine nispeten korunduğu görülmektedir. Benzeri hususlara literatürde de değinilerek kanat profilleri ile ilgili çalışmalarda balans kullanmanın zorluklarından söz edilmektedir[64].

Yukarıda izah edilen kalitatif incelemeler mevcut laboratuvar imkanlarıyla Model-1'in taşıma ve yunuslama

karakteristiklerinin tespitinde model açıklığının ortasındaki bir kesit boyunca basınç dağılımının ölçülmesi ve bunun yüzey boyunca integrasyonundan yararlanılmasının uygun olacağını ortaya koymaktadır.

3.5.2. Deney Sistemi ve Basınç Ölçmeleri :

Basınç ölçmelerinin amacı, belirtildiği gibi, elde edilen basınç katsayılarının profil yüzeyi boyunca integraliyle taşıma ve yunuslama katsayılarının hesaplanmasıdır. Bu katsayıların hassasiyeti profil koordinatları ve hücum açısının hassas bir şekilde ölçülmesi yanında basınç katsayılarının hassas bir şekilde tespitine bağlıdır. Ölçmelerde kullanılan Model-1'in koordinatlarıyla ilgili bilgilere daha önce Bölüm 3.3'de yer verilmiştir. Model açıklığının ortasındaki kesit boyunca yer alan basınç prizlerinin koordinatları ise Tablo 3.2'de sunulmuştur. Modelin rüzgar tüneli deney odasındaki montaj şekli Bölüm 3.3'de belirtilmiştir. Deneyler sırasında hücum açısı $\alpha=0^\circ$ de bir defa kontrol edilmiş, diğer hücum açılarında modelin bağlı bulunduğu balansa ait sistemle gerçekleştirilmiştir. Her bir konumda hücum açısı balansın göstergesinden tespit edilmiştir.

Laboratuvarda çok sayıdaki noktadan basınç ölçmesi için bilgisayar kontrollü herhangi bir data toplama sistemi mevcut olmadığından profil üzerindeki basınç dağılımı ile serbest akımın toplam ve statik basınçları çok sütunlu manometre üzerinden, ozalit yöntemi kullanılarak tespit edilmiştir. Bu amaçla model üzerindeki ve dinlenme odası ile deney odası duvarlarındaki basınç prizleri birer plastik boru ile çok sütunlu manometreye bağlanmış, manometre sıvısı olan alkol boyanarak ışık geçirgenliği azaltılmıştır. Her bir deney sırasında manometre üzerine, sütunların gerisinde kalacak şekilde birer ozalit kağıdı yerleştirilmiş ve manometre bir projektörle aydınlatılmıştır. Deney sonunda banyo edilen ozalit kağıtları

Tablo 3.2 : Model-1 üzerindeki basınç prizlerinin koordinatları

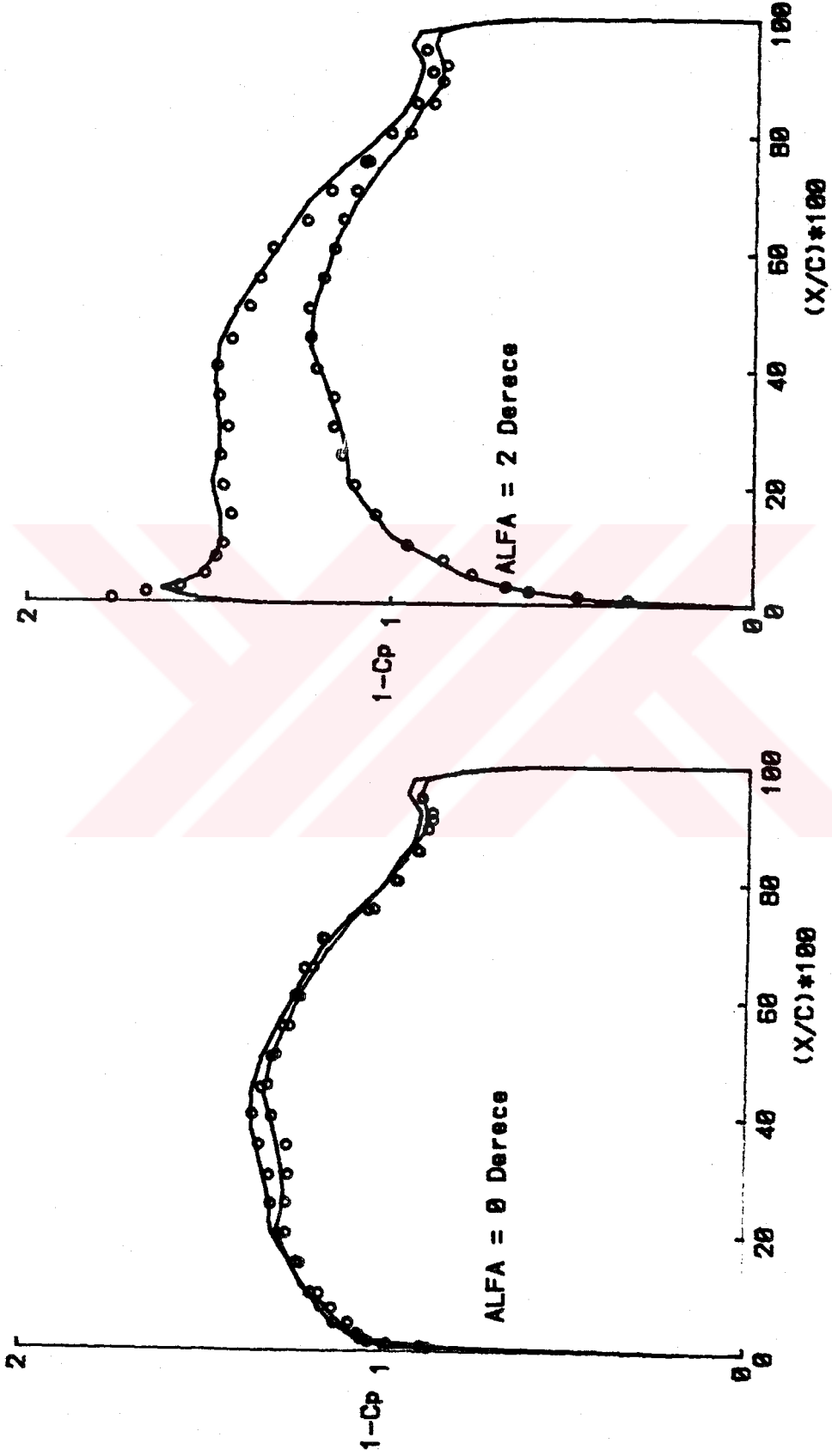
ÜST YÜZEY			alt YÜZEY		
Priz No	X/C	Y/C	Priz No	X/C	Y/C
1	0.0075	0.0081	1	0.0089	-0.0112
2	0.0180	0.0137	2	0.0140	-0.0134
3	0.0280	0.0175	3	0.0226	-0.0168
4	0.0511	0.0240	4	0.0306	-0.0192
5	0.0780	0.0301	5	0.0511	-0.0243
6	0.1013	0.0345	6	0.0753	-0.0295
7	0.1519	0.0425	7	0.1008	-0.0345
8	0.2008	0.0487	8	0.1527	-0.0420
9	0.2513	0.0533	9	0.2032	-0.0476
10	0.3005	0.0565	10	0.2538	-0.0511
11	0.3527	0.0590	11	0.3021	-0.0537
12	0.4043	0.0600	12	0.3513	-0.0555
13	0.4495	0.0597	13	0.4011	-0.0567
14	0.5065	0.0574	14	0.4543	-0.0566
15	0.5548	0.0542	15	0.5027	-0.0549
16	0.6056	0.0499	16	0.5554	-0.0518
17	0.6527	0.0449	17	0.5051	-0.0548
18	0.7043	0.0386	18	0.6546	-0.0428
19	0.7532	0.0316	19	0.7040	-0.0369
20	0.8027	0.0243	20	0.7548	-0.0301
21	0.8540	0.0171	21	0.8032	-0.0234
22	0.9065	0.0113	22	0.8527	-0.0169
23	0.9438	0.0077	23	0.8903	-0.0120
			24	0.9185	-0.0092

üzerinden her bir basınç prizine bağlı olan sütunun yüksekliği cetvelle ölçülerek tespit edilmiştir. Bu ölçme sisteminin avantajlı bir yanı serbest akımın dinamik basıncındaki oynamaların etkisini giderici olmasıdır. Söyle ki; ozalitle tespit yöntemi için gerekli aydınlatma süresi projektörün manometreye olan uzaklığına, alkol içindeki boya miktarına ve ozalit kağıdının kalitesine bağlı olarak 1 ile 3 dakika arasında değişmektedir. Dolayısıyla sistem bu süre boyunca görülen çalkantıları kendiliğinden integre etmektedir. Sistemin en önemli hata kaynağı, şüphesiz, cetvel ile ölçme sırasında yapılan okuma hatalarıdır. Bu türden hataların etkisini giderebilmenin yolu ise yeterince yüksek dinamik basınca sahip bir serbest akımda deney yapmaktır. Nitekim basınç ölçme

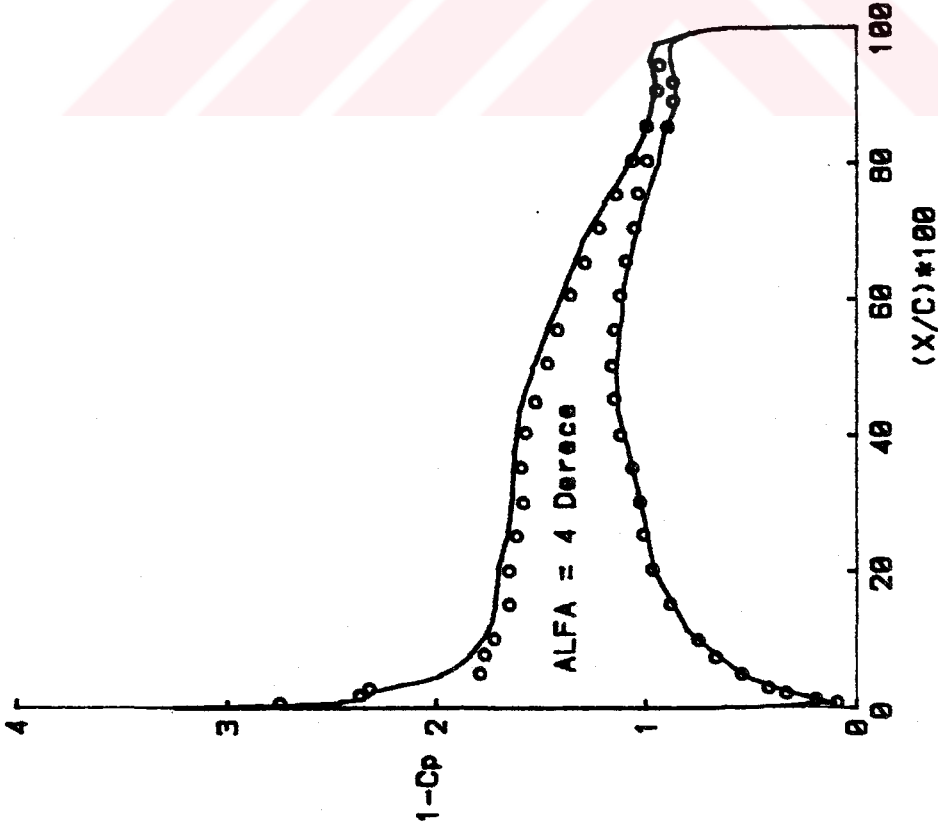
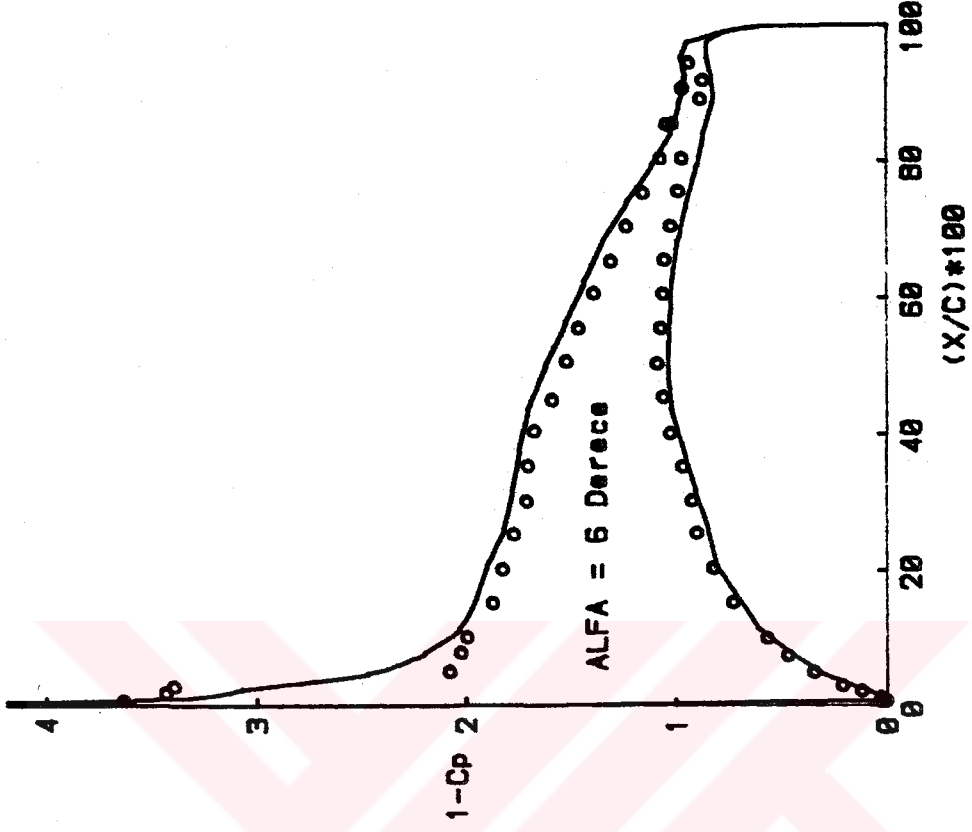
deneylerinde serbest akımın dinamik basıncı 80 mm alkol sütunu civarında tutularak okuma hatalarının %1 mertebesinde altıda kalması sağlanmıştır.

Model-1 etrafındaki basınç dağılımı, 32.5 m/sn civarındaki bir serbest akım hızında ($Re \approx 6.5 \cdot 10^5$) ve -12° ile $+12^\circ$ arasındaki çeşitli hücum açılarında, yukarıda izah edilen deney sistemi vasıtasıyla tespit edilmiştir. Bazı hücum açılarında elde edilen basınç dağılımları Şekil 3.10'da görülmektedir. Bu şekil üzerinde ayrıca Model-1'in Tablo 3.1'de verilen koordinatları kullanılarak kompleks panel yöntemi ile hesaplanan teorik basınç dağılımlarına da yer verilmiştir. Potansiyel teori sonuçları ile deneysel sonuçlar arasında, küçük hücum açılarında son derece iyi bir uyum görülmektedir. Hücum açısı arttıkça bu uyum nispeten bozulmakta ve teorik incelemelerde hesaba katılmayan sınır tabaka etkisi açık bir şekilde ortaya çıkmaktadır. $\alpha=0^\circ$ ve 2° hücum açılarında teorik ve deneysel basınç dağılımları hemen hemen üstüste düşmekte, 4° 'de üst yüzeyde (emme yüzeyi) sınır tabaka etkisi kendini göstermeye başlamaktadır. Yalnız bu hücum açılarında modelin alt yüzeyinde veterin $x/c=0.60$ ile 0.75 istasyonları arasındaki bir bölgede basıncın genel gidiş dışında bir değişim gösterdiği dikkati çekmektedir. Bu durumun bu bölgedeki muhtemel bir laminar ayrılma kabarcığı (laminar separation bubble) oluşumundan ileri gelmesi mümkündür. Emme yüzeyinde benzeri durum sadece 0° hücum açısında görülmekte, 2° 'ye yakın bir hücum açısından itibaren minimum basınç noktasının profilin hücum kenarına doğru kayması nedeniyle ortadan kalkmaktadır. 4° ve 6° hücum açılarındaki basınç dağılımları profilin emme yüzeyinde hücum kenarına yakın çok küçük bir bölgede yine bir laminar ayrılma kabarcığı bulunduğunu, 8° ve 10° hücum açılarındaki basınç dağılımları ise bu kabarcığın uzadığını belirtmektedir.

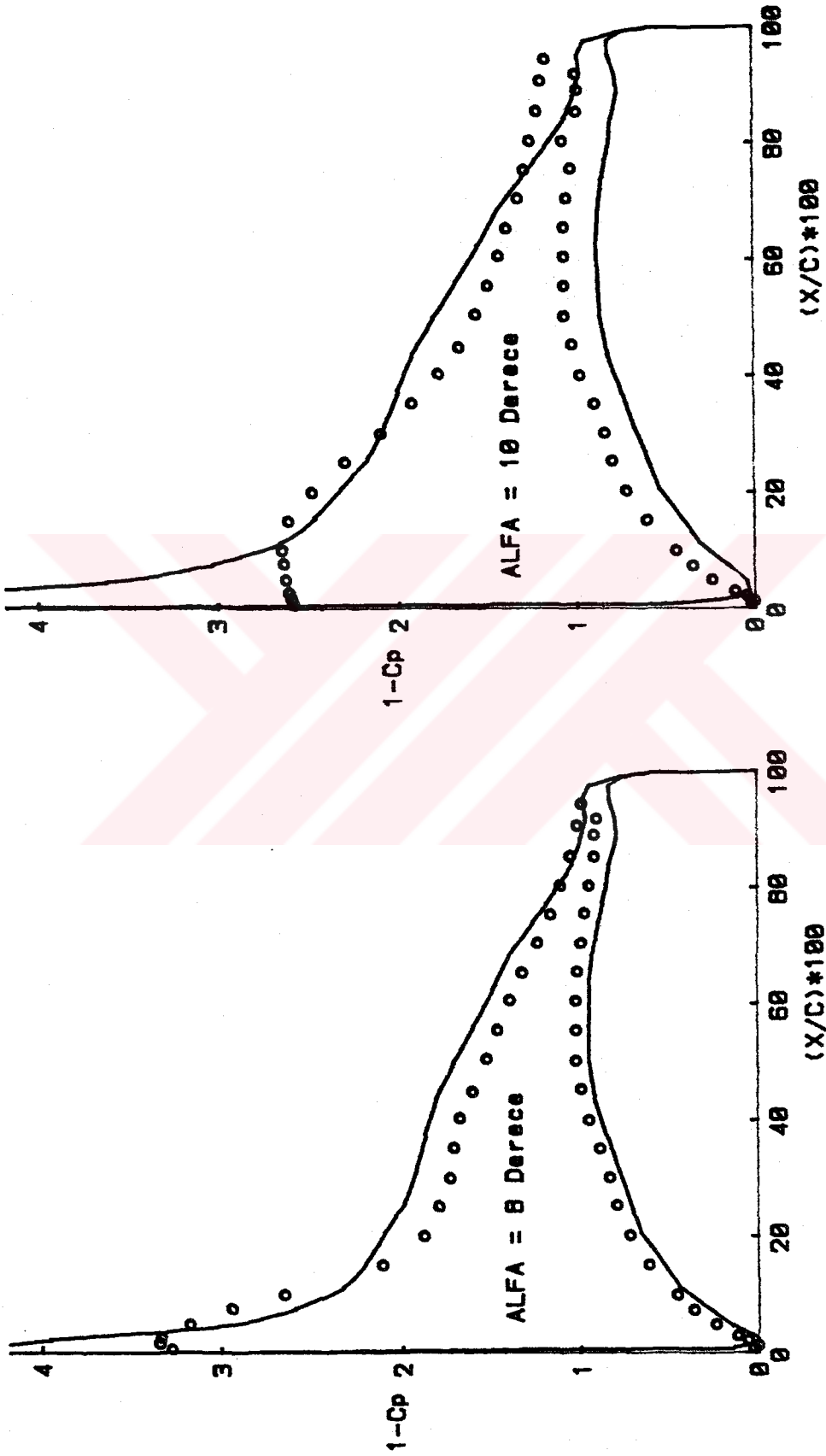
Deneylerle elde edilen basınç dağılımlarının



Şekil 3.10a : Model-1 üzerinde basınç dağılımı (---- Teorik ; o o o Deneysel)



Şekil 3.10b : Model 11 üzerinde basınç dağılımı (---- Teorik ; o o o Deneysel)



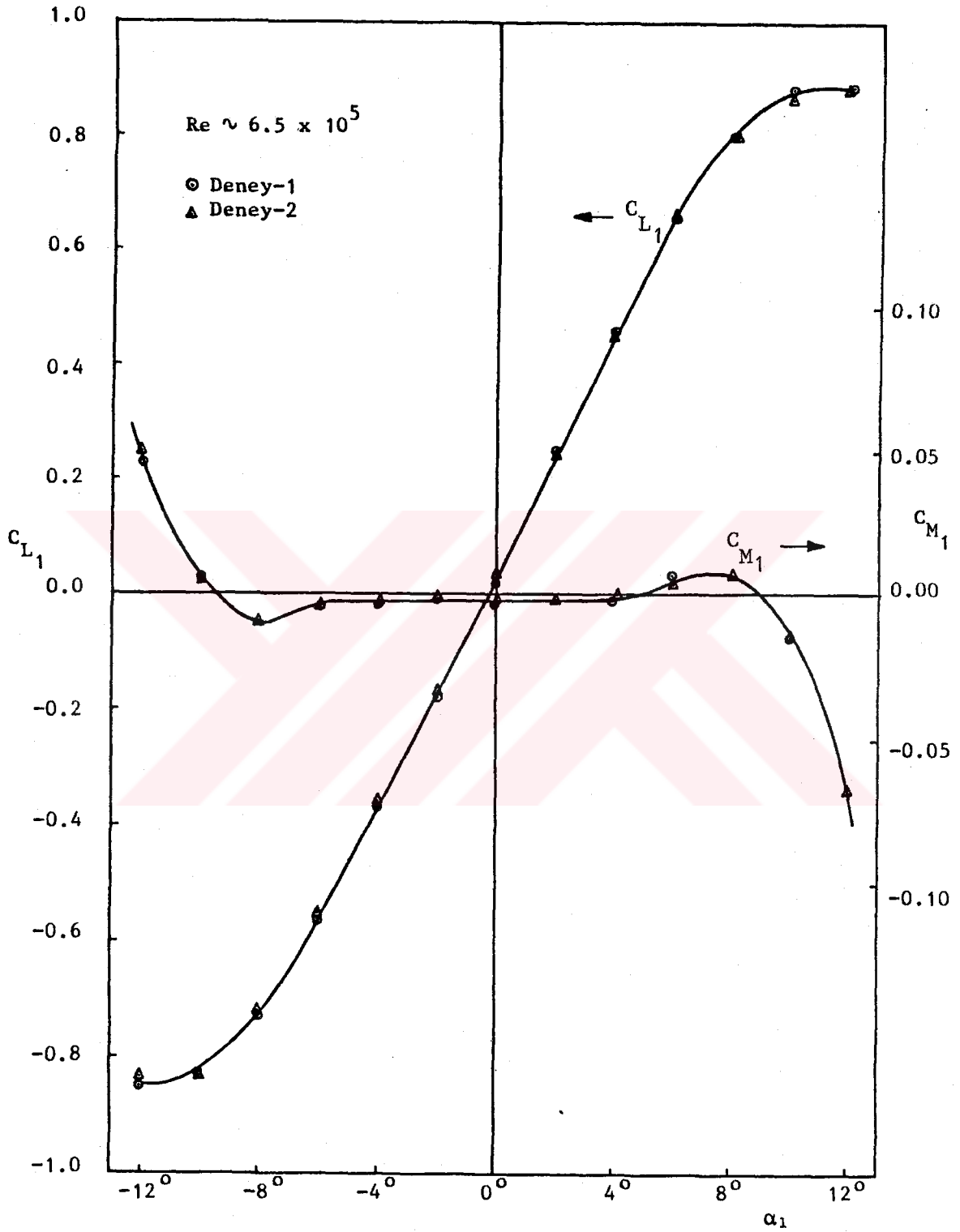
Şekil 3.10c : Model 11 üzerinde besinç dağılımı (---- Teorik ; o o o Deneysel)

profil yüzeyi boyunca integrasyonu suretiyle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Şekil 3.11'de sunulmuştur. Aynı şekil üzerinde görülen ikinci bir grup data, ilk deneyden tamamiyle bağımsız olarak gerçekleştirilen bir diğer deneysel çalışmanın sonucu olup, deney ve ölçü sisteminin hassasiyeti hakkında bir fikir verebilmek amacıyla burada yer verilmiştir. Elde edilen bu sonuçlar NACA 65, 012 profili esaslı Model-1'in 650 000 Reynolds sayısındaki taşıma ve yunuslama karakteristikleri hakkında bir takım bilgiler vermektedir. Ancak bu sonuçlar üzerinde deney odası duvarlarının etkisi olduğundan konuyla ilgili değerlendirmeleri gerekli düzeltmeleri yaptıktan sonraya bırakmakta yarar vardır.

3.5.3. Düzeltmeler :

Bölüm 2.8'de belirtildiği gibi rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesinde kullanılan en etkin yöntemlerden bir grubu panel yöntemleridir. Model-1'in taşıma ve yunuslama katsayıları üzerindeki duvar etkilerinin düzeltilmesiyle ilgili olarak da kompleks düzlemde geliştirilen panel yöntemi kullanılmıştır. Bu amaçla Model-1'in Tablo 3.1'de verilen koordinatları kullanılarak potansiyel akımdaki taşıma ve yunuslama katsayıları bir defa serbest akımda ve bir defa da rüzgar tüneli içerisinde yer alması halinde hesaplanmıştır.

Profilin rüzgar tüneli içerisinde bulunması halinde hesaplarda kullanılacak matematiksel modelin esasları daha önce Bölüm 2.8'de belirtilmiştir. Bu esaslar dahilinde asıl hesaplamalara geçmeden önce bir ön inceleme yapılarak, Model-1'in 110 cm yüksekliğindeki bir deney odası içerisinde yer alması halinde deney odasını temsil edecek doğru parçalarının boylarının en az model veterininin 40 katı olmasının gerektiği ve her bir duvar üzerinde 20'şer yüzey elemanı alınmasının uygun olacağı tespit edilmiştir. Bu şekilde modelin -12° ile $+12^\circ$ arasındaki



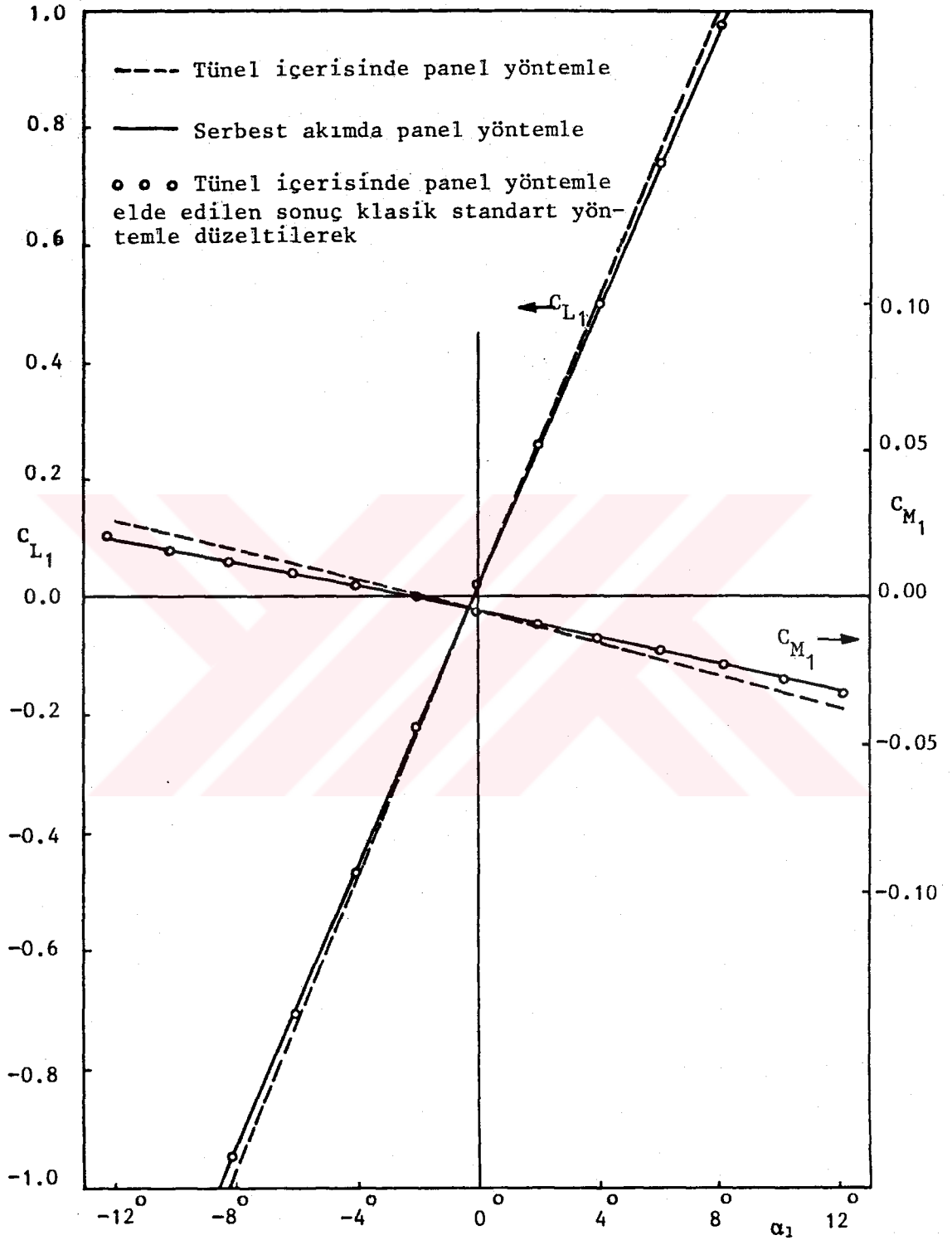
Sekil 3.11 : Model-1'in deneyle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları

çeşitli hücum açılarında taşıma ve yunuslama katsayıları hesaplanırken, bir yandan da model merkezinden 77.5 cm önde ve deney odası duvarlarında, deneyler sırasında serbest akım statik basıncının ölçüldüğü noktalardaki basınç katsayıları tespit edilmiştir. Bu incelemeler Model-1'in deney odası merkezinde bulunması halinde statik basınç ölçümü üzerindeki etkisinin %0.2 mertebesinde altında olduğunu ve ihmal edilebileceğini göstermiştir.

Model-1'in serbest akımda ve tünel içerisinde hesaplanan taşıma ve yunuslama katsayılarının hücum açısı ile değişimleri Şekil 3.12'de verilmiştir. Görüldüğü gibi söz konusu şartlarda Model-1 üzerindeki duvar etkileri çok büyük değildir. Bunun nedeni model veter uzunluğunun deney odası yüksekliğine oranının çok büyük olmamasıdır ($c/h=30/110$). Literatüre göre c/h 'nin 0.3'den küçük değerleri halinde duvar etkileri birinci mertebeden olup, klasik standart yöntemlerle de düzeltme yapmak mümkündür [64]. Bu durumu göstermek için burada da örnek bir çalışma yapılmıştır. Taşıma etkisi için Goldstein yöntemi [65], blokaj etkisi için de Allen-Vincenti ve Batchelor'un yaklaşımları [65] kullanılarak Model-1 için düzeltme formülleri

$$\begin{aligned}\Delta\alpha &= 0.1351 - C_{LT} \\ \Delta C_L &= -0.014066 - C_{LT} - 0.006760(1+9.16667 - \alpha_T^2) - C_{LT} \quad (3.1) \\ \Delta C_M &= 0.003578 - C_{LT} - 0.006760(1+9.16667 - \alpha_T^2) - C_{MT}\end{aligned}$$

şeklinde elde edilmiştir. Burada α_T , C_{LT} ve C_{MT} sırasıyla rüzgar tüneli şartlarındaki hücum açısı ile taşıma ve yunuslama katsayılarını; $\Delta\alpha$, ΔC_L ve ΔC_M ise serbest akım şartlarına ulaşmak için bu büyüklükler üzerinde yapılması gereken düzeltmeleri belirtmektedir. Model-1'in rüzgar tüneli içerisinde bulunması halinde panel yöntemle elde edilen katsayılar yukarıdaki bağıntılarda birer defa kullanılarak



Sekil 3.12 : Model-1'in karakteristikleri üzerindeki duvar etkileri

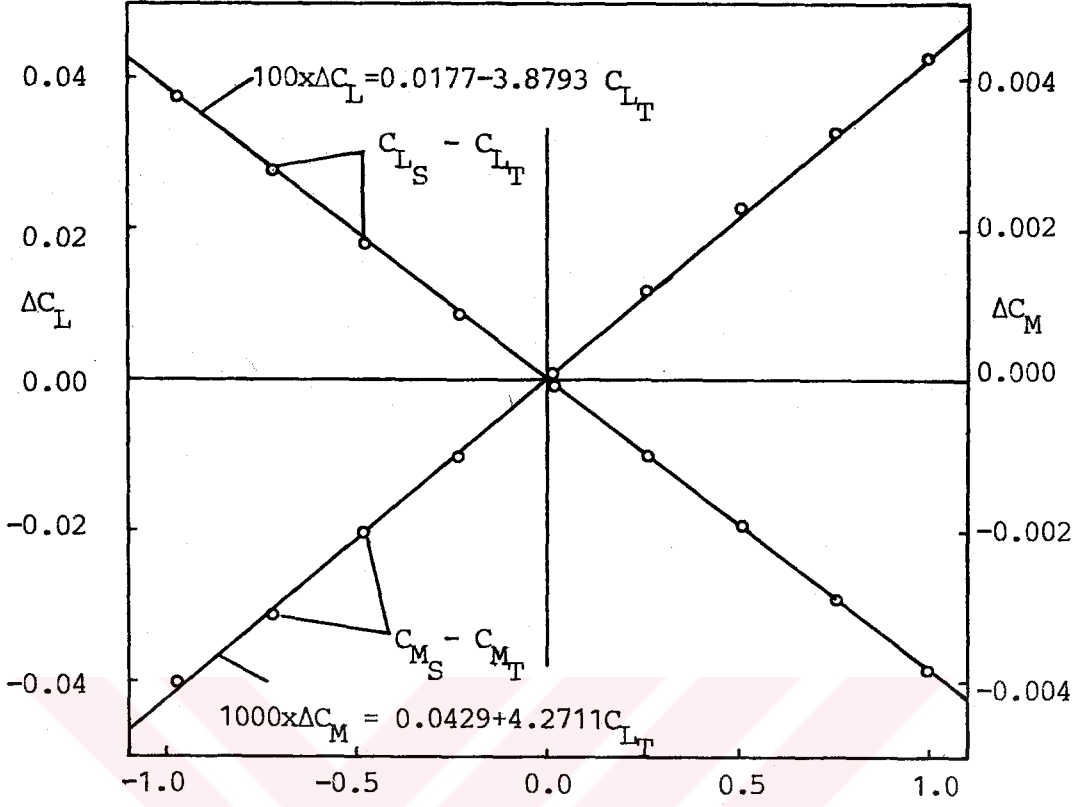
$$\begin{aligned}\alpha_S &= \alpha_T + \Delta\alpha \\ C_{LS} &= C_{LT} + \Delta C_L \\ C_{MS} &= C_{MT} + \Delta C_M\end{aligned}\quad (3.2)$$

bağıntıları yardımıyla hesaplanan serbest akım şartlarındaki katsayılar yine Şekil 3.12 üzerinde belirtilmiştir. Görüldüğü gibi klasik standart düzeltme yöntemleriyle elde edilen sonuçlar Model-1 için daha önce serbest akım şartlarında hesaplanan katsayılarla son derece iyi bir şekilde üstüste düşmektedir.

Klasik standart yöntemlerde, dikkat edilirse, düzeltmeler C_L ve C_M yanında α üzerinde de uygulanmıştır. Panel yöntemi uygulamasında ise düzeltme miktarını, her bir hücum açısında, serbest akımda ve tünelde hesaplanan katsayıların

$$\begin{aligned}\Delta C_L &= C_{LB} - C_{LT} \\ \Delta C_M &= C_{MB} - C_{MT}\end{aligned}\quad (3.3)$$

şeklinde farkını alarak sadece taşıma ve yunuslama için hesaplamak mümkündür. Yani hücum açısı için ayrı bir düzeltme yapılmayacaktır. Ancak gerçek bir deneyin sonuçlarının düzeltilmesi sırasında her iki yöntemin uygulanışı bakımından bir farklılık söz konusudur. Şöyle ki; klasik standart yöntemin uygulanması sırasında rüzgar tüneli şartlarındaki hücum açısı ile taşıma ve yunuslama katsayıları doğrudan (3.1) ve (3.2) bağıntılarında kullanılarak serbest akım şartlarındaki hücum açısı ile taşıma ve yunuslama katsayıları elde edilmiştir. Buna karşılık panel yöntem uygulamasında (3.3) bağıntısıyla elde edilen düzeltme miktarlarının tünel içerisindeki teorik taşıma katsayısı C_{LT} , ile değişimleri tespit edilmiş ve her bir hücum açısında profilin ölçülen taşıma katsayısı kullanılarak, bu taşıma katsayısında yapılacak düzeltme miktarları hesaplanmıştır. Model-1 için hesaplanan düzeltme miktarlarının C_{LT} ile değişimleri Şekil 3.13'de görülmektedir. Değişimler lineer olup, en küçük kareler



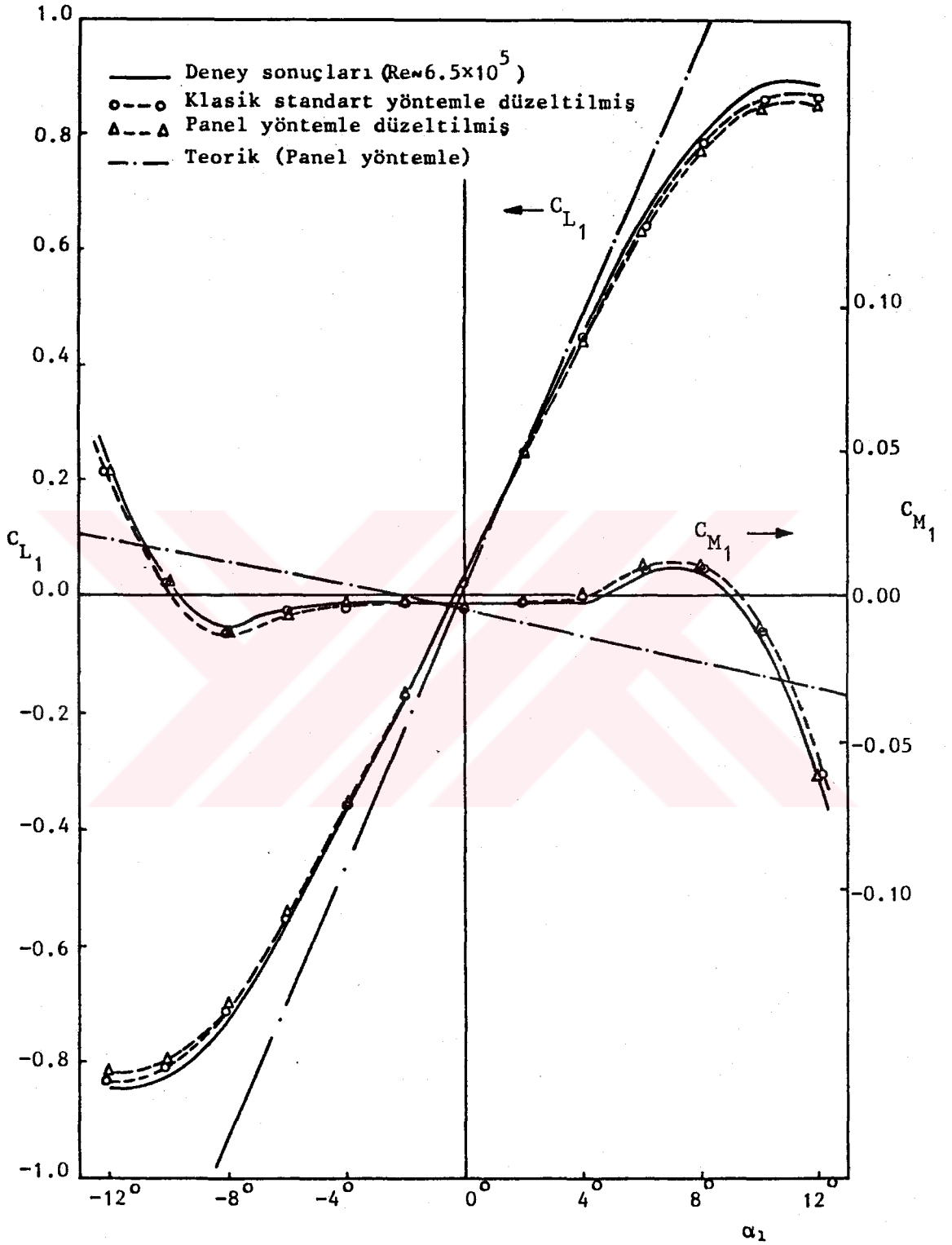
Sekil 3.13 : Model-1 için panel yöntemle hesaplanmış düzeltmeler

yaklaşımı ile bu değişimler için

$$\begin{aligned} 100-\Delta C_L &= 0.0177 - 3.8793-C_{LT} \\ 1000-\Delta C_M &= 0.0429 + 4.2711-C_{LT} \end{aligned} \quad (3.4)$$

bağıntılarını elde etmek mümkündür.

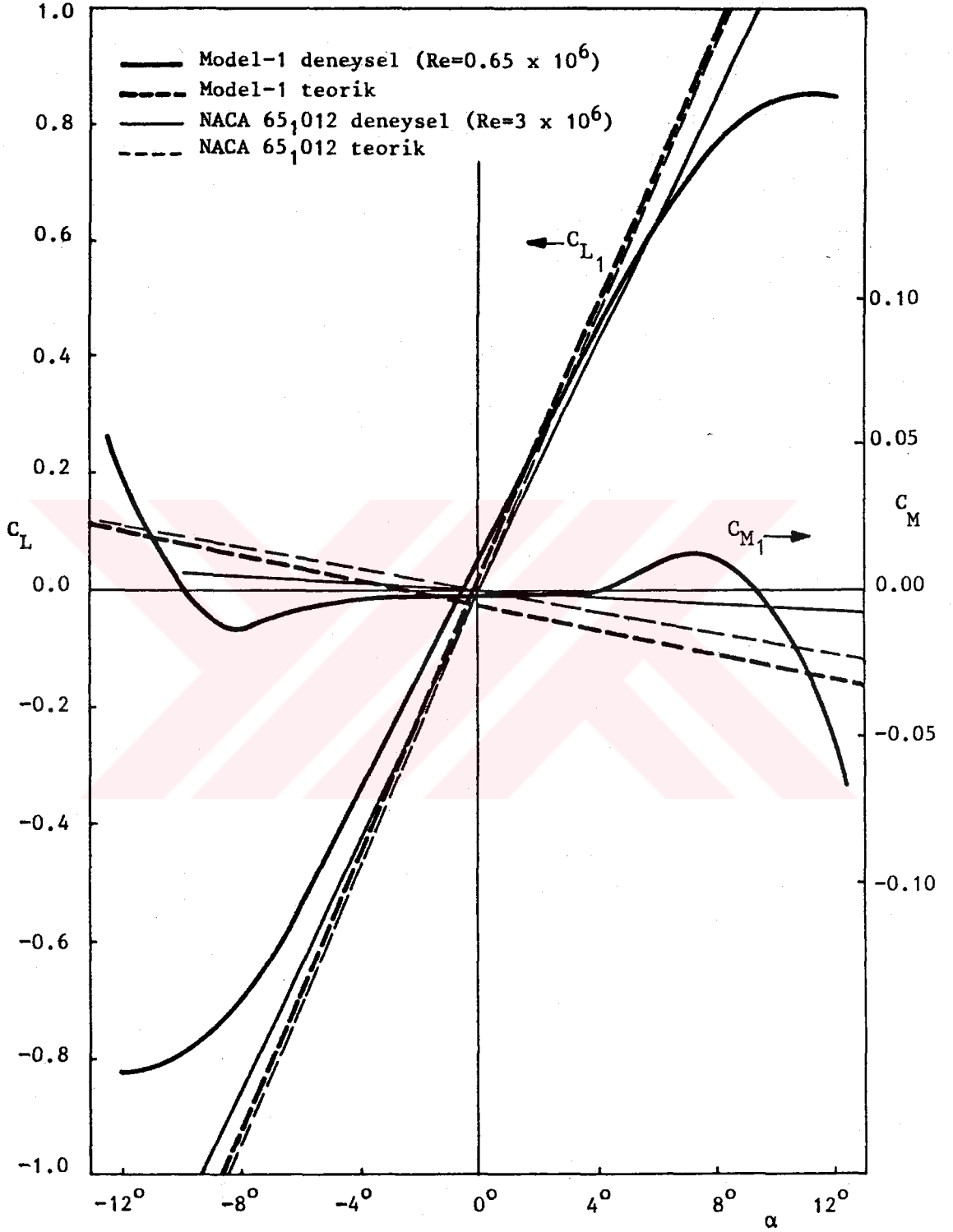
Model-1'in deneylerle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları ve gerek kompleks panel yöntemi, gerekse klasik standart yöntemlerle yapılan düzeltmeler sonucu serbest akım şartlarında elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Sekil 3.14'de sunulmuştur. Yüksek hücum açılarında düzeltme yöntemlerinin verdiği sonuçlar arasındaki farklılığın klasik standart yöntemin yüksek hücum açılarındaki hatalarından kaynaklandığı söylenebilir.



Sekil 3.14 : Model-1'in karakteristikleri üzerindeki düzeltmeler

Model-1'in $6.5 \cdot 10^5$ Reynolds sayısı civarında gerçekleştirilen deneysel çalışmalardan elde edilen taşıma ve yunuslama katsayılarının hücum açısı ile değişimi Şekil 3.15'de görülmektedir. Kompleks panel yöntemi kullanılarak potansiyel akım kabulü ile elde edilen katsayılar da aynı şekil üzerinde sunulmuştur. Model-1'in taşıma ve yunuslama katsayıları -4° ile $+4^\circ$ arasındaki hücum açılarında lineere çok yakın bir değişim göstermekte, daha yüksek hücum açılarında ise değişimin lineerlikten hızla ayrıldığı görülmektedir. Modelin, söz konusu Reynolds sayısında oldukça yumuşak bir pert dö vites karakteristiği vardır. Bu durum, pert dö vitesine, hücum kenarında oluşan laminer ayrılma kabarcığının yüksek hücum açılarında uzayarak neden olmasının bir sonucudur. Teorik ve deneysel taşıma katsayıları küçük pozitif hücum açılarında birbirine hayli yakındır. Bu hücum açılarında deneysel ve teorik basınç dağılımlarının da birbirine yakın buldukları daha önce belirtilmişti. Negatif hücum açılarında deneyle teori arasındaki aykırılık pozitif hücum açılarındakine kıyasla biraz daha fazla gözükmektedir. Bu durum muhtemelen profilin küçük kamburluğundan kaynaklanmaktadır. Deneysel olarak elde edilen yunuslama katsayıları teorik sonuçlardan -4° ile $+4^\circ$ 'nin üzerindeki hücum açılarında hayli farklı gözükmektedir. Bu da akım alanında viskozitenin önemli bir etkisi bulunduğunu göstermektedir.

Model-1 her ne kadar imalatında esas alınan NACA 65, 012 profilinden bir miktar farklı imal edilmişse de elde edilen sonuçların en azından bu profil için bilinen sonuçlarla karşılaştırılmasında yarar vardır. Bu amaçla NACA profili için literatürde verilen deneysel sonuçlardan en küçük Reynolds sayısına ait olanı (3 Milyon) ve ayrıca bu profil için kompleks panel yöntemiyle elde edilen teorik sonuçlar Şekil 3.15'e ilave edilmiştir. Her iki profilin teorik taşıma ve yunuslama eğrilerinin hücum açısı ile değişimlerinin, Model-1'in kamburluğundan ileri



Şekil 3.15 : Model-1'in taşıma ve yunuslama karakteristikleri

gelen küçük bir kayma dışında birbirine çok yakın oldukları görülmektedir. Buna karşılık deneysel sonuçlar arasında, muhtemelen Reynolds sayısına bağlı olan farklılıklar dikkati çekicidir. Model-1'in deneysel taşıma-hücum açısı ve yunuslama momenti-hücum açısı eğrilerinin eğimleri NACA profilinden bir miktar daha küçüktür. Şekil 3.15'de verilen hücum açısı aralığında NACA profilinin taşıma ve yunuslama eğrileri hücum açısı ile lineer olarak değişirken, Model-1'in her iki eğrisinin değişimi de -4° ile $+4^{\circ}$ 'nin üzerindeki hücum açılarında lineerlikten giderek uzaklaşmaktadır. Deneyle teorinin karşılaştırmasına gelince, NACA profili için verilen teorik sonuçların deneysel sonuçlara Model-1'inkilere kıyasla daha yakın olması potansiyel akım kabulünün yüksek Reynolds sayılarında daha geçerli olmasından kaynaklanmaktadır.

3.6. Tandem Halde Deneysel İncelemeler :

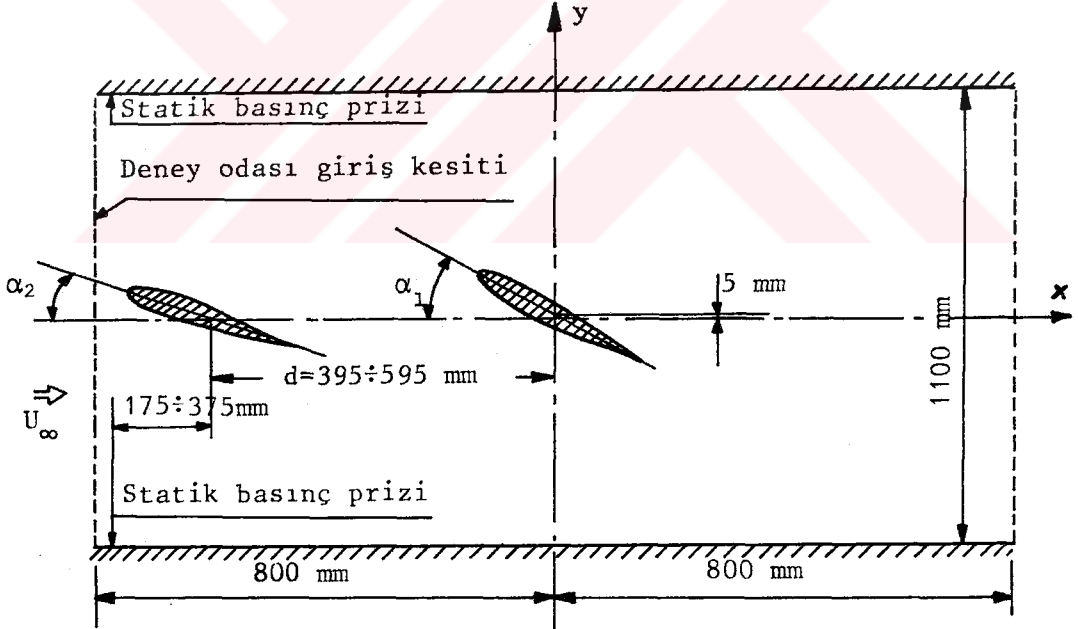
Tandem haldeki incelemeler iki aşamada gerçekleştirilmiştir. İlk aşamada, 3.6.1'de, profiller arasındaki uzaklığın ve hücum açılarının çeşitli değerlerinde Model-1'in orta kesiti boyunca basınç dağılımları ölçülmüş, ikinci aşamada ise, 3.6.2'de, basınç dağılımlarının yüzey boyunca integrasyonu suretiyle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları üzerindeki deney odası duvar etkileri kompleks panel yöntemi kullanılarak bir dizi işlemle düzeltilmiştir.

3.6.1. Deney Sistemi ve Basınç Ölçmeleri :

İTÜ-110*80 kesitli rüzgar tüneline NACA 65, 012 profili esaslı model üzerinde yapılan deneylerden sonra aynı modelin önüne benzeri bir diğer model yerleştirilerek taşıma ve yunuslama karakteristiklerinin tespiti için benzeri deneysel çalışmalar yapılmıştır. Bu deneylerde Model-1 yine deney odası merkezinde ve düşey konumda yer almış, ön tarafında ise yine düşey konumda ve deney odası

ekseni üzerinde Model-2 yer almıştır (Sekil 3.16). Her iki modelin eksenleri arasında deney odası eksenine dik doğrultuda 0.5 cm'lik küçük bir kaçıklık mevcuttur. Bu kaçıklık deneyler için her ne kadar öngörülmemişse de bir montaj zorunluluğu olarak ortaya çıkmıştır.

Deneyleerde modellerin veter orta noktaları arasındaki uzaklık ve öndeki profilin hücum açısı parametre olarak seçilmiştir. Öndeki kanat uçlarının deney odası duvarlarıyla girişimi etkilerinin izde yer alan kanat üzerindeki akımın iki-boyutluluğunu bozmaması için öndeki kanadın hücum açıları -8° ve $+8^\circ$ ile sınırlandırılmıştır. Kanat veter orta noktaları arasındaki d uzaklığı ise deney odası boyunun sınırlı olması nedeniyle veter uzunluğunun iki katı ve daha küçük değerlerde tutulmuştur.



Sekil 3.16 : Tandem Düzenegi

Tandem düzenlemede kanat veter orta noktaları arasındaki d uzaklığı sırasıyla 39.5 cm, 49.5 cm ve 59.5 cm olmak üzere değiştirilirken, öndeki kanada ait α_2 hücum

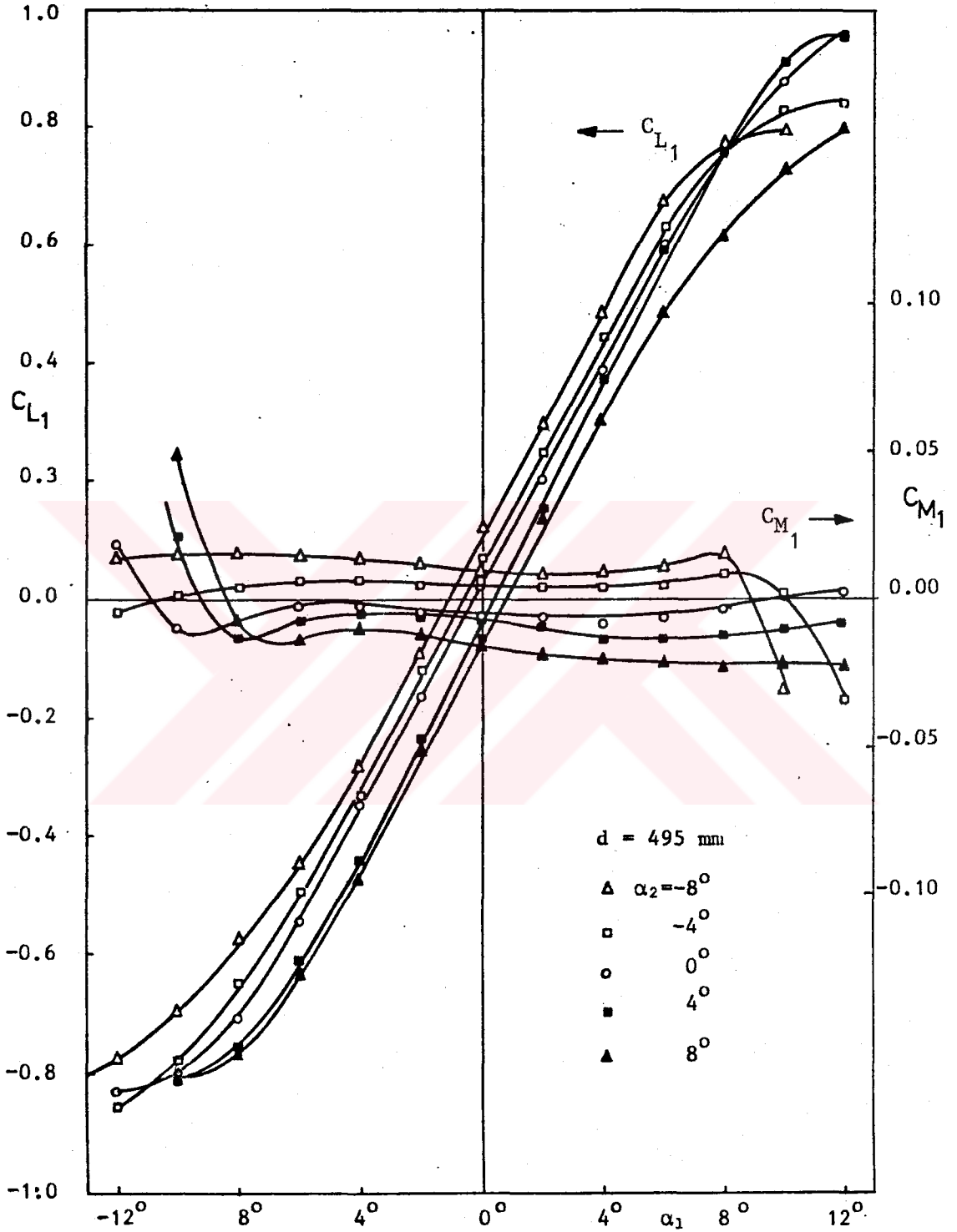
açısının -8° ile $+8^{\circ}$ arasında 4° aralıklarla seçilen her bir değerinde, izde yer alan Model-1 üzerindeki basınç dağılımı, hücum açısının $\alpha_1 = -12^{\circ}$ ile $+12^{\circ}$ arasında 2° aralıklarla değişen her bir değeri için, çok sütunlu manometre üzerinden ozalit çekmek suretiyle tespit edilmiştir. Bütün bu deneylerde de tek profil halindeki ölçü sistemi ve donatımı kullanılmıştır.

Her bir deney sonucu elde edilen basınç dağılımı yüzey boyunca integre edilerek Model-1'e etkiyen taşıma ve yunuslama katsayıları hesaplanmıştır. Bu katsayılar üzerinde rüzgar tüneli duvarlarının etkisi bulunduğundan örnek olarak sadece $d=495$ mm halinde elde edilen sonuçlar Şekil 3.17'de sunulmuş ve sonuçlarla ilgili değerlendirmelerin gerekli düzeltmeler yapıldıktan sonraya bırakılmasında yarar görülmüştür.

3.6.2. Düzeltmeler :

Tandem halde duvar etkilerinin düzeltilmesinde yine, kompleks düzlemde geliştirilen panel yönteminden yararlanılmıştır. Asıl uygulamalara geçmeden önce, deney odası duvar boyunun ve üzerindeki eleman dağılımının seçimi ile ilgili özel bir inceleme yapılmıştır. Bunun sonucunda duvar boyu veter uzunluğunun 40 katı ve her bir duvar üzerindeki eleman sayısı da 40 olarak seçilmiştir. Modellere yakın bölgelerde tünel duvarları üzerindeki elemanların boyları küçük ve birbirine eşit alınmış, bunun dışındaki bölgelerde ise modellerden uzaklaştıkça giderek artan eleman boyları kullanılmıştır.

d , α_1 ve α_2 parametreleri için seçilen herbir değerde, bir defa serbest akımda ve bir defa da rüzgar tüneli içerisinde Model-1 ve Model-2 üzerindeki basınç dağılımları panel yöntemle hesaplanarak integrasyon yoluyla taşıma ve yunuslama katsayıları elde edilmiştir. Aynı hesaplamalar sırasında deney odası merkezinden 77.5 cm



Sekil 3.17 : Tandem halde Model-1'in deneysel taşıma ve yunuslama katsayıları ($d = 495$ mm)

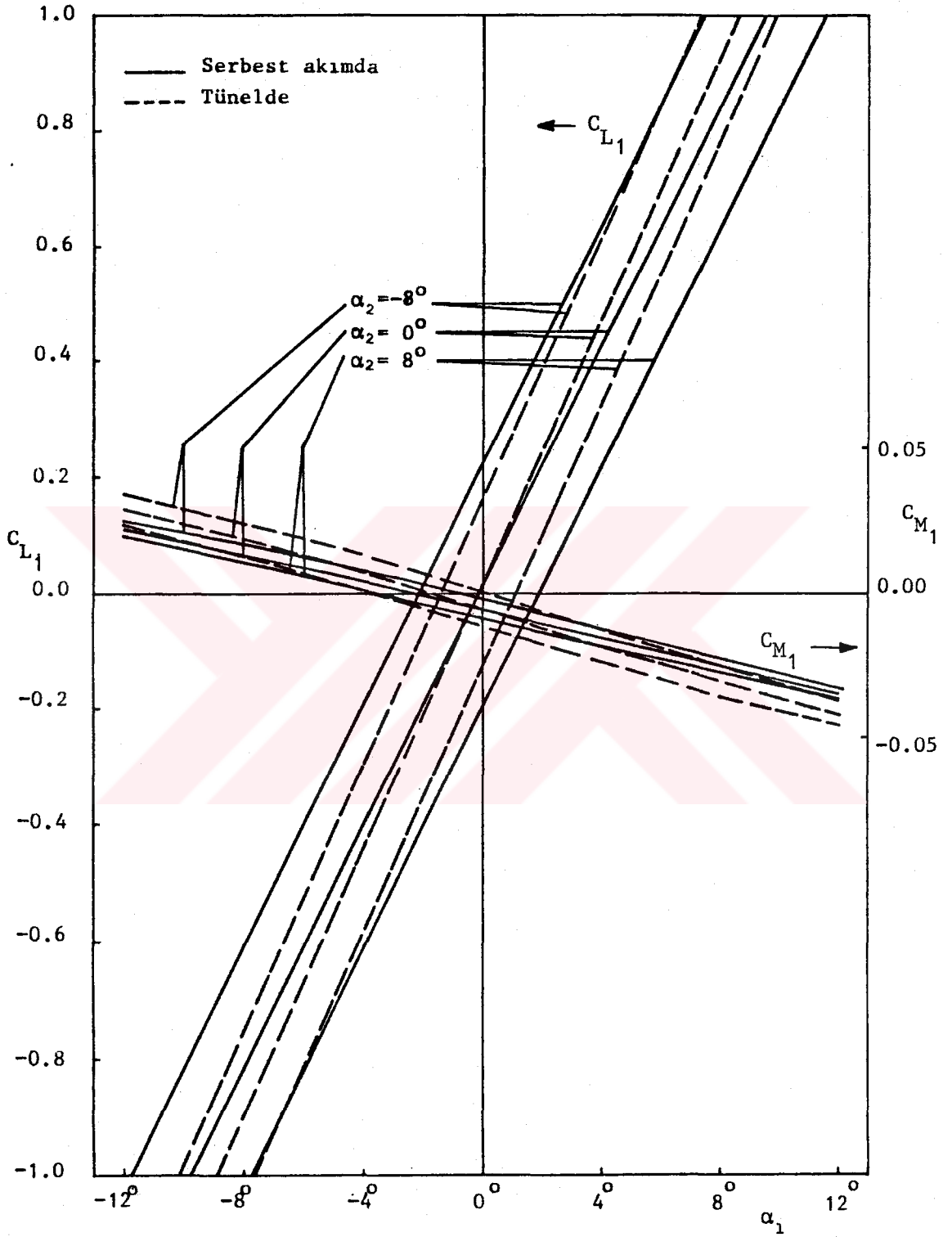
önde, tünelin alt ve üst duvarları üzerindeki (gerçek tünelde serbest akım statik basıncının ölçüldüğü noktalar) basınç katsayılarının ortalamaları da hesaplanarak modellerin bu noktalar üzerindeki ortalama etkisi tespit edilmiştir. Bu çalışmalara birer örnek olmak üzere d=495 mm hali için Model-1'in serbest akımda ve tünel içerisinde hesaplanan taşıma ve yunuslama katsayıları Şekil 3.18'de, modellerin statik basınç ölçme noktaları üzerindeki ortalama etkileri de Şekil 3.19'da sunulmuştur.

Model-1 üzerindeki rüzgar tüneli duvar etkilerini, serbest akımda ve tünel içerisinde hesaplanan katsayılarının farkını alarak, tek profil halinde olduğu gibi

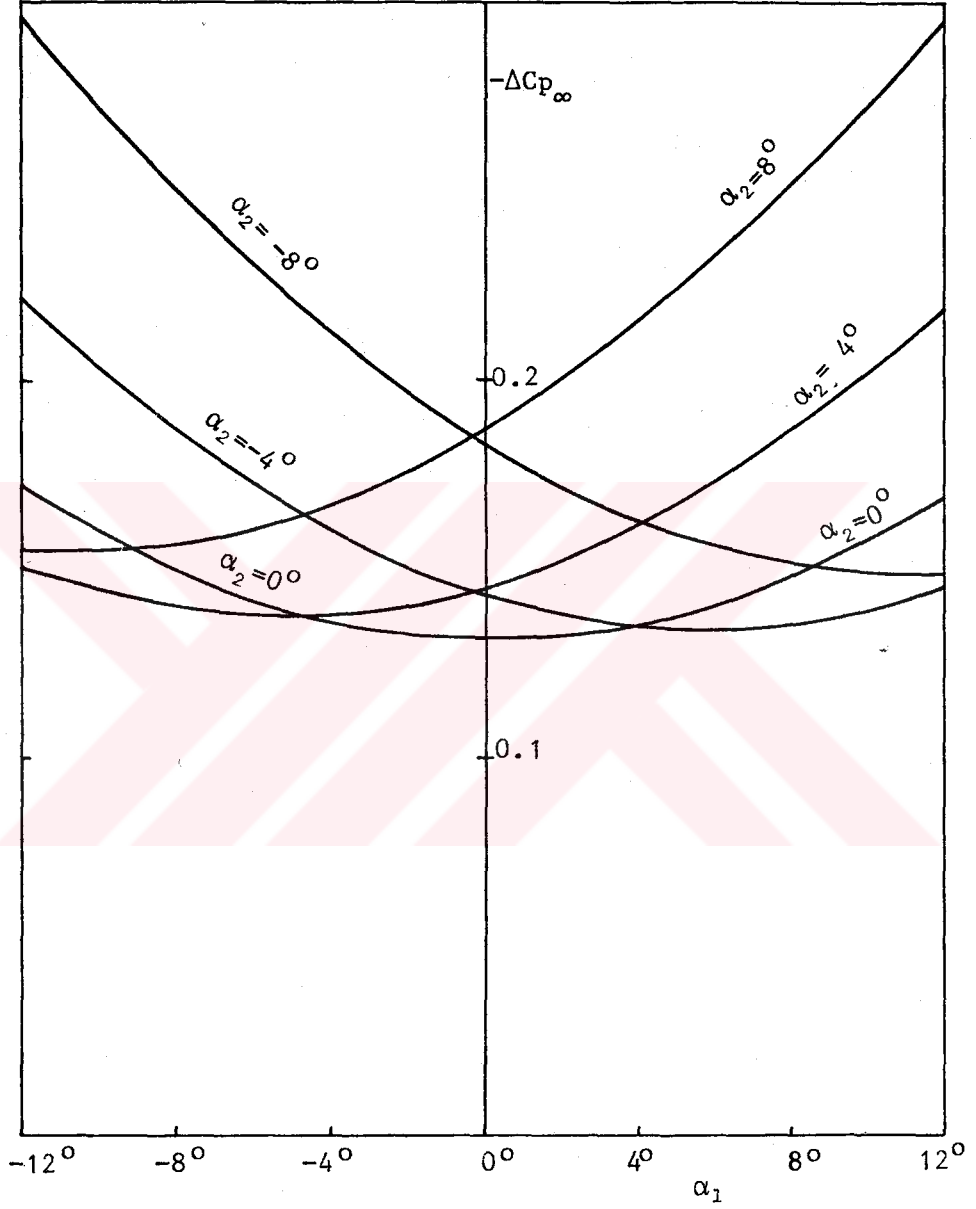
$$\begin{aligned}\Delta C_{L1} &= C_{L1S} - C_{L1T} \\ \Delta C_{M1} &= C_{M1S} - C_{M1T}\end{aligned}\quad (3.5)$$

şeklinde hesaplamak mümkündür. Örnek olarak d=495 mm halinde Model-1 üzerindeki duvar etkileri Şekil 3.20'de sunulmuştur. d Parametresinin diğer değerlerinde de duvar etkilerinin α_1 ile değişimleri benzeri karakterde olup bunlara ait grafiklere burada yer verilmemiştir.

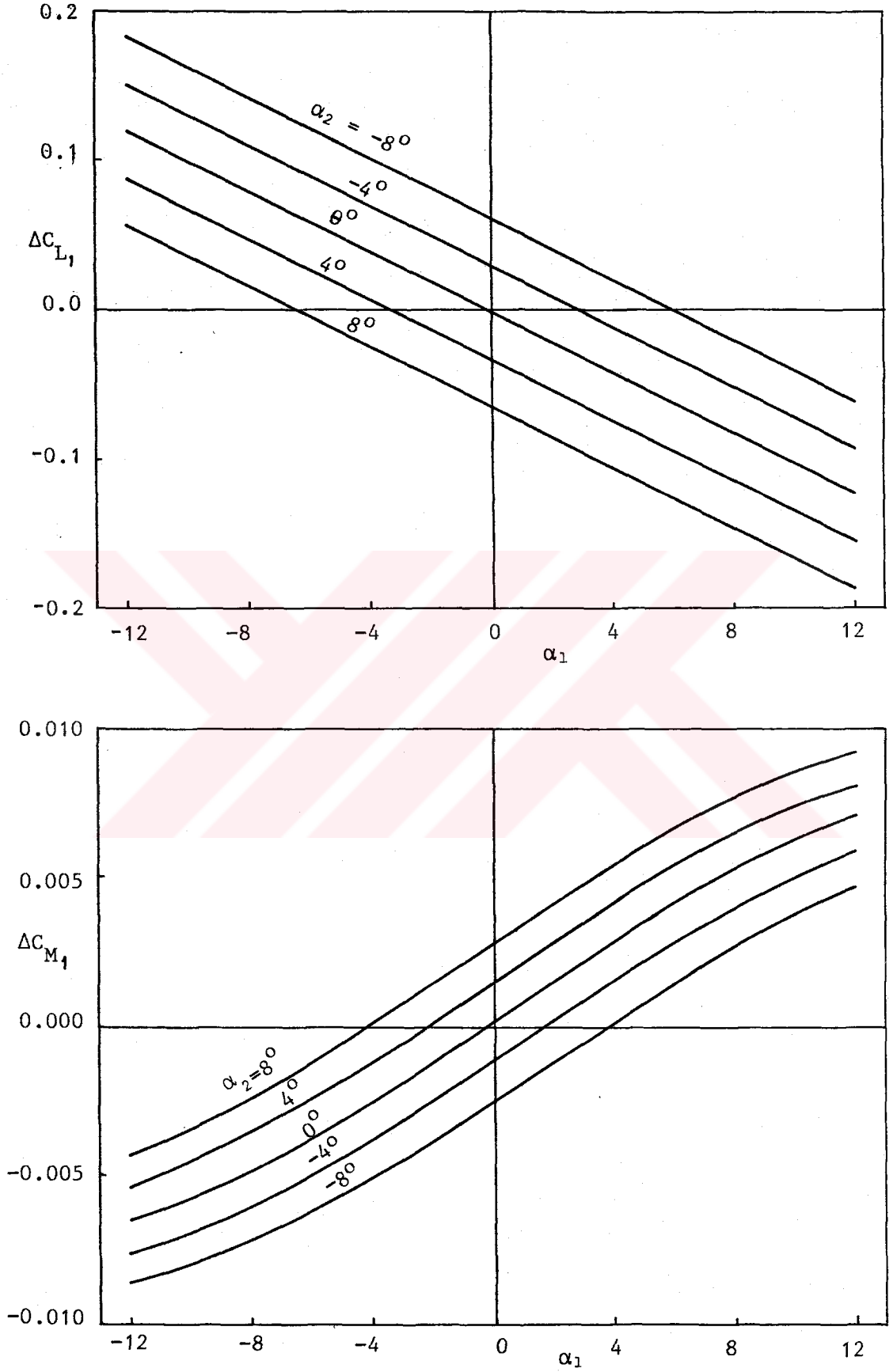
Model-1'in deneylerle elde edilen taşıma ve yunuslama katsayılarının düzeltilmesine gelince, bu uygulama tek profil halindeki düzeltmelere kıyasla hayli karmaşık hesaplamaları gerektirmektedir. Problem daha ziyade duvar etkilerinin her iki modelin geometrik hücum açıları cinsinden belirlenmiş olmasından kaynaklanmaktadır. Söyle ki; α_1 ve α_2 'nin herhangi birer değerinde teorik hesaplamalar taşıma ve yunuslama için tünel içinde ve serbest akımda birer değer, ve modellerin statik basınç ölçmeleri üzerindeki etkisi için de bir değer vermektedir. Ancak bu değerler Model-1 ve Model-2'nin sözü edilen α_1 ve α_2 hücum açılarında teorik olarak hesaplanmış taşıma katsayılarına, veya diğer bir deyişle, bu şartlarda üzerlerinde oluşan sirkülasyon miktarlarına bağlıdır. Oysa aynı hücum açılarında modeller etrafındaki gerçek



Sekil 3.18 : Tandem halde Model-1'in serbest akımdaki ve rüzgar tünelindeki taşıma ve yunuslama katsayıları ($d = 495$ mm)



Şekil 3.19 : Modellerin serbest akım statik basıncı ölçmeleri üzerindeki etkisi ($d = 495 \text{ mm}$)



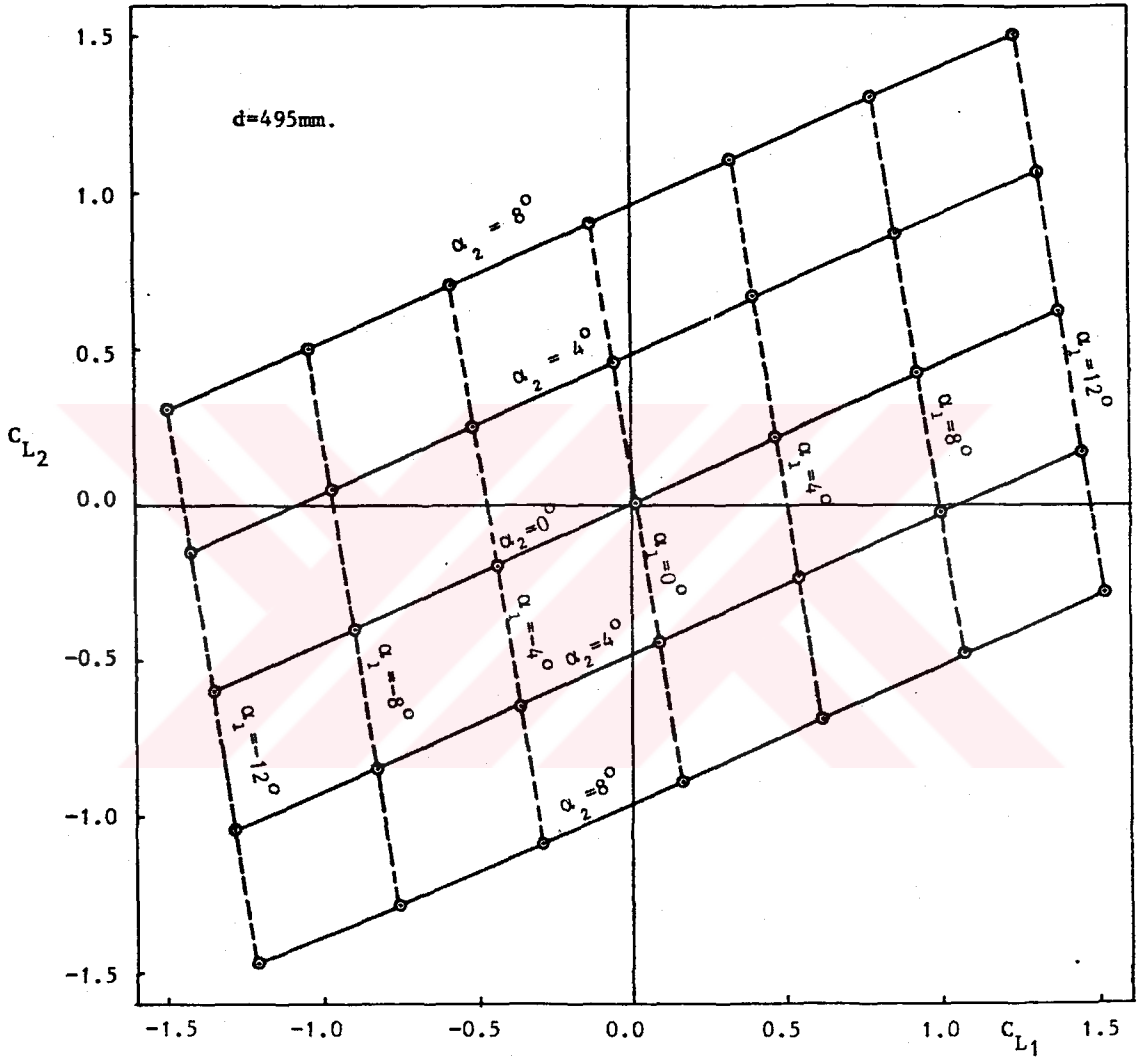
Sekil 3.20 : Model-1 üzerinde duvar etkileri (d = 495 mm)

sirkülasyonlar ve modellerin gerçek taşıma katsayıları, viskoz etkiler nedeniyle, teorik olarak hesaplananlardan daha küçüktür. Bunun sonucu olarak söz konusu hücum açılarındaki duvar etkileri ve statik basınç hataları teorik olarak hesaplananlardan farklı olmak durumundadır. Sayet bu etkiler doğrudan modellerin taşıma katsayıları cinsinden hesaplanmış olsaydı, modellerin deneylerle elde edilmiş taşıma katsayılarını kullanarak etkilerin miktarını tespit etmek ve düzeltmeleri yapmak kolaylıkla mümkün olurdu.

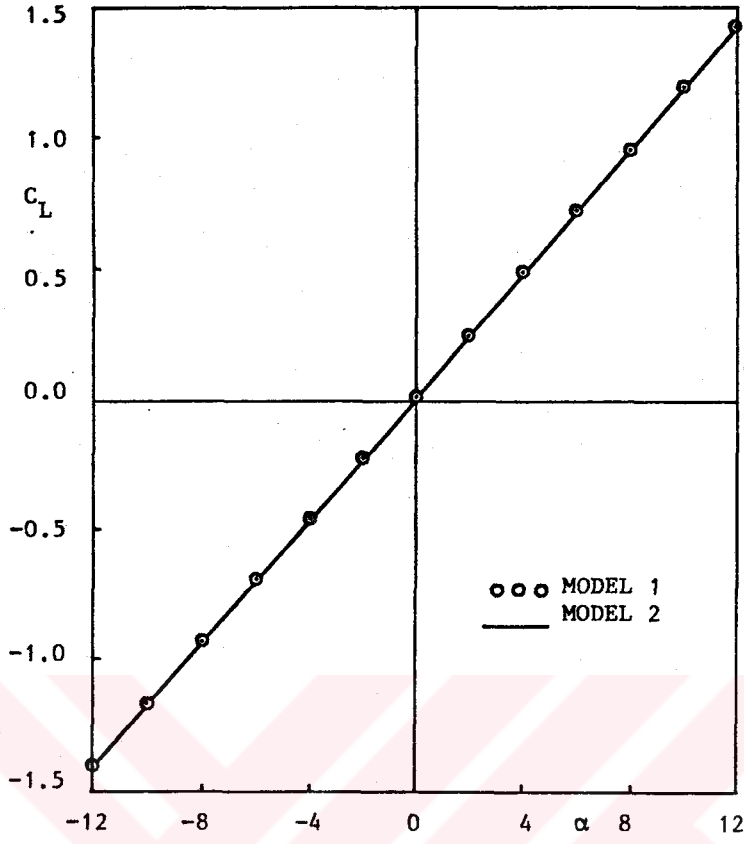
Tek kanat profilinin incelenmesinde duvar etkilerinin profilin taşıma katsayısı ile değişimini tespit etmek kolaydır. Ancak iki veya daha çok sayıda profil söz konusu olduğunda, tek profil halindeki (3.4) bağıntısı gibi, etkileri doğrudan taşıma katsayılarına bağlayan basit bağıntılar elde etmek kolay değildir. Bu durumda akla gelebilecek çözümlerden birisi, profillerin önceden tespit edilmiş taşıma katsayılarını verecek hücum açılarını iterasyonla belirlemek ve daha sonra bu hücum açılarındaki etki miktarlarını hesaplamaktır. Ancak, örneğin incelemekte olduğumuz tandem probleminde 180 dolayında yüzey elemanı kullanıldığı gözönüne alınır ve iterasyonun her bir adımında profiller etrafındaki potansiyel akım alanının bir defa çözümlenmesi gerektiği düşünülürse sözü edilen yolun ne kadar zaman alıcı ve pahalı bir çözüm olacağı ortaya çıkar. Diğer bir yol da α_1 ve α_2 'nin çeşitli değerlerinde elde edilen bilgilerden interpolasyonla yararlanmak şeklindedir. Bu yöntemin de belki çeşitli uygulama şekillerini ortaya koymak mümkündür. Ancak burada izlenen yol, her bir deneyde modellerin ölçülen taşıma katsayılarından hareketle, aynı taşıma katsayılarını teorik hesaplama halinde verebilecek etkin hücum açılarının tespiti ve bu etkin hücum açılarını kullanarak da duvar etkilerinin ve statik basınç hatalarının tespiti şeklinde olmuştur.

Etkin hücum açılarının tespitinde Model-1 ve

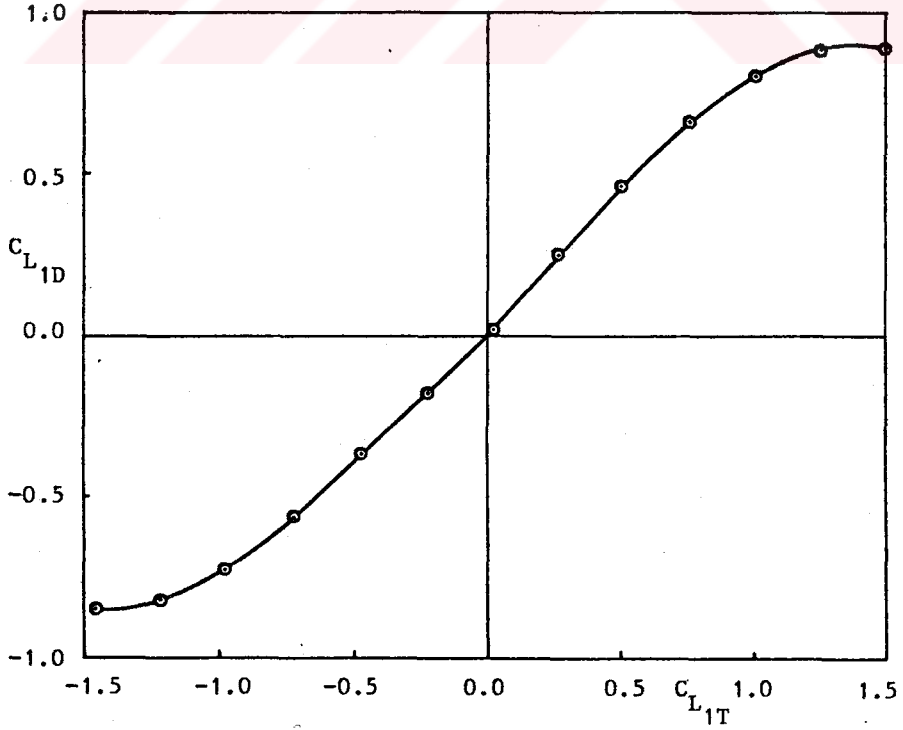
Model-2'nin taşıma katsayılarını birbirine bağlayan grafiklerden yararlanılmıştır. Örneğin $d=495$ mm hali için Şekil 3.21'de, Model-2'nin her bir α_2 hücum açısındaki C_{L2} taşıma katsayısının Model-1'in C_{L1} taşıma katsayısı ile nasıl değiştiği, veya tersine, Model-1'in her bir α_1 hücum açısındaki C_{L1} taşıma katsayısının C_{L2} ile nasıl değiştiği görülmektedir. Bu grafik üzerinden C_{L1} 'in herhangi bir değerinde C_{L2} 'nin α_2 hücum açısı ile nasıl değiştiğini tespit etmek ve buradan da C_{L2} 'nin belirli bir değerine karşılık α_2 'nin hangi değeri alacağını hesaplamak mümkündür. Veya benzeri şekilde C_{L2} 'nin bir değerinde C_{L1} 'in α_1 ile değişimini ve C_{L1} 'in belirlenmiş bir değerine karşılık α_1 'in hangi değeri alacağını hesaplamak mümkündür. Ancak anlaşılacağı üzere herhangi bir deney sırasındaki etkin hücum açılarının bu yolla tespit edilebilmeleri için öncelikle her iki modelin deneysel olarak tespit edilmiş taşıma katsayılarının bilinmesi gerekmektedir. Oysa İTÜ 110*80 kesitli rüzgar tüneline tandem profillerle ilgili olarak gerçekleştirilen deneyler sırasında gerek model ve gerekse laboratuvar imkanlarının yetersizliği nedeniyle sadece Model-1'in taşıma katsayıları ölçülmüştür. Bununla birlikte sadece düzeltme hesaplarında kullanmak üzere Model-2'nin taşıma katsayıları için bir yaklaşım yapılmıştır. Söyle ki; Şekil 3.5 ve Tablo 3.1'den görüldüğü gibi Model-1 ve Model-2'nin koordinatları birbirine çok yakındır. Nitekim her iki modelin bu koordinatları kullanarak panel yöntemle hesaplanan taşıma katsayıları da üstüste düşmektedir (Şekil 3.22). Bu durumda Model-2'nin gerçek taşıma katsayılarını Model-1'in taşıma katsayılarına eşit kabul etmek, en azından, duvar etkilerinin düzeltilmesi konusunda önemli bir hataya yol açmayacaktır. Bu düşünceden hareketle Model-1'in İTÜ 110*80 kesitli rüzgar tüneline deneysel olarak elde edilen taşıma katsayılarının, yine tünel içerisinde panel yöntemle elde edilen teorik taşıma katsayıları ile değişimi Şekil 3.23'de görüldüğü gibi tespit edilmiş ve Model-2'nin deneysel taşıma katsayılarının tahmininde bu sekilden yararlanılmıştır.



Sekil 3.21: Model-1 ve Model-2'nin teorik taşıma katsayıları arasındaki ilişki ($d = 495\text{ mm}$)



Şekil 3.22 : Teorik taşıma katsayıları



Şekil 3.23 : Model-1'in deneysel taşıma katsayılarının teorik taşıma katsayılarıyla değişimi

Tandem halde Model-1 üzerindeki rüzgar tüneli duvar etkilerinin ve modellerin statik basınç ölçmeleri üzerindeki etkilerinin hesaplanmasında izlenen yol Şekil 3.24'de özetlenmiştir. Buna göre (1) aşamasında d , α_1 ve α_2 parametrelerinin herhangi birer değerinde Model-1'in deneysel olarak elde edilen C_{L1D} taşıma katsayısı Şekil 3.21'de kullanılarak Model-2'nin söz konusu α_2 hücum açısındaki C_{L2T} teorik taşıma katsayısı tespit edilmektedir. (2) aşamasında C_{L2T} değeri Şekil 3.23'de kullanılarak Model-2'nin deneysel taşıma katsayısı tahmin edilmektedir. (3) aşamasında Model-1 ve Model-2'nin deneysel taşıma katsayıları yine Şekil 3.20'de kullanılarak etkin hücum açıları tespit edilmektedir. (4), (5) ve (6) aşamalarında ise α_{1e} ve α_{2e} etkin hücum açıları sırasıyla Şekil 3.19 ve Şekil 3.20'de kullanılarak modellerin statik basınç ölçme noktaları üzerindeki ortalama etkileri, ΔC_{pe} , ve deney odası duvarlarının Model-1'in taşıma ve yunuslama katsayıları üzerindeki etkileri, ΔC_{L1} ve ΔC_{M1} , hesaplanmaktadır. Bu aşamalardan sonra duvar etkilerinin düzeltilmesi gayet kolaydır. Ancak statik basınç ölçmeleri üzerindeki model etkilerinin düzeltilmesi konusunun özel olarak incelenmesinde yarar vardır.

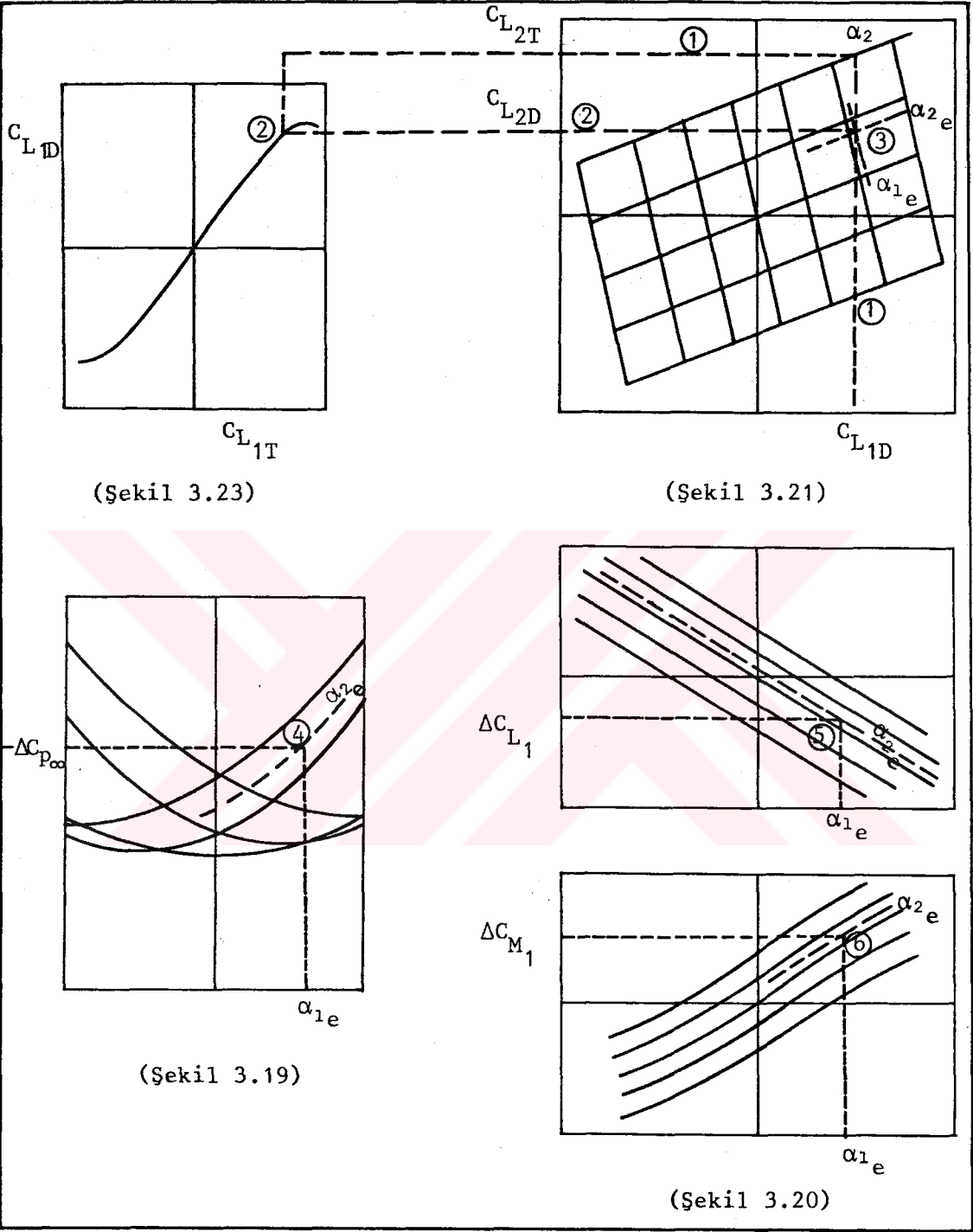
Serbest akımın gerçek dinamik basıncı q_e ve ölçülen dinamik basıncı q_o olmak üzere, dinamik basıncın tespitinde yapılan hatayı

$$\Delta q_e = q_e - q_o \quad (3.6)$$

şeklinde veya boyutsuz olarak

$$\Delta C_{pe} = \frac{\Delta q_e}{q_e} = 1 - \frac{q_o}{q_e} \quad (3.7)$$

şeklinde tanımlamak mümkündür. Dikkat edilirse buradaki ΔC_{pe} , modellerin statik basınç ölçme noktalarında yaratıkları basınç katsayılarının ortalaması olan ve Şekil 3.19'da gösterilen değerleri temsil etmektedir. (3.7) bağıntısından serbest akımın gerçek dinamik basıncı



Şekil 3.24 : Tandem halde model ve duvar etkilerinin hesabı için izlenen yöntem

$$q_{\infty} = \frac{q_0}{1 - \Delta C_{p_{\infty}}} \quad (3.8)$$

şeklinde çözülebilir. Diğer yandan profilin gerçek ve ölçülen taşıma katsayılarını

$$C_L = \frac{\int q dx}{q_{\infty}} \quad ; \quad C_{L_0} = \frac{\int q dx}{q_0} \quad (3.9)$$

şeklinde tanımlamak mümkündür. Bu iki bağıntıdan, (3.8) bağıntısı yardımıyla

$$C_L = C_{L_0} \cdot (1 - \Delta C_{p_{\infty}}) \quad (3.10a)$$

elde edilir. Moment katsayısı için de benzeri bir inceleme ile

$$C_M = C_{M_0} \cdot (1 - \Delta C_{p_{\infty}}) \quad (3.10b)$$

şeklinde bir bağıntı elde etmek mümkündür.

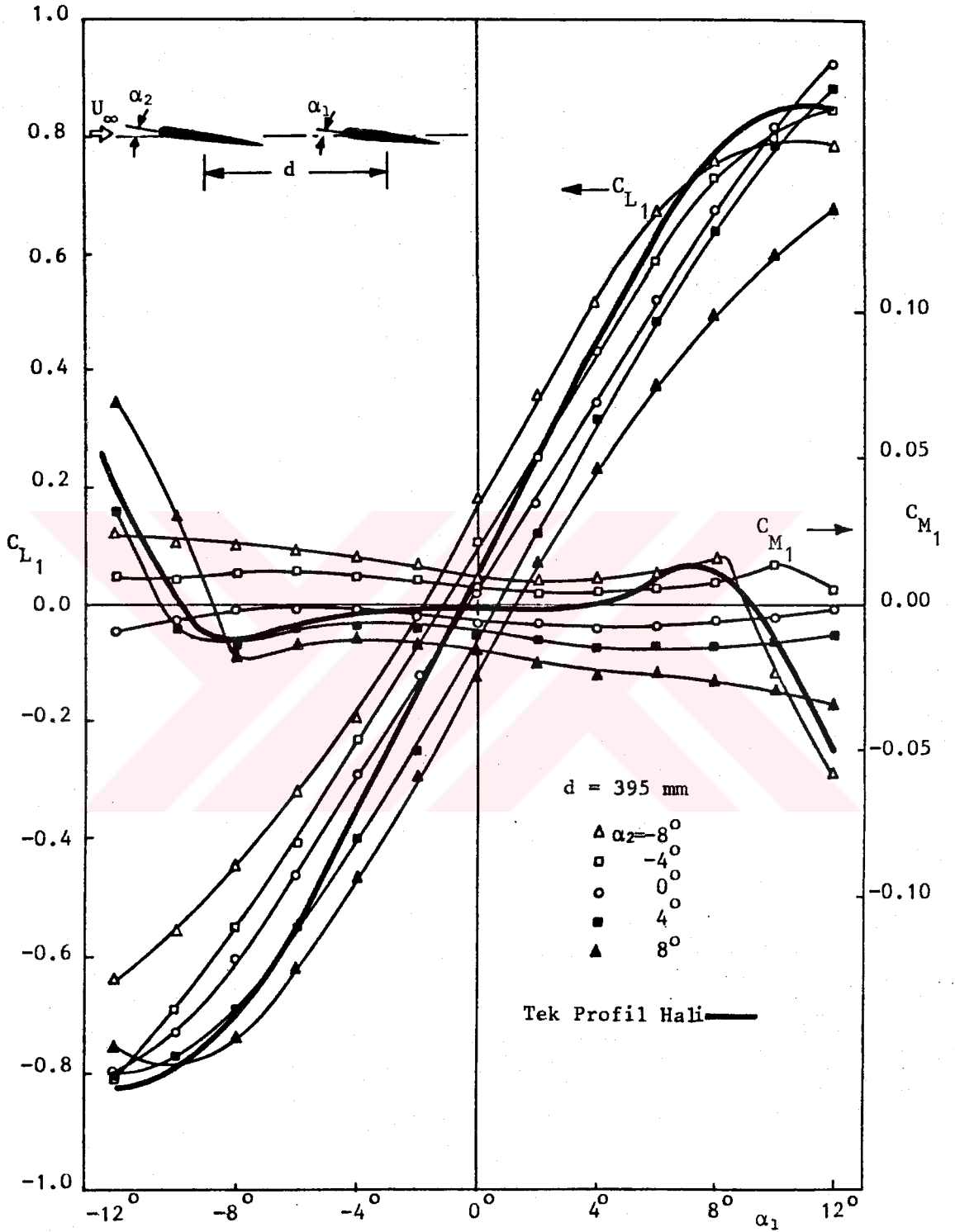
Tandem haldeki deney sonuçlarının yukarıda izah edilen yöntemle düzeltilmesi işlemi elle yapılması halinde hayli zaman alıcı ve hataya yol açabilecek karmaşıklıkta dır. Bu nedenle bütün hesaplar bilgisayar için programlanmıştır. Bilgisayar programı Şekil 3.21'deki $C_{L_{2T}}=f(C_{L_{1T}}, \alpha_2)$ ve $C_{L_{1T}}=f(C_{L_{2T}}, \alpha_1)$ değişimleri için, Şekil 3.19'daki $\Delta C_{p_{\infty}}=f(\alpha_1, \alpha_2)$ değişimi için ve Şekil 3.20'deki $\Delta C_L=f(\alpha_1, \alpha_2)$ ve $\Delta C_M=f(\alpha_1, \alpha_2)$ değişimleri için 3. dereceden polinomların, ve ayrıca Şekil 3.23'deki $C_{L_{1D}}=f(C_{L_{1T}})$ değişimi için de 5. dereceden polinomun katsayılarını en küçük kareler yöntemini kullanarak hesaplamaktadır. Program ayrıca Şekil 3.21'deki α_{1_0} ve α_{2_0} etkin hücum açılarının hesaplanmasında ve bu etkin hücum açılarna karşılık Şekil 3.19'dan $\Delta C_{p_{\infty}}$ 'un ve Şekil 3.20'den de ΔC_L ve ΔC_M 'in hesaplanmasında kısmî kübik interpolasyon kullanılmaktadır. Düzeltme işleminin ilk aşamasında, deneysel olarak elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları (3.10a) ve (3.10b) bağıntıları yardımıyla model etkileri için düzeltilmekte, böylece elde edilen yeni

katsayılar (3.5) bağıntılarında kullanılarak duvar etkileri için düzeltme yapılmaktadır.

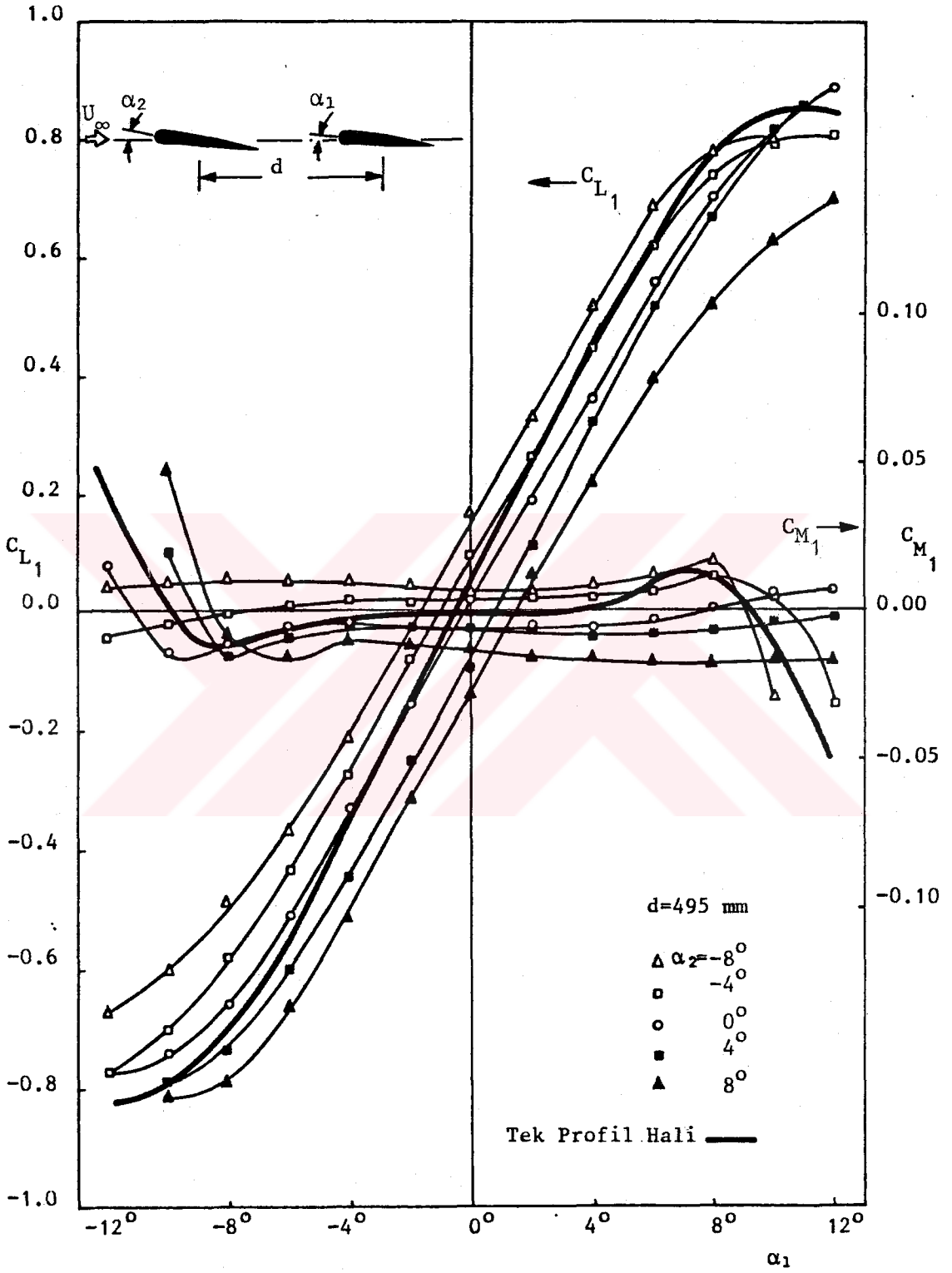
Tandem halde izdeki profilin, yapılan düzeltmeler sonucu elde edilen taşıma ve yunuslama katsayılarının α_1 hücum açısı ile değişimleri, profiller arasındaki d uzaklığı ve öndeki profilin α_2 hücum açısı parametre olmak üzere Şekil 3.25a, b ve c'de verilmiştir. Bu şekillerden görüldüğü gibi öndeki profilin hücum açısının değişmesiyle izde yer alan Model-1'in taşıma-hücum açısı eğrisinde komple bir öteleme meydana gelmektedir. Bu öteleme, her iki profilin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki profilin taşımasının azalması şeklinde, hücum açılarının zıt yönde olması halindeyse izdeki profilin taşımasının artması şeklinde kendini göstermektedir. α_2 Hücum açısının pozitif ve negatif değerlerinde $C_{L1}-\alpha_1$ eğrisindeki ötelemeler arasında genel olarak bir simetri bulunduğu farkedilmektedir. İzdeki profilin taşıma eğrisinde α_2 'nin değişimine bağlı olarak görülen ötelemenin ve ötelemedeki α_2 'ye bağlı simetrisinin benzeri yunuslama-hücum açısı eğrisinde de görülmektedir. Taşıma ve yunuslama eğrilerindeki öteleme miktarlarının profiller arasındaki d uzaklığı ile giderek azaldığı dikkati çekmektedir.

Tandem halde izde yer alan Model-1'in, kompleks panel yöntemi kullanılarak potansiyel akım çerçevesinde yapılan hesaplamalar sonucu teorik olarak elde edilen taşıma ve yunuslama katsayılarının α_1 hücum açısı ile değişimleri yine d ve α_2 birer parametre olmak üzere Şekil 3.26a, b ve c'de verilmiştir. Model-1'in taşıma ve yunuslama eğrilerinde deneysel olarak tespit edilen ötelemelerin benzeri teorik sonuçlarda da görülmektedir. Yine ötelemelerde α_2 'ye bağlı belirgin bir simetri bulunduğu ve öteleme miktarlarının d uzaklığı ile giderek azaldığı dikkati çekmektedir.

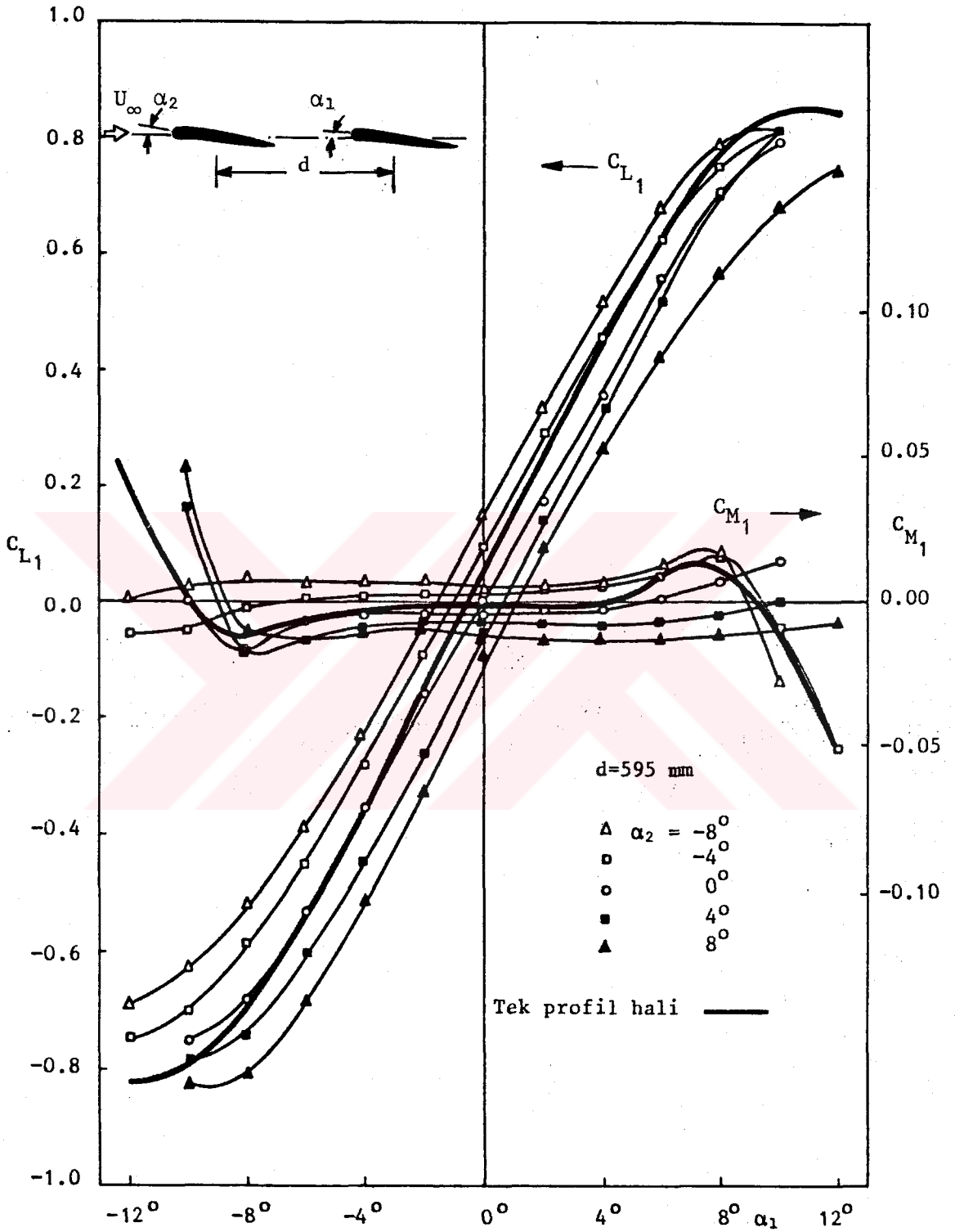
Potansiyel teori sonuçları ile deneysel sonuçlar



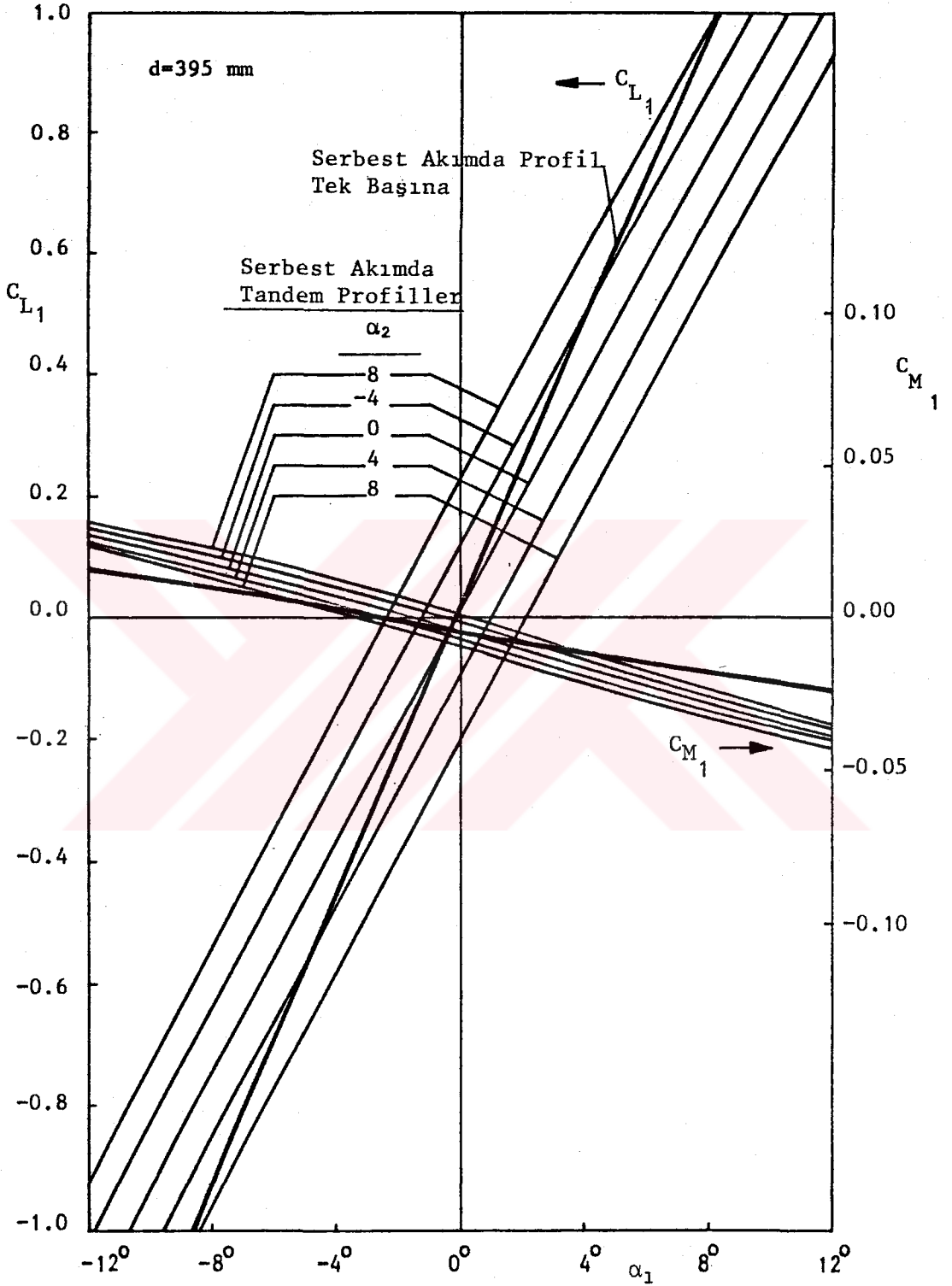
Şekil 3.25a : Tandem halde Model-1'in düzeltilmiş deneysel karakteristikleri



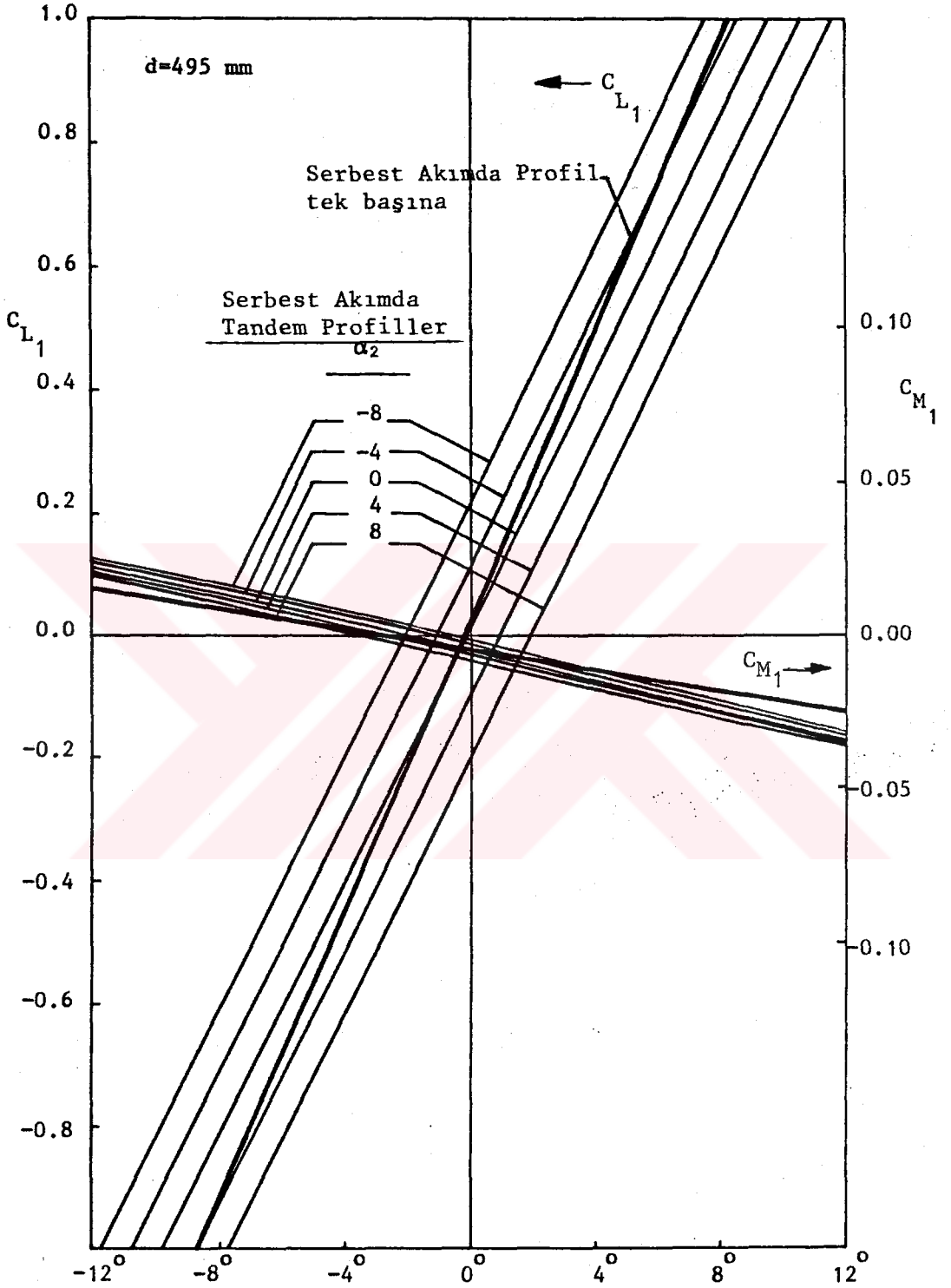
Sekil 3.25b : Tandem halde Model-1'in düzeltilmiş deneysel karakteristikleri



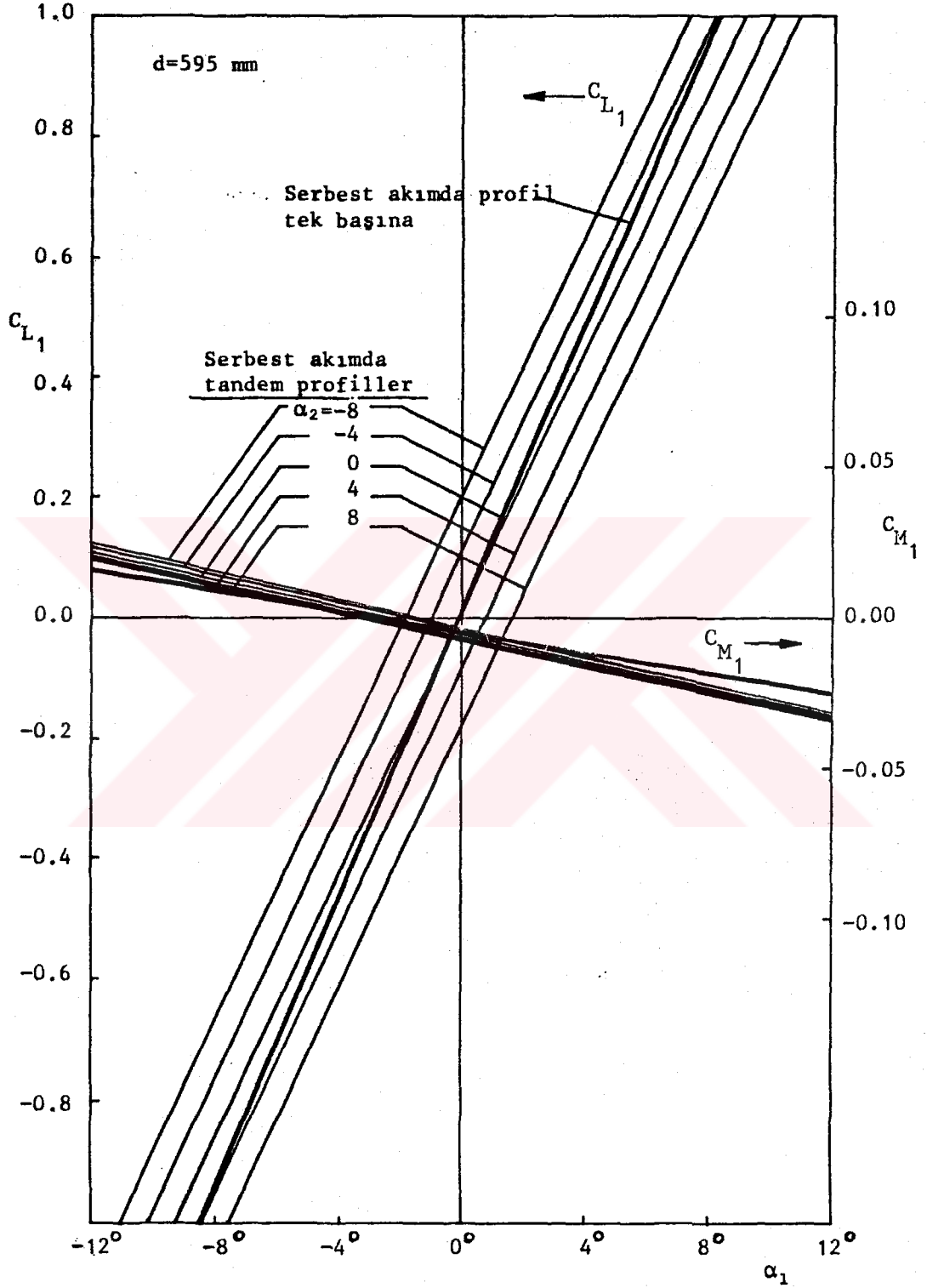
Sekil 3.25c : Tandem halde Model-1'in düzeltilmiş deneysel karakteristikleri



Sekil 3.26a : Tandem halde Model-1'in serbest akımdaki karakteristikleri

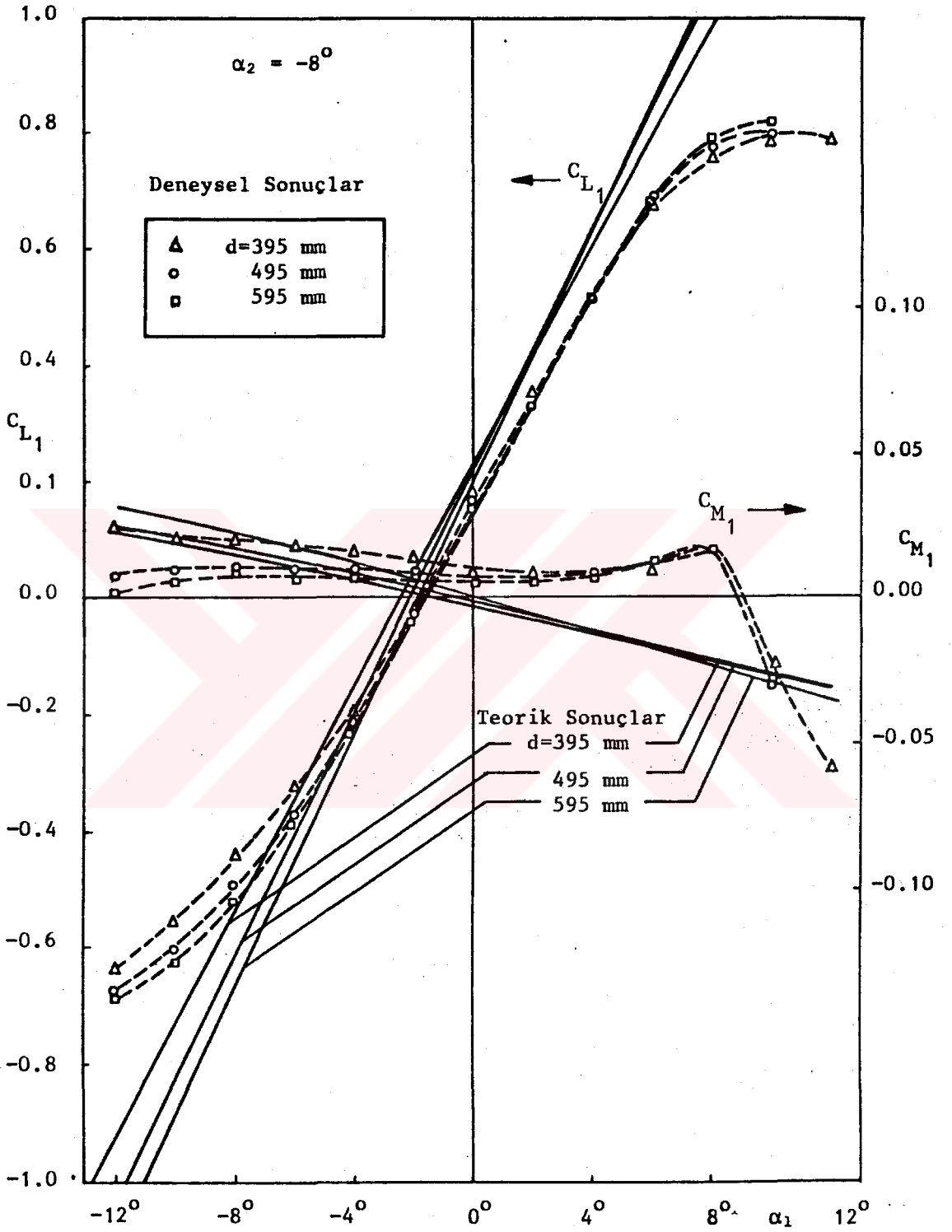


Sekil 3.26b : Tandem halde Model-1'in serbest akımdaki karakteristikleri

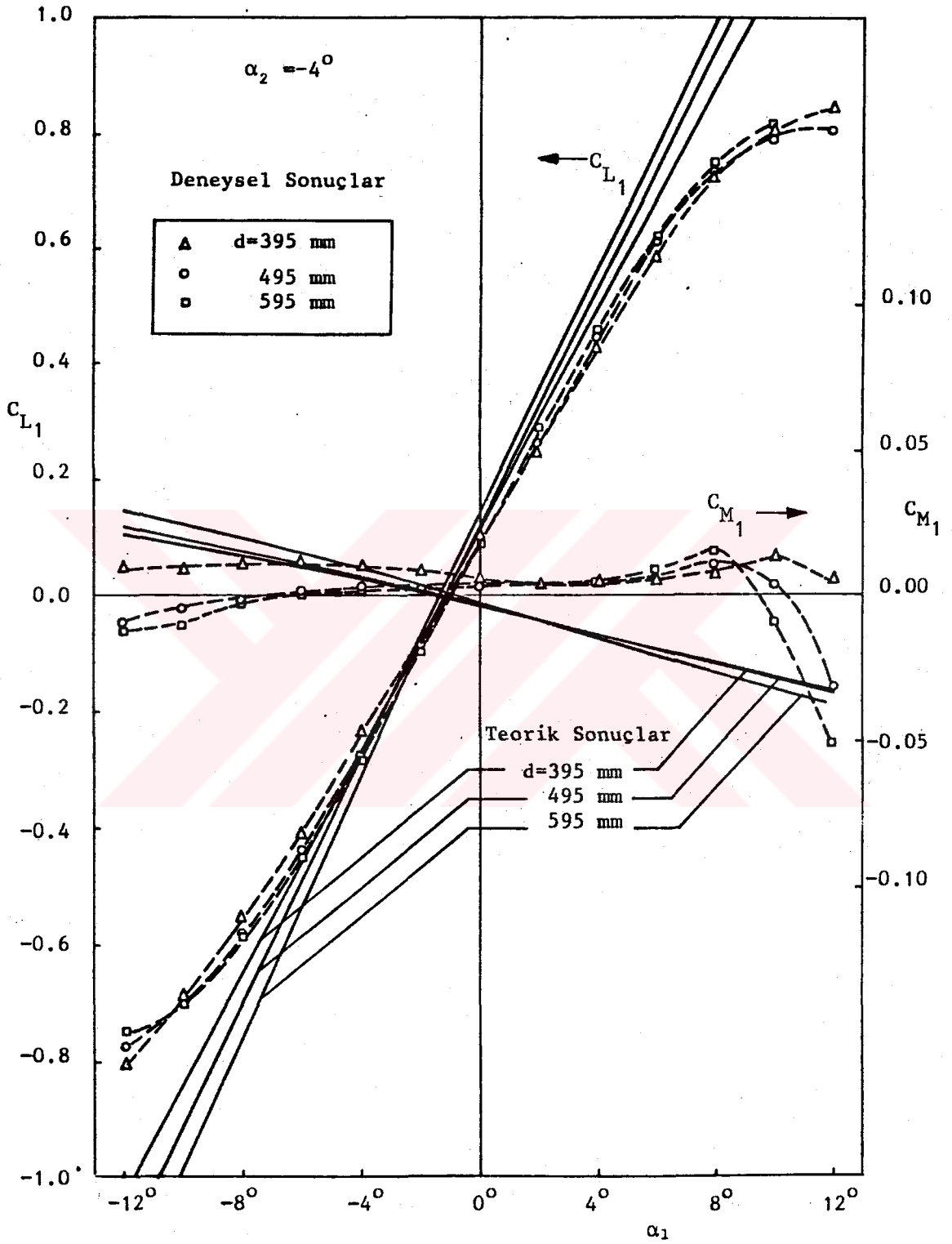


Sekil 3.26c : Tandem halde Model-1'in serbest akımdaki karakteristikleri

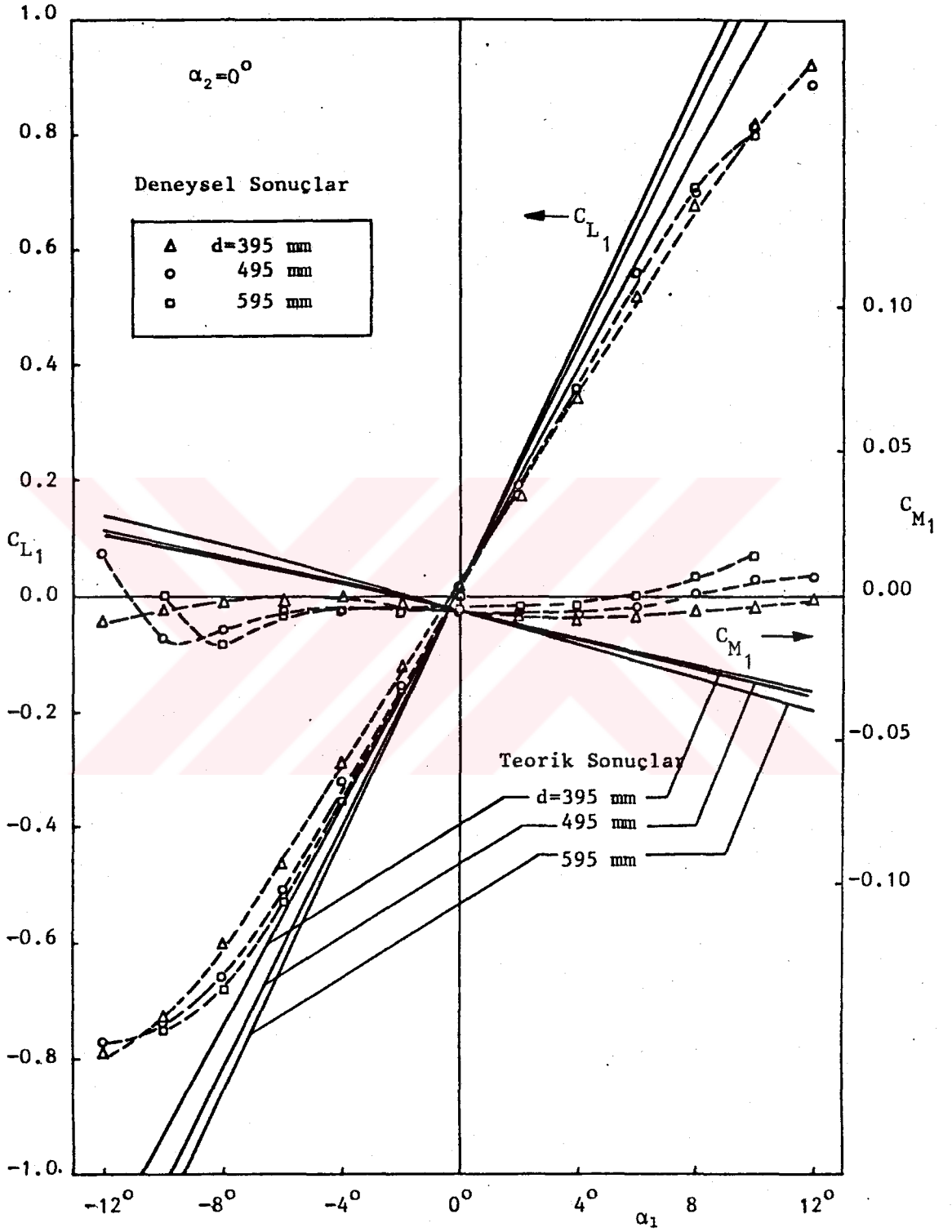
arasındaki benzerlik, tandem halde izde yer alan Model-1'in taşıma ve yunuslama eğrilerinde görülen ötelemelerin, öncelikle öndeki profilin hücum açılı halinde Model-1'e gelen akımın yönünü, veya diğer bir deyişle bu profilin etkin hücum açısını değiştirmesinden ileri geldiğini ortaya koymaktadır. Bununla birlikte, literatürdeki izprofil veya kaymalı akım-profil etkileşimini ele alan çalışmaların sonuçlarını gözönüne alarak, Model-1'in taşıma ve yunuslama eğrilerindeki ötelemeler üzerinde öndeki profilin izinin de bir etkisi bulunacağını beklemek mümkündür. Bu durumu açıklığa kavuşturmak amacıyla tandem haldeki deneysel ve teorik sonuçların bir karşılaştırması Şekil 3.27a, b, c, d ve e'de yapılmıştır. $\alpha_2=0^\circ$ hücum açısı için Şekil 3.27c'de verilen eğrilerden bu halde Model-1'in küçük hücum açılarındaki deneysel ve teorik taşıma ve yunuslama katsayılarının birbirlerine, hemen hemen tek profil halindeki kadar yakın oldukları görülmektedir. α_2 'nin sıfırdan farklı değerlerinde ise izdeki Model-1'in 0° civarındaki deneysel sonuçlarının teorik sonuçlardan genel olarak tek profil halinde elde edilene kıyasla daha fazla farklı olduğu görülmektedir. Deneyle teori arasındaki sözü edilen bu farklılık $\alpha_2=-4^\circ$ ve $+4^\circ$ açılarında çok fazla değilse de $\alpha_2=-8^\circ$ ve $+8^\circ$ hücum açılarında dikkati çekici mertebededir. Model-1'in öndeki profilin hücum açısına göre zıt yöndeki küçük hücum açılarında deneyle teorinin farklılığı belirginleşmekte, aksi yöndeki hücum açılarında ise deneyle teori sonuçları birbirlerine nispeten yaklaşmaktadır. Sözü edilen bu durumlar yunuslama eğrilerinden de çok açık bir şekilde farkedilmektedir. Şekil 3.27a, b, c, d ve e'den çıkartılan bu sonuçlar, tandem halde öndeki profil izinin Model-1'in küçük hücum açılarındaki taşıma ve yunuslama katsayıları üzerinde, özellikle iki profilin hücum açılarının zıt yönde olması halinde bir miktar etkisi bulunduğunu ortaya koymaktadır. Ancak sözü edilen etkinin ne miktarda iz içerisindeki akım türbülansından kaynaklandığını ve hangi miktarının iz içerisindeki toplam basınç



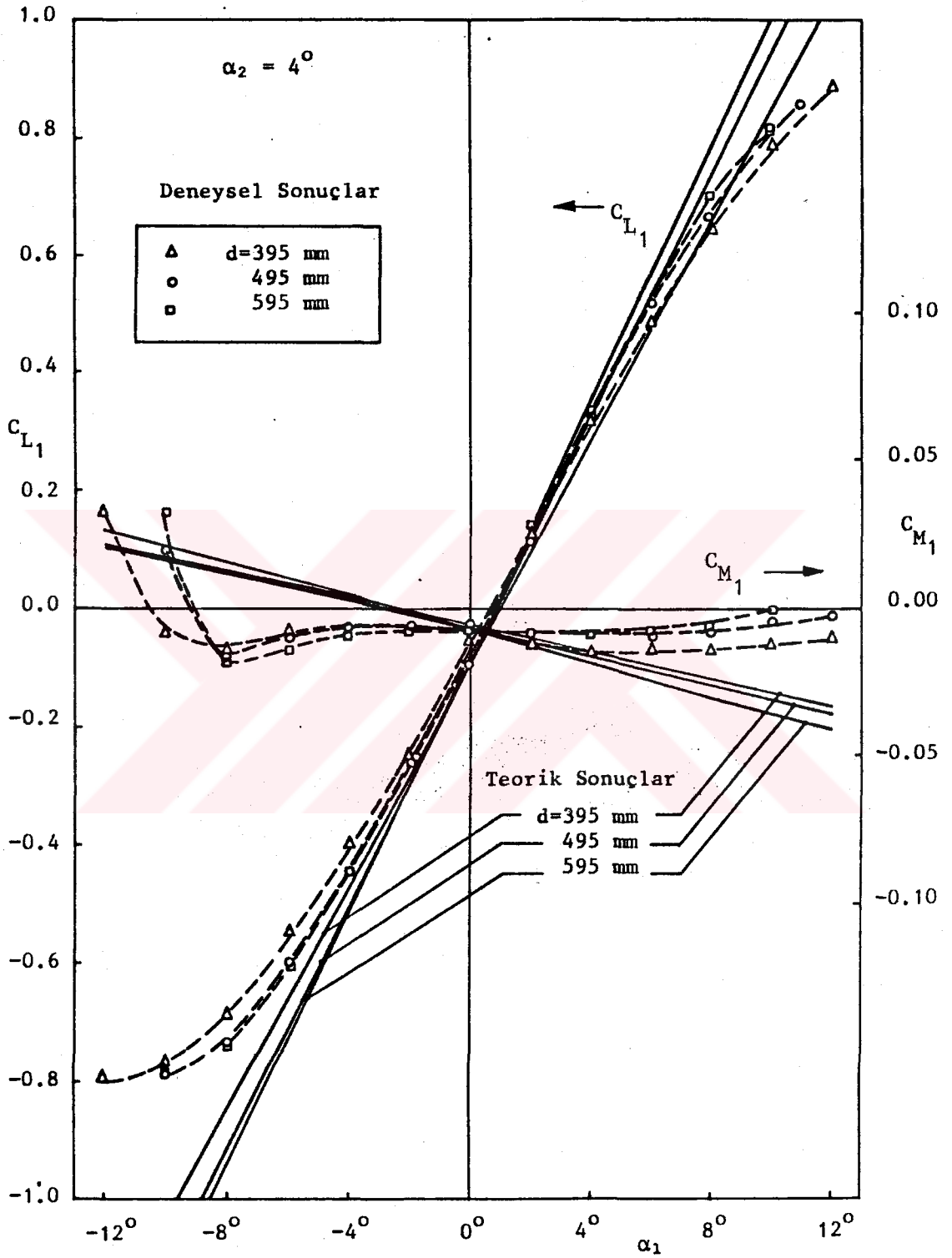
Sekil 3.27a : Profiller arasındaki uzaklıkların etkisi



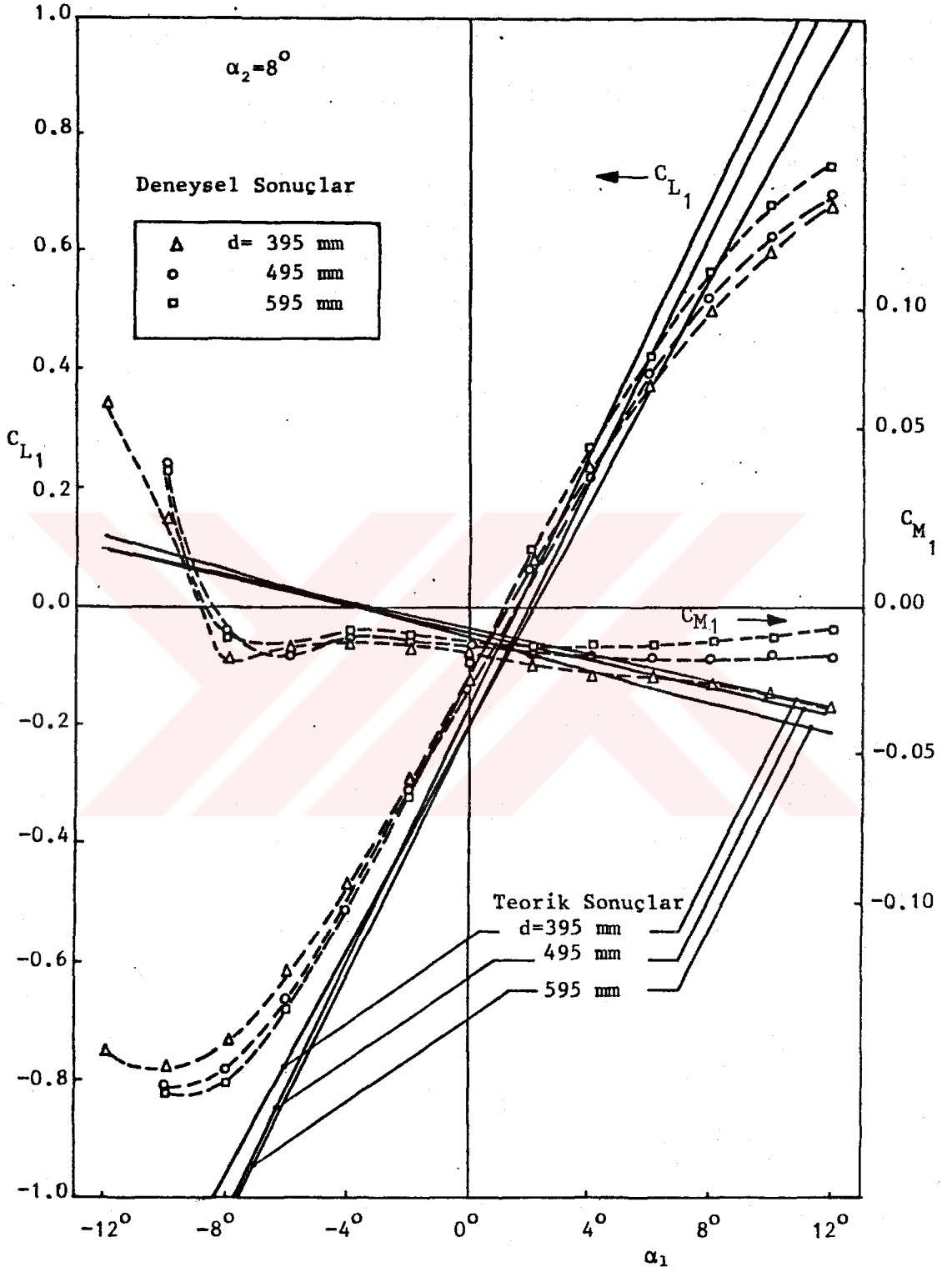
Sekil 3.27b : Profiller arasındaki uzaklıkların etkisi



Sekil 3.27c : Profiller arasındaki uzaklığın etkisi



Şekil 3.27d : Profiller arasındaki uzaklığın etkisi



Sekil 3.27e : Profiller arasındaki uzaklığın etkisi

dağılımından (kaymalı akım etkisi) ileri geldiğini, mevcut deney sonuçlarına bakarak kestirmek hayli güç gözük-
mektedir.

Tandem halde öndeki profilin, izde yer alan profil üzerindeki etkilerini daha iyi görebilmek için deneysel ve teorik sonuçları, Model-1 için akım alanında yalnız başına bulunması halinde elde edilen deneysel ve teorik sonuçlarla karşılaştırmakta yarar vardır. Bu amaçla Model-1'in tek başına bulunması halinde deneysel olarak elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları Şekil 3.25a, b ve c'ye, teorik olarak elde edilen katsayıları ise Şekil 3.26a, b ve c'ye ilave edilmiştir. Gerek deneysel ve gerekse teorik sonuçlar Model-1'in taşıma hücum açısı eğrisi eğiminin tandem halde tek profil halindeki kıyasla bir miktar düştüğünü göstermektedir. Şekil 3.27a-e'de yeniden sunulan teorik sonuçlar ise taşıma eğrisi eğimindeki bu düşmenin profiller arasındaki d uzaklığı ile giderek azaldığını ve tek profil halindeki eğime yaklaşıldığını ortaya koymaktadır. Aynı durumu, teorik haldeki kadar çok belirgin olmamakla birlikte deneysel sonuçlar için de söylemek mümkündür. Tandem halde Model-1'in yunuslama-hücum açısı eğrisi eğiminin de mutlak değer olarak tek profil halindeki kıyasla bir miktar arttığı ve bu artışın yine d uzaklığı ile giderek küçüldüğü aynı teorik sonuçlardan görülmektedir. Yunuslama eğrisi eğimindeki değişme deneysel sonuçlarda da görülmekteyse de teorik sonuçlardaki kadar belirgin olmadığı dikkat çekicidir. Tandem halde taşıma ve yunuslama eğrisi eğimlerinde tek profil halindeki kıyasla görülen değişmeleri ilk bakışta öndeki profilin akımın yönünü saptırmasına bağlamak mümkündür. Bununla birlikte deneysel sonuçlar öndeki model izinin de bu konuda bir miktar etkisi bulunabileceğini ortaya koymaktadır.

Tandem halde öndeki profilin izde yer alan Model-1 üzerindeki bir diğer etkisi de bu profilin pert dö vites

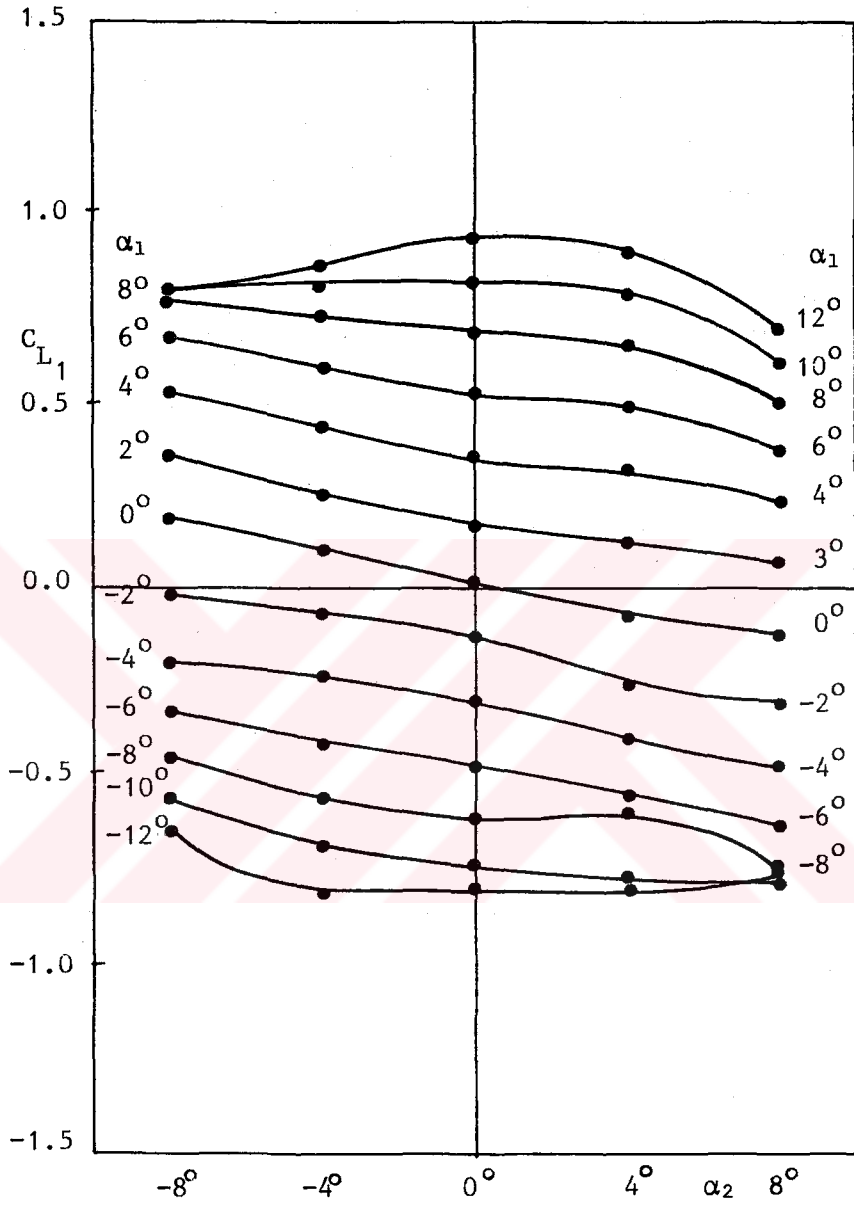
karakteristiklerinde meydana getirdiği değişikliklerdir. Şekil 3.25a, b ve c'deki deney sonuçlarından görüldüğü gibi iki profilin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki Model-1'in pert dö vitesinde genel olarak bir gecikme eğilimi, profillerin hücum açılarının zıt yönde olması halinde ise Model-1'in pert dö vitesinde genel olarak bir çabuklaşma eğilimi farkedilmektedir. Sözü edilen bu eğilimler d uzaklığı ile giderek azalmakta ve tek profil halindeki pert dö vites karakteristiklerine yaklaşılmaktadır. Bu olayları özellikle yunuslama eğrilerinden daha kolay bir şekilde farketmek mümkündür. Model-1'in tandem halde pert dö vites karakteristiklerinde görülen bu değişiklikleri ilk bakışta yine öndeki modelin akımı yönlendirerek izdeki Model-1'in etkin hücum açısını değiştirmesine bağlamak mümkün gibi görülmektedir. Ancak öndeki profilin $\alpha_2=0^\circ$ hücum açısında bulunması halinde de Model-1'in gerek negatif, gerekse pozitif hücum açısındaki pert dö vitesinde gecikme eğilimleri görülmesi, bu olay üzerinde öndeki profil izinin de önemli bir etkisi bulunduğu izlenimini vermektedir.

Tandem halde son bir grup eğri de Şekil 3.28a, b ve c'de verilmiş olup, bu şekillerden Model-1'in pert dö vites bölgesi dışındaki herhangi bir hücum açısındaki taşıma katsayısının öndeki profilin hücum açısı ile lineere çok yakın bir değişim gösterdiği farkedilmektedir.

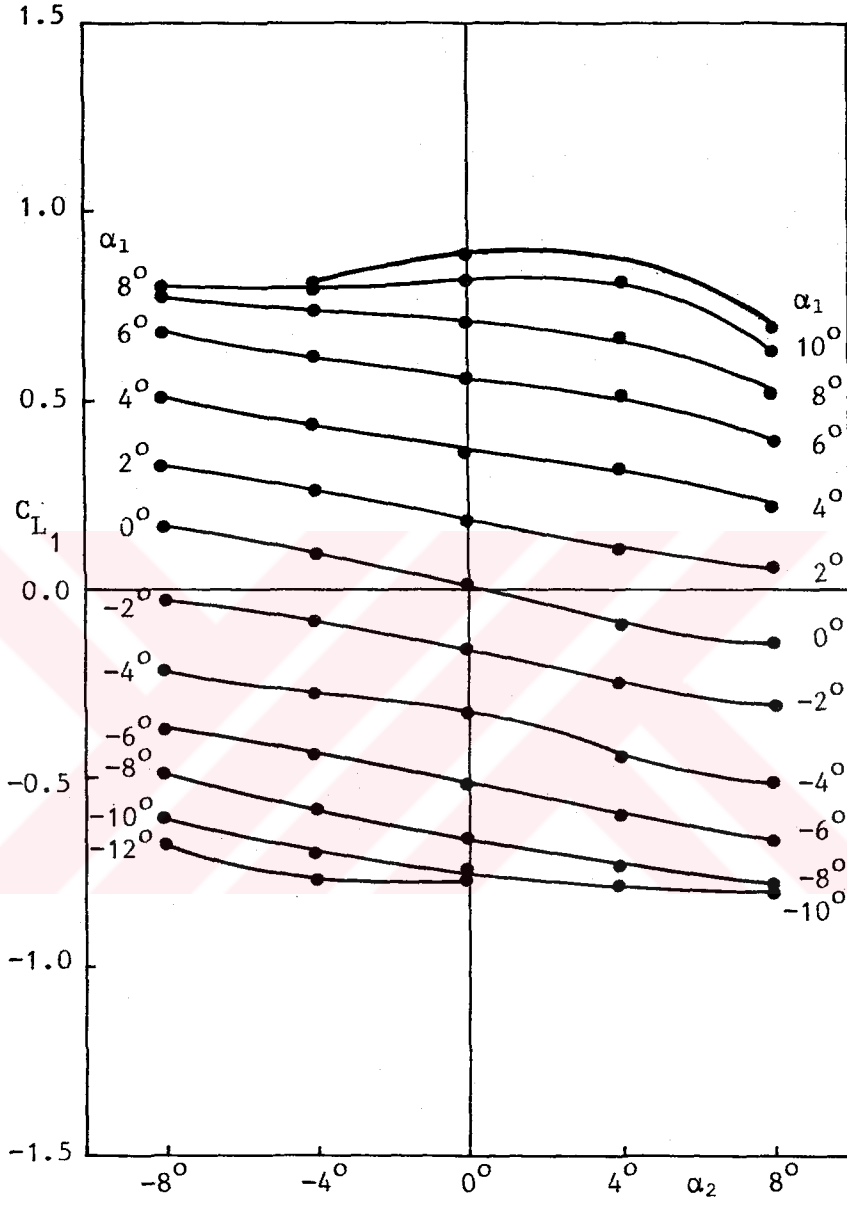
3.7. Sonuç :

Bu bölümde bir kanat profilinin yalnız başına ve tandem düzende benzeri bir diğer profilin izinde yer alması hallerindeki taşıma ve yunuslama karakteristikleri deneysel olarak incelenmiş, elde edilen sonuçlar potansiyel akım çerçevesinde elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

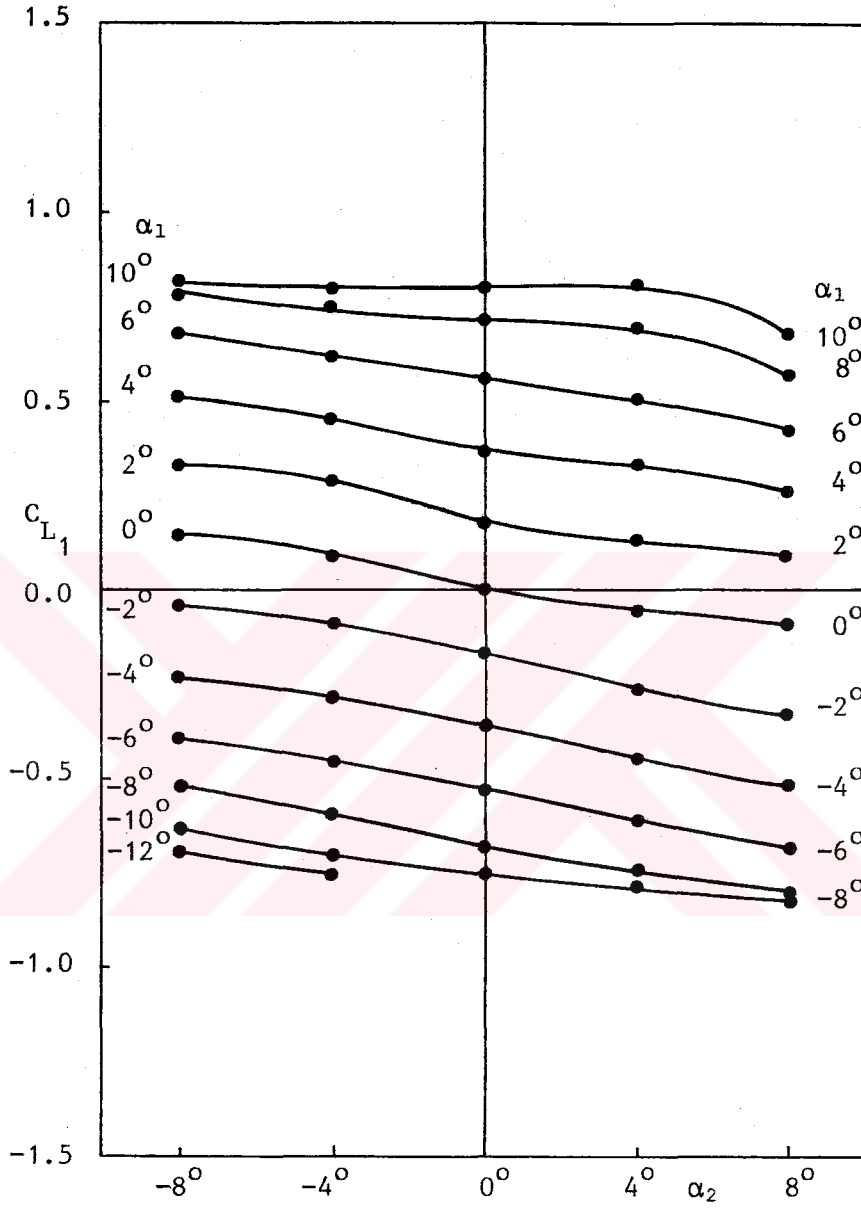
Deneysel çalışmalara geçmeden önce, deneylerin



Sekil 3.28a : Model-1'in taşıma katsayısının α_2 ile değişimi ($d = 395$ mm)



Sekil 3.28b Model-1'in taşıma katsayısının α_2 ile değişimi ($d = 495$ mm)



Sekil 3.28c : Model-1'in taşıma katsayısının α_2 ile değişimi ($d = 595$ mm)

gerçekleştirildiği 1TÜ 110*80 cm² kesitli rüzgar tüneline nin deney odasındaki akım kalitesi incelenmiştir. Yapılan ölçmeler deney odasındaki akımın dinamik basıncında görülen dyanamaların 30 saniyelik ortalamasının genliğinin ortalama dinamik basınca oranla ± 0.5 mertebesinde olduğunu göstermiş olup, bu rüzgar tüneline de yapılacak deneylerde ölçülen herhangi bir büyüklüğün yeterince uzun süre ortalamasının alınması halinde, dinamik basınçtaki çalkantıların yaratacağı hatanın kabul edilebilir mertebelere inebileceği ortaya konulmuştur. Deney odası yatay orta kesiti esas alınarak yapılan deneysel ve teorik incelemeler deney odası giriş ve çıkış kesiminde akımın duvarlara doğru bir miktar hızlandığını, tüneline ekseni civarında ise bir miktar yavaşlama olduğunu göstermiştir. Bununla birlikte deney odasının 1 metrelik merkezi bir kesiminde tüneline ekseni dik her bir kesit içerisinde akım 21 mertebesinde üniform bulunmuş, yalnız eksen boyunca gidildiğinde akım hızında küçük bir artış tespit edilmiştir. Sıcak tel anemometresi ve türbülans küresi ile yapılan ölçmelerle akımın türbülans şiddeti 0.25 mertebesinde bulunmuştur.

Tek profil halinde önce akımın iki-boyutluluğu özellikle akım görünürlüğü yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Bunu takiben çeşitli hücum açılarında model açıklığının ortasındaki kesitte yüzey boyunca yapılan basınç ölçmelerinden integrasyonla taşıma ve yunuslama katsayıları elde edilmiştir. Bu katsayılar üzerindeki rüzgar tüneline duvar etkileri Bölüm 2'de geliştirilen kompleks panel yöntemi vasıtasıyla düzeltilmiştir. İncelenen modelin $6.5 \cdot 10^6$ Reynolds sayısındaki taşıma ve yunuslama katsayılarının -4° ile $+4^\circ$ arasındaki hücum açılarında lineer değiştiği, bunun üzerindeki hücum açılarında ise lineerlikten ayrıldığı görülmüştür. $\alpha=0^\circ$ hücum açısında profilin kamburluğundan ileri gelen çok küçük bir taşıma kuvveti tespit edilmiştir. Profil için hayli yumuşak bir pert dö vites karakteristiği gözlenmiştir. Bu durum $\alpha=2^\circ$

hücum açısında hücum kenarı civarında oluşan ve $\alpha=4^\circ$ 'de belirginleşmeye başlayan bir laminar ayrılma kabarcığının artan hücum açısıyla gittikçe uzayarak pert dö vitesine yol açmasına bağlanmıştır. Deneysel sonuçlar modelin imalatında esas alınan NACA 65, 012 profili için 3 milyon Reynolds sayısında literatürden alınan deneysel sonuçlarla ve ayrıca her iki profil için kompleks panel yöntemiyle elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Teorik sonuçlar birbirine çok yakın bulunmuştur. Deneysel sonuçlar arasındaki farklılık ise Reynolds sayısının etkisini ortaya koymuştur.

Tandem halde izde yer alan profilin yine $6.5-10^5$ Reynolds sayısındaki taşıma ve yunuslama katsayıları basınç ölçmelerinden elde edilmiş, rüzgar tüneli duvar etkileri kompleks panel yöntemi kullanılarak bir dizi işleme düzeltilmiştir. Deneysel sonuçlar kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır. İzde yer alan profilin taşıma-hücum açısı ve yunuslama-hücum açısı eğrilerinin öndeki profilin hücum açısına bağlı olarak bir miktar ötelendiği görülmüştür. Ötelemeler profillerin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki profilin taşıma ve yunuslama katsayılarının azalması şeklinde, profillerin hücum açılarının zıt yönde olması halinde ise taşıma ve yunuslama katsayılarının artması şeklindedir. Taşıma ve yunuslamadaki bu ötelemeler profiller arasındaki uzaklıkla giderek azalmaktadır. Küçük hücum açılarında teorik sonuçlarla deneysel sonuçlar arasında görülen benzerlik izdeki profilin taşıma ve yunuslama eğrilerindeki ötelemenin öncelikle öndeki profilin akımı yönlendirmesinden ileri geldiğini göstermektedir. Ancak öndeki profilin sıfırdan farklı hücum açıları halinde izdeki profilin küçük hücum açılarında teoriyle deney sonuçları arasında görülen farklılık öndeki profilin izinin de sözü edilen ötelemeler üzerinde bir miktar etkisi bulunduğu izlenimi vermektedir. İzde yer alan profilin yalnız başına bulunması

halinde elde edilen katsayılarla yapılan karşılaştırmalar bu profilin taşıma-hücum açısı eğrisi eğiminin tandem halde bir miktar azaldığını, yunuslama-hücum açısı eğrisi eğiminin ise mutlak değer olarak bir miktar arttığını göstermiştir. Taşıma ve yunuslama eğrilerinin eğimlerindeki bu farklılıklar profiller arasındaki uzaklıkla giderek azalmaktadır. Tandem halde önemli bir etki de izdeki profilin pert dö vites karakteristiklerinde görülmüştür. Profillerin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki profilin pert dö vitesinde genel olarak bir gecikme eğilimi, profillerin hücum açılarının zıt yönde olması halinde ise çabuklaşma eğilimi tespit edilmiştir. Bu eğilimleri her ne kadar öndeki profilin akımı yönlendirmesine bağlamak mümkünse de, öndeki profilin $\alpha=0^\circ$ hücum açısına sahip olduğu halde izdeki profilin pert dö vitesinde yine gecikme eğilimi görülmesi, bu olay üzerinde öndeki profil izinin de ayrı bir etkisi bulunduğunu ortaya koymaktadır. İzdeki profilin, pert dö vitesin altında herhangi bir hücum açısındaki taşıma katsayılarının öndeki profilin hücum açısı ile lineere çok yakın bir değişim gösterdiği tespit edilmiştir.

BÖLÜM 4

SONUÇ

Bu tezde, bir kanat profilinin yalnız başına ve tandem düzeninde benzeri bir diğer profilin izinde yer alması hallerindeki taşıma ve yunuslama karakteristikleri, Reynolds sayısının kanat profilleri için literatürde küçük olarak nitelendirilen bir değerinde ($6.5 \cdot 10^5$) deneysel olarak, ve potansiyel akım kabulü çerçevesinde teorik olarak incelenmiştir. Tezde yapılan incelemelerden elde edilen sonuçlar her bölümün sonunda tekrar edilmiş olmakla birlikte bunlardan önemli olanlarını burada sıralamakta yarar görülmüştür.

Tezdeki teorik incelemelere yönelik olarak iki-boyutlu potansiyel akım alanlarının hesabı için kompleks düzlemde Cauchy integral teoreminden hareketle yeni bir panel yöntemi geliştirilmiştir. Doğrusal yüzey elemanları boyunca lineer kaynak dağılımı ve kanat profili türü yüzeyler için ilaveten girdap dağılımı kullanan, ve yüzeyler boyunca Neumann tipi sınır şartı uygulayan bu yöntem çok sayıda kanat profili etrafındaki potansiyel akım alanını ve rüzgar tüneli duvar etkilerini hesaplayacak şekilde bilgisayar için programlanmıştır. Geliştirilen bilgisayar programları tek ve çok elemanlı kanat profilleri için çeşitli uygulamalarda kullanılarak literatürde verilen analitik sonuçlarla geniş bir şekilde tahkik edilmiştir. Tek profil halinde 50 yüzey elemanı kullanılarak hayli tatminkar sonuçlar elde edilebildiği, ve yüzey elemanı sayısını arttırarak bu sonuçların daha da hassaslaştırılabileceği görülmüştür. IBM 4341 tipi bir bilgisayarda 50 yüzey elemanı kullanılarak yapılan

uygulamalarda bilgisayar kullanım süresi 5-6 saniye gibi çok küçük bir mertebede bulunmuştur. Rüzgar tüneli duvar etkilerini incelemek üzere hazırlanan bilgisayar programı dairesel silindirler üzerinde uygulanarak literatürde verilen tam sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bu tür incelemelerde rüzgar tüneli boyunun ve üzerinde alınacak eleman sayısının seçiminin önemli olduğu ve sonuçları etkileyebileceği ortaya konulmuştur.

Tezdeki asıl deneysel incelemelere geçmeden önce deneylerin gerçekleştirildiği İTÜ 110*80 cm² kesitli rüzgar tünelinin akım kalitesi incelenmiştir. Bu incelemelerden deney odasının 1 metrelik merkezi bir bölümünde akımın deneyler için yeterince üniform olduğu görülmüş, akımın türbülans şiddeti ise %0.25 olarak tespit edilmiştir. Ayrıca akım hızında görülen oynamaların, deneyler sırasında ölçülen büyüklüklerin 30 sn süreyle ortalamalarının alınması halinde deney sonuçlarının hassasiyetini %1 mertebesinden fazla etkilemeyeceği ortaya konulmuştur.

Tek profil halinde model açıklığının ortasındaki bir kesitte yüzey boyunca basınç dağılımı çeşitli hücum açılarında ölçülmüştür. Modelin taşıma ve yunuslama katsayıları basınç dağılımının yüzey boyunca integrasyonu suretiyle hesaplanmıştır. Bu katsayılar üzerindeki rüzgar tüneli duvar etkileri, tezin teorik kısmında geliştirilen kompleks panel yöntemi kullanılarak düzeltilmiştir. Deneysel sonuçlar bu profil için kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır. -4° ile +4° arasındaki hücum açılarında deneysel ve teorik sonuçlar birbirine yakın ve taşıma ve yunuslama katsayılarının hücum açısı ile değişimleri lineerdir. Bunun üzerindeki hücum açılarında ise deneyle teori arasında fark görülmektedir. Yüzey boyunca ölçülen basınç dağılımları 2° civarındaki bir hücum açısında hücum kenarı yakınında oluşan bir laminer ayrılma kabarcığının

4°'den itibaren belirginleşerek hücum açısı ile gittikçe uzadığını ve yumuşak bir pert dö vitesle sonuçlandığını göstermektedir. 6.5-10⁵ Reynolds sayısında elde edilen bu taşıma ve yunuslama katsayıları ayrıca bu modelin yapımında esas alınan NACA 65, 012 profili için 3 milyon Reynolds sayısında literatürde verilmiş olan deneysel sonuçlarla ve yine NACA profili için kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Modelin kamburluğundan ileri gelen küçük bir farklılık dışında her iki profil için elde edilen teorik sonuçlar birbirine çok yakındır. Deneysel sonuçlar arasında ise önemli bir fark bulunmuş olup, bu durum Reynolds sayıları arasındaki farklılığın etkisini ortaya koymaktadır. Özellikle NACA profilinin taşıma ve yunuslama katsayıları hücum açısının -12° ile +12° arasındaki değerlerinde lineer olarak değişirken, incelenen modelin taşıma ve yunuslama eğrilerinin 4°'nin üzerindeki hücum açılarında lineerlikten ayrılması dikkat çekicidir.

Tandem halde profiller arasındaki uzaklık ve hücum açıları parametreler olmak üzere izdeki profilin çeşitli hücum açılarındaki basınç dağılımları yine 6.5-10⁵ Reynolds sayısındaki deneylerle tespit edilmiştir. Bu basınç dağılımlarının integrasyonu ile elde edilen taşıma ve yunuslama katsayıları üzerindeki rüzgar tüneli duvar etkileri yine kompleks panel yöntemi kullanılarak bir dizi işlemle düzeltilmiştir. Elde edilen sonuçlar kompleks panel yöntemi kullanılarak elde edilen teorik sonuçlarla ve ayrıca profilin yalnız başına bulunması halindeki deneysel ve teorik sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Tandem halde izdeki profilin taşıma ve yunuslama eğrilerinin öndeki profilin hücum açısı ile ötelendikleri görülmektedir. Bu ötelemeler profillerin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki profilin taşıma ve yunuslama katsayılarının bir miktar azalması şeklinde, hücum açılarının zıt yönde olması halindeyse katsayıların

bir miktar azalması şeklinde ortaya çıkmaktadır. Teorik eğrilerde de benzeri ötelemeler görülmektedir. Deneyle teori arasındaki benzerlik ötelemelerin daha ziyade öndeki profilin izdeki profile gelen akımın yönünü değiştirmesinden kaynaklandığını ortaya koymaktadır. Bununla birlikte öndeki profilin sıfırdan farklı hücum açısı halinde izdeki profilin küçük hücum açılarında deneyle teori arasındaki farklılığın tek profil halindeki kıyasla bir miktar fazla olması öndeki profilin izinin de olay üzerinde bir etkisi bulunduğunu göstermektedir. Bu etkinin iz içerisindeki akım türbülansının yanında toplam basınç dağılımıyla da (kaymalı akım etkisi) ilgili olduğunu söylemek mümkündür. Ancak mevcut deneylerle hangi etkinin ne miktarda olduğunu belirtmek hayli güç görünmektedir. Taşıma ve yunuslama eğrilerindeki ötelemeler profiller arasındaki uzaklıkla giderek azalmaktadır.

DeneySEL ve teorik sonuçlar taşıma-hücum açısı eğrisi eğiminin tek profil halindeki kıyasla bir miktar azaldığını, yunuslama-hücum açısı eğrisi eğiminin ise mutlak değer olarak bir miktar arttığını göstermektedir. Taşıma ve yunuslama eğrilerinin eğimlerinde tek profil halindeki kıyasla görülen bu farklılıklar da profiller arasındaki uzaklıkla giderek azalmaktadır.

Tandem halde öndeki profilin izde yer alan profil üzerindeki önemli bir diğer etkisi de bu profilin pert dö vites karakteristiklerinde görülmüştür. Profillerin hücum açılarının aynı yönde olması halinde izdeki profilin pert dö vitesinde bir gecikme eğilimi, hücum açılarının zıt yönde olması halinde ise çabuklaşma eğilimi tespit edilmiştir. Bu eğilimleri yine öncelikle öndeki profilin izdeki profile gelen akımı yönlendirerek bu profilin etkin hücum açısını değiştirmesine bağlamak mümkündür. Bununla birlikte öndeki profilin 0° hücum açısı halinde izdeki profilin gerek pozitif ve gerekse negatif hücum açısındaki pert dö vitesinde gecikme eğilimi görülmesi bu

olay üzerinde de öndeki profil izinin bir etkisi bulunduğunu ortaya koymaktadır.

Yukarıda belirtilen sonuçlar tandem halde izde yer alan profilin taşıma ve yunuslama karakteristiklerinde ortaya çıkan bir çok etkinin öncelikle öndeki profilin akımı yönlendirerek izde yer alan profilin etkin hücum açısını değiştirmesinden kaynaklandığını, ancak, bununla birlikte öndeki profil izinin de bir etkisi bulunabileceğini ortaya koymaktadır. İzin etkisinin, içindeki türbülans şiddeti ve dağılımının gerideki profilin sınır tabaka gelişimini etkilemesi yanında iz içerisindeki toplam basınç dağılımının doğrudan gerideki profil üzerindeki basınç dağılımını etkilemesi şeklinde olduğunu söylemek mümkündür. Ancak bu tez kapsamında gerçekleştirilen deney sonuçlarına dayanarak hangi etkinin ne miktarda olduğunu kestirmek hayli güçtür. Bu son husus ayrı bir araştırma konusu olarak gözükmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] KARMAN, T. von, Aérodynamique, Thèmes choisis à Lumière de leur développement historique, INTERAVIA (1956).
- [2] MISES, R. von, Theory of Flight, McGRAW-HILL Book Co. Inc. (1945).
- [3] SCHLICHTING, H., Boundary Layer Theory, McGRAW-HILL Book Co. Inc. (1968).
- [4] MUELLER, T.J., Low Reynolds Number vehicles, AGARD-AG-288 (1985).
- [5] THEODORSEN, T., Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape, NACA T.R. No: 411 (1931).
- [6] ABBOTT, I.H.; DOENHOFF, A.E. von; STIVERS, L.S., Summary of Airfoil Data, NACA Rep No: 824 (1945).
- [7] ABBOTT, I.H.; DOENHOFF, A.E. von, Theory of Wing Sections, McGRAW-HILL Book Co. Inc. (1949).
- [8] GARRICK, I.E., Potential Flow About Arbitrary Biplane Wing Sections, NACA T.R. NO: 542 (1936).
- [9] SUDDHOD, A.; HALL, I.M., Plane Potential Flow Past Arbitrary Multi-Element Aerofoils Using Conformal Mapping, Dept. of Aeronautical Engineering, University of Manchester (1986).
- [10] ROBINSON, A.; LAURMANN, J.A., Wing Theory, Cambridge University Press, (1956).
- [11] WORTMANN, F.X., Progress in the Design of Low Drag Airfoils, in: Boundary Layer and Flow Control, Vol.2, Edited by G.V. Lachmann, Pergamon Press 748-770 (1961),
- [12] TIMMAN, R., Direct and Invers Problem of Airfoil Theory, A Method to Obtain Numerical Solutions, NLL Rep. F.16 (1951).
- [13] EPPLER, E., Direkte Berechnung von Trugflügelprofilen aus der Druckverteilung, Ing-Arch. 25, 32-57 (1957).
- [14] INGEN, J.L. van, Advanced Computer Technology in

Aerodynamics: A Program for Airfoil Section Design Utilizing Computer Graphics, AGARD-LS-37-70, High Reynolds Number Subsonic Aerodynamics (1970).

- [15] ARLINGER, B., An Exact Method of Two-Dimensional Airfoil Design, SAAB TN 67 (1970).
- [16] STRAND, T., Exact Method of Designing Airfoils With Given Velocity Distribution in Incompressible Flow, J. Aircraft, Vol.10, No.11, 651-659 (1973).
- [17] WEBER, J., The Calculation of the Pressure Distribution on the Surface of Thick Cambered Wings and the Design of Wings with Given Pressure Distribution, A.R.C. R.M. No: 3026 (1955).
- [18] JAMES, R.M., A New Look at Two-Dimensional Incompressible Airfoil Theory, Douglas Aircraft Co., Rept. MDC J0918/01 (1971).
- [19] SMITH, A.M.O.; PIERCE, J., Exact Solution of the Neumann Problem. Calculation of Non-Circulatory Plane and Axially Symmetric Flows About or Within Arbitrary Boundaries, Douglas Aircraft Co. Rep. No: ES 26988 (1958).
- [20] HESS, J.L.; SMITH, A.M.O., Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies, in: Progress of Aeronautical Sciences, Vol.8, Pergamon Press (1966).
- [21] HESS, J.L., Higher Order Numerical Solution of the Integral Equation for the two dimensional Neumann Problem, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol.2, 1-15 (1973).
- [22] HESS, J.L., The Use of Higher-Order Surface Singularity Distributions for Two-Dimensional Lifting Airfoils, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol.5, 11-35 (1975).
- [23] HESS, J.L., Review of Integral Equation Techniques for Solving Potential-Flow Problems with Emphasis on the Surface-Source Method, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol.5, 145-196 (1975).
- [24] KELLOGG, O.D., Foundations of Potential Theory, Dover Pub. Inc., New York (1953).
- [25] LAMB, H., Hydrodynamics, Dover Pub. Inc., New York (1945).
- [26] ROBERTSON, J.M., Hydrodynamics in Theory and Application, Prentice Hall Inc./Englewood Cliffs

N.J. (1965).

- [27] MARTENSEN, E., Berechnung der Druckverteilung an Gitterprofilen in ebener Potentialströmung mit einer Fredholmschen Integralgleichung, Arch. Rat. Mech. Anal., Vol.3, 235-270 (1959).
- [28] WILKINSON, D.H., A Numerical Solution of the Analysis and Design Problems for The Flow Past One or More Airfoils in Cascades, A.R.S. R.M. No: 3545 (1967).
- [29] MAVRIPLIS, A., Aerodynamic Research on High Lift Systems, Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol.17, No.4 (1971).
- [30] SEEBOHM, T.; NEWMAN, B.G., A Numerical Method for Calculating Viscous Flow Round Multiple-Section Aerofoils, Aeronautical Quarterly, 176-188 (1975).
- [31] EPPLER, R.; SOMERS, D.M., Low-Speed Airfoil Analysis and Design, NASA-CP-2045, Advanced Technology Airfoil Research (1978).
- [32] ERIKSSON, L.E., Calculation of Two-Dimensional Potential Flow Wall Interference for Multi-Component Airfoils in Closed Low Speed Wind Tunnels, A.R.I. of Sweden, T.N. FFA AU-1116, Part I (1975).
- [33] RAJ, P.; Gray, R.B., Computation of Two-Dimensional Potential Flow Using Elementary Vortex Distribution, J. Aircraft, Vol.15, No.10 (1978).
- [34] DJHA, J.K.; SHEVARE, G.R., Exact Solution for Wind Tunnel Interference Using the Panel Method, Computer and Fluids, Vol.13, No.1, 1-14 (1985).
- [35] DELLERS, H.J., Die Inkompressible Potentialstromung in der Ebener Gitterstufe, WGLR Jahrbuch, 349-353 (1962).
- [36] DRMSBEE, A.I.; CHEN, A.W., Multiple Element Airfoils Optimized for Maximum Lift Coefficient, AIAA J., Vol.10, No.12, 1620-1624 (1972).
- [37] MAVRIPLIS, A., Aerodynamic Prediction and Design Methods of Aircraft High Lift Systems, Proc. Aerodynamics Seminar, N.R.C. of Canada, 1-9 (1974).
- [38] KENNEDY, J.L.; MARSDEN, D.J., A Potential Flow Design Method for Multicomponent Airfoil Sections, J. Aircraft, Vol.15, No.1, 47-52 (1978).

- [39] BRUNE, G.W.; MOOKE, J.W., Upgraded Viscous Flow Analysis of Multielement Airfoils, NASA-CP-2045, Advanced Technology Airfoil Research (1978).
- [40] SOINNE, E.; LAINE, J., An Inverse Boundary Element Method for Single Component Airfoil Design, NASA-CP-2045, Advanced Technology Airfoil Research (1978).
- [41] MOKRY, M., Integral Equation Method for Subsonic Flow Past Airfoils in Ventilated Wind Tunnels, AIAA J., Vol.13, No.1, 47-53 (1975).
- [42] BOUSQUET, J., Methode des Singularités, Théorie et Applications, Cours ENSAE, Toulouse (1982).
- [43] HUNT, B.; ISAACS, L.T., Integral Equation Formulation for Ground-Water Flow, J. Hyd. Div., ASCE, HY10, 1197-1209 (1981).
- [44] HROMADKA, T.V.; GUYMON, G.L., A Complex Variable Boundary Element Method: Development, Int. J. for Num. Methods in Engineering, Vol.20, 25-37 (1984).
- [45] HROMADKA, T.V.; GUYMON, G.L., The Complex Variable Boundary Element Method: Applications, Int. J. for Num. Methods in Engineering, Vol.21, 1013-1025 (1985).
- [46] BAIRSTOW, L., Applied Aerodynamics, Longmans, Green and Co. Ltd., (1946).
- [47] GLAUERT, H., The Elements of Airfoil and Airscrew Theory, Cambridge University Press, (1948).
- [48] SEDOV, L.I., Two-Dimensional Problems in Hydrodynamics and Aerodynamics, John Wiley and Sons Inc., (1965).
- [49] WATT, C.D.; PERKINSON, G.V., On the Application of Linearized Theory to Multi-Element Aerofoils, Part 1: Tandem Flat Aerofoils, Aeronautical Quarterly, Vol.34, 46-60, (1983).
- [50] MOSER, A.; SHOLLENBERGER, C.A., Inviscid Wake-Airfoil Interaction on Multielement High Lift Systems, J. Aircraft, Vol.10, No.12, 765-767 (1973).
- [51] OSKAM, B.; LEAN, D.J.; VOLKERS, D.F., Recent Advances in Computational Methods to Solve the High-Lift Multi-Component Airfoil Problem, AGARD-CP-365, Improvement of Aerodynamic Performance Through Boundary Layer Control and High Lift Systems (1984).

- [52] BUTTER, D.J., Recent Progress on Development and Understanding of High Lift Systems, AGARD-CP-365, Improvement of Aerodynamic Performance Through Boundary Layer Control and High Lift Systems (1984).
- [53] PORCHERON, B.; THIBERT, J.J., Etude Détaillée de l'Écoulement Autour d'un Profil Hypersustente. Comparaisons avec les Calculs, AGARD-CP-365, Improvement of Aerodynamic Performance Through Boundary Layer Control and High Lift Systems (1984).
- [54] GERSTEN, K.; GLUCK, D., On the Effect of Wing Wake on Tail Characteristics, AGARD-CP-262, Aerodynamic Characteristics of Controls, (1979).
- [55] TSIEN, H.S., Symmetrical Joukowski Airfoils in Shear Flow, The Quarterly of Applied Mechanics, Vol.1, 130-148 (1943).
- [56] SOWYRODA, A., Theory of Cambered Joukowski Airfoils in Shear Flow, Cornell Aeronautical Lab. Inc., Rept. AI-1190-A-2 (1958).
- [57] VIDAL, R.J., The Influence of Two-Dimensional Stream Shear on Airfoil Maximum Lift, J. Aerospace Sciences, Vol.29, No.8, 889-904 (1962).
- [58] LUDWIG, G.R.; ERICKSON, J.C., Airfoils in Two-Dimensional Nonuniformly Sheared Slipstreams, J. Aircraft, Vol.8, No.11, 874-880 (1971).
- [59] GUPTA, A.K.; SHARMA, S.C., Cambered Joukowski Airfoil in a Nonuniform Weak Shear Flow, J. Aircraft, Vol.11, No.10, 653-656 (1974).
- [60] REBUFFET, P., Aérodynamique Expérimentale, Paris et Liège Librairie Polytechnique Ch. Béranger (1945).
- [61] POPE, A.; HARPER, J.J., Low-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley and Sons Inc. (1966).
- [62] GORLIN, S.M.; SLEZINGER, I.T., Wind Tunnels and Their Instrumentation, Translated from Russian by Israel program for Scientific Translations, H.A. Humprey Ltd., London (1966).
- [63] PANKHURST, R.C.; HOLDER, D.W., Wind-Tunnel Technique, Sir Isaac Pitman and Sons Ltd. (1968).
- [64] BERG, B. van den, Some Notes on Two-Dimensional High-Lift Tests in Wind-Tunnels, AGARD-LS-43-71, Assesment of Lift Augmentation Devices (1971).

- [65] GARNER, H.C.; ROGERS, E.W.E; ACUM, W.E.A; MASKEL, E.C., Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections, AGARDograph 109 (1966).
- [66] AGARD-CP-174, Wind Tunnel Design and Testing Technique (1975).
- [67] AGARD-R-692, Wind Tunnel Corrections for High Angle of Attack Models (1980).
- [68] AGARD-CP-335, Wall Interference In Wind Tunnels (1982).
- [69] AGARD-AG-281, Two-dimensional Wind Tunnel Wall Interference (1983).
- [70] HOLT, D.R.; HUNT, B., The Use of Panel Methods for The Evaluation of Subsonic Wall Interference, AGARD-CP-335, Wall Interference In Wind Tunnels (1982).
- [71] VRIES, D.de; SCHIPPOLD, G.J.L., Two-Dimensional Tunnel Wall Interference for Multi-Element Aerofoils in Incompressible Flow, AGARD-CP-174, Wind Tunnel Design and Testing Technique (1975).
- [72] YÜKSELEN, M.A., The Surface Singularity Method in Complex Plane, Proc. Int. Conf. on Computational Mechanics (ICCM86-TOKYO) (1986).
- [73] POPE, A., Basic Wing and Airfoil Theory, McGRAW-HILL Book Co. Inc. (1951).
- [74] YÜKSELEN, M.A.; ERİM, M.Z., A General Iterative Method to Design Karman-Trefftz and Joukowsky Airfoils, Int. J. for Numerical Methods in Engineering, Vol.20, No.5, 1349-1368 (1984).
- [75] KAYNAK, Ü., Bir Profilin Aerodinamik Karakteristiklerinin Tayini, İTÜ Havacılık ve Uzay Dalı MMLS Diploma Tezi (1981).
- [76] KENNEDY, J.L., The Design and Analysis of Airfoil Sections, Ph. D. Thesis, The University of Alberta (1977).
- [77] SOINNE, E., Design of Single Component Airfoils Using an Inverse Boundary Element Method, Helsinki University, Technology Laboratory of Aerodynamics, Rept. No: 83-A2 (1983).
- [78] WILLIAMS, B.R., An Exact Test Case for the Plane Potential Flow About Two Adjacent Lifting Airfoils, A.R.C. R.M. No: 3717 (1971).

- [79] SÖNMEZ, G., Çift Kanat Profili Etrafındaki Potansiyel Akım, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi MML Bitirme Tezi (1985).
- [80] SUDDHOO, A.; HALL, I.M., The Test Cases for the Plane Potential Flow Past Multi-Element Aerofoils, Aeronautical J., Vol.89, No.890, 403-414 (1985).
- [81] ÖZKANLI, Y., Rüzgar Tüneli Akım Kalitesinin İncelenmesi, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi MML Bitirme Tezi (1986).
- [82] MALTBY, R.L., Flow Visualization in Wind Tunnels Using Indicators, AGARDograph 70 (1962)
- [83] MERZKIRCH, W., Flow Visualization, Academic Press (1974).
- [84] ÜSTÜNDAĞ, M., Profiller Etrafındaki Akım Alanının İncelenmesi, İTÜ Havacılık ve Uzay Dalı MMLS Diploma Tezi, (1980).

EK

KOMPLEKS PANEL YÖNTEMİ UYGULAMALARI İÇİN
BİLGİSAYAR PROGRAMI

Ek.1. Giriş :

Bu tez çalışmasında kompleks panel yönteminin gerek tek ve çok elemanlı kanat profilleri etrafındaki potansiyel akım alanlarının incelenmesinde ve gerekse rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesinde kullanılması amacıyla, birçok bilgisayar programı geliştirilmiştir. Programlar prensip olarak aynı yapıya sahip olmakla birlikte uygulamanın basitliğine göre bazı sadelikler içermektedir. Bunlar arasında rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi amacıyla geliştirilen CPMTWE adlı FORTRAN programı en genel amaçlı olanıdır, ve diğer programların işlevlerini de yerine getirebilmektedir. Yani gerektiğinde rüzgar tüneli duvarları olmaksızın tek veya çok elemanlı kanat profilleri için de hesaplama yapabilmektedir. Bu nedenle tezin EK bölümünde bu bilgisayar programının tanıtılmasında yarar görülmüştür. Bu amaçla Ek.2' de bilgisayar programının ve ilgili alt programların bir listesi verilmiş, Ek.3'de bilgisayar programında geçen önemli parametreler tanıtılmıştır. Ek.4'de alt programlar arası ilişkiler bir tablo üzerinde belirtilmiş, Ek.5' de ise bilgisayar programının kullanımı açıklanarak örnek bir uygulamaya ait giriş ve çıkış bilgileri verilmiştir.

Ek.2 . Bilgisayar programının listesi :

* BU PROGRAM ÇOK ELEMANLI KANAT PROFİLİ SİSTEMLERİ İÇİN KOMPLEKS *
* PANEL YÖNTEMİNİ UYGULAYARAK RÜZGAR TÜNELİ DUVAR ETKİLERİNİ İNCELER *

PROGRAM CPMTWE

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A,B,D-H,O-S,U,V,X,Y)
IMPLICIT COMPLEX * 16 (C,T,W,Z)
COMMON /MATRIS/B(150,150),S(150,3)
COMMON/ELEMAN/Z(151),ZM(150),T(150),DS(150),D(150),E(3,150)
COMMON /CIKIS/UU(150),FD(5),FL(5),AMD(5),ALFA(5)
DIMENSION X(150),Y(150),GAMMA(5),CF(5),ZC4(5),IPR(5),ETA(5)
DIMENSION NE(5),NI(5),NF(5),CETA(5),OX(5),OY(5),XC(5),ZO(5)
DIMENSION A(150,150),C0(150),C1(150),CL(150),CNU(50)
```

```
PI=DARCOS(-1.)
CI=CMPLX(0,1)
```

```
PRINT '(/' UNIFORM AKIM DOĞRULTUSU (DERECE) : ''')
READ(3,*) ALFA0
W0=CDEXP(-CI*ALFA0*PI/180)
```

* C YÜZEY SEÇİMİ VE PANELLERİN DÜZENLENMESİ

```
PRINT '(/' İNCELENEN YÜZEY SAYISI : ''')
READ(3,*) KP
```

```
NT=-1
DO 15 K=1,KP
```

```
C K' İNCİ YÜZEY ÜZERİNDEKİ NOKTALAR
CALL COORDS(K,IPR(K),NE(K),XC(K),X,Y)
NI(K)=NT+2
NF(K)=NI(K)-1+NE(K)
NT=NF(K)
```

```
C K' İNCİ YÜZEYİN KONUMU
PRINT '(/' OX,OY : ''')
READ(3,*) OX(K),OY(K)
ZO(K)=CMPLX(OX(K),OY(K))
```

```
WRITE(5,('/I2, '' . YÜZEYİN DOĞRULTUSU (DERECE) : ''') K
READ(3,*) ETA(K)
ALFA(K)=ALFA0+ETA(K)
CETA(K)=CDEXP(-CI*ETA(K)*PI/180)
ZC4(K)=ZO(K)-0.25*XC(K)*CETA(K)
```

```
DO 10 I=NI(K),NF(K)+1
II=I-NI(K)+1
Z(I)=CMPLX(X(II),Y(II))
IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 10
Z(I)=ZO(K)+CETA(K)*(Z(I)-0.5*XC(K))
10 CONTINUE
```

```
15 CONTINUE
```

```
M=NF(KP)+1
CALL ELEMPT(KP,NI,NF)
```

* C KATSAYILAR MATRİSİNİN TAYİNİ

```
DO 21 I=1,M
DO 20 J=1,M
```

```
20 A(I,J)=0
B(I,J)=0
S(I,1)=0
C1(I)=0
21 CL(I)=0
```



```
DO 46 K=1, KP
DO 40 I=NI(K), NF(K)
DO 39 IP=1, KP
C SABİT TEKİLLİK DAĞILIMI ETKİSİ
DO 30 J=NI(IP), NF(IP)
C0(J)=-CDLOG((ZM(I)-Z(J+1))/(ZM(I)-Z(J)))
IF(J.EQ.I) C0(J)=-PI*CI
30 CONTINUE
C LINEER TEKİLLİK DAĞILIMI ETKİSİ
DO 32 J=NI(IP), NF(IP)
32 C1(J)=(ZM(I)-ZM(J))*CONJG(T(J))*C0(J)-DS(J)
DO 34 J=NI(IP), NF(IP)
CL(J)=C1(J-1)*E(3, J-1)+C1(J)*E(2, J)+C1(J+1)*E(1, J+1)
IF(J.EQ.NI(IP)+2) CL(J)=CL(J)+C1(NI(IP))*E(1, NI(IP))
IF(J.EQ.NF(IP)-2) CL(J)=CL(J)+C1(NF(IP))*E(3, NF(IP))
34 CONTINUE

DO 36 J=NI(IP), NF(IP)
CIJ=1/(2*PI)*T(I)*CONJG(T(J))*C0(J)+CL(J)
A(I, J)=DREAL(CIJ)
36 B(I, J)=DIMAG(CIJ)

C IP' İNCİ PROFİL ÜZERİNDEKİ GİRDAP DAĞILIMININ ETKİSİ
IF(IPR(IP).EQ.1) GO TO 39
DD=0.
DO 38 J=NI(IP), NF(IP)
38 DD=DD+A(I, J)*D(J)
B(I, NF(IP)+1)=-DD
39 CONTINUE

40 S(I, 1)=-DIMAG(W0*T(I))

C II' İNCİ PROFİL İÇİN KUTTA ŞARTI
I=NF(K)+1
B(I, I)=1
IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 46
DO 44 IP=1, KP
DD=0
DO 42 J=NI(IP), NF(IP)
B(I, J)=A(NI(K), J)+A(NF(K), J)
42 DD=DD+(B(NI(K), J)+B(NF(K), J))*D(J)
44 B(I, NF(IP)+1)=DD
S(I, 1)=-DREAL(W0*(T(NI(K))+T(NF(K))))
46 CONTINUE
*-----*
C KAYNAK VE GİRDAP YÖSUNLUKLARININ TAYİNİ
*-----*
52 CALL SOLES1(M, 1)
DO 57 K=1, KP
GAMMA(K)=S(NF(K)+1, 1)
DO 57 I=NI(K), NF(K)
CNU(I)=CMPLX(S(I, 1), D(I)*GAMMA(K))
57 CONTINUE
*-----*
C KONTROL NOKTALARINDAKİ TEĞETSSEL HIZLAR
*-----*
DO 70 K=1, KP
CF(K)=0
AMO(K)=0
DO 65 I=NI(K), NF(K)
VT=DREAL(W0*T(I))
DO 60 KK=1, KP
DO 60 J=NI(KK), NF(KK)
60 VT=VT+A(I, J)*S(J, 1)+B(I, J)*D(J)*GAMMA(KK)
UU(I)=VT*VT
IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 65
CF(K)=CF(K)+UU(I)*(Z(I+1)-Z(I))
CVAR=(ZM(I)-ZC4(K))*CONJG(T(I))
AMO(K)=AMO(K)-UU(I)*DS(I)*DREAL(CVAR)
65 CONTINUE
CIAL=-CI*ALFA0*PI/180
CF(K)=CI*CDEXP(CIAL)*CF(K)/XC(K)
FD(K)=DREAL(CF(K))
FL(K)=DIMAG(CF(K))
70 AMO(K)=AMO(K)/(XC(K)*XC(K))
*-----*
C ÇIKIŞLAR
*-----*
DO 85 K=1, KP
DO 73 I=NI(K), NF(K)
IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 73
ZM(I)=(ZM(I)-Z0(K))/CETA(K)+0.5*XC(K)
ZM(I)=ZM(I)/XC(K)
73 CONTINUE
CALL PROUT2(K, NI(K), NF(K), ZM, IPR)
85 CONTINUE

100 STOP
END
```

```
*****
C YÜZEY SEÇİMİ VE PANELLERİN DÜZENLENMESİ İÇİN ALT PROGRAM
*****
SUBROUTINE COORDS(K,IPR,NE,C,X,Y)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION (A-H,O-Z)
DIMENSION X1(101),Y1(101),X2(101),Y2(101)
DIMENSION X(101),Y(101)
```

```
WRITE(5, '(//12, '' YÜZEYİN PANEL SAYISI VE BOYU : ''//)') K
READ(3,*) NE,C
N1=NE/2+1
```

```
C YÜZEY SEÇİMİ
PRINT('//' RÜZGAR TUNELİ DUVARI İÇİN : 1''
) // '' K-T VEYA J PROFİLİ İÇİN : 2''
) // '' DATA DOSYASINDA VERİLMİŞ PROFİL : ''
) // '' KOORDİNATLARINI OKUMAK İÇİN : 3 YAZIN !!!)'
READ(3,*) IPR
GO TO (40,1,2) IPR
1 CALL KATJO (N1,C,X1,Y1,X2,Y2)
GO TO 8
2 CALL PROFIL(N1,C,X1,Y1,X2,Y2)
8 PRINT('//' COS DAĞILIMI İÇİN 1 YAZIN'')'
READ(3,*) KKK
IF(KKK.NE.1) GO TO 20

C PROFİLİN ÜST YÜZÜ İÇİN İNTERPOLASYON
BETA=30
CALL CURFIT(N1,BETA,X1,Y1)

C PROFİLİN ALT YÜZÜ İÇİN İNTERPOLASYON
BETA=-30
CALL CURFIT(N1,BETA,X2,Y2)

C PROFİLİN KOORDİNATLARI
20 DO 30 I=1,N1
II=N1+1-I
X(I)=X2(II)
Y(I)=Y2(II)
J=N1-1+I
X(J)=X1(I)
Y(J)=Y1(I)
30 GO TO 50
40 CALL XWALL (NE,C,X,Y)
50 RETURN
END
```

```
*****
C BU PROGRAM F,G VE M PARAMETRELERİ İLE ALPHA HÜCUM AÇISI VE
C İSTENEN NOKTA SAYISININ VERİLMESİ HALİNDE BİR KARMAN-TREFFTZ
C VEYA JOUKOWSKY PROFİLİNİN KOORDİNATLARINI VERİR.
*****
SUBROUTINE KATJO(N,C,X1,Y1,X2,Y2)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION (A-H,O-Z)
DIMENSION X1(N),Y1(N),X2(N),Y2(N)
PRINT('//' F, G, M : '')'
READ(3,*) F,G,M
PI=DARCOB(-1.)
B=C*((1+F)**EM-F**EM)/((1+F)**EM*2*EM)
XLE=C-EM*B
NN=N-1
DTETA=PI/NN
```

```
C PROFİL KOORDİNATLARI
DO 10 I=1,NN
TETA=(I-1)*DTETA
DO 8 K=1,2
ARG=F*DCOS(TETA)+G*DSIN(TETA)
R=ARG+DSQRT(1+2*F+ARG**2)
R1=DSQRT(1+R*R+2*R*DCOS(TETA))
R2=DSQRT(1+R*R-2*R*DCOS(TETA))
T=R2/R1
DFI=DATAN(2*DSIN(TETA)/(R-1/R))
IF(K.LT.1) DFI=DFI-PI
DENOM=1+T**(2*EM)-2*T**EM*DCOS(EM*DFI)
IF(K.EQ.2) GO TO 7
X1(I)=XLE-EM*B*(1-T**(2*EM))/DENOM
Y1(I)=EM*B*2*T**EM*DSIN(EM*DFI)/DENOM
GO TO 8
7 X2(I)=XLE-EM*B*(1-T**(2*EM))/DENOM
Y2(I)=EM*B*2*T**EM*DSIN(EM*DFI)/DENOM
8 TETA=-TETA
10 CONTINUE
X1(N)=C
Y1(N)=0.
X2(N)=C
Y2(N)=0
RETURN
END
```

```
*****  
C DATA DOSYASINDAN PROFİL KOORDİNATLARINI OKUMAK İÇİN ALT PROGRAM  
*****  
SUBROUTINE PROFIL(N,C,X1,Y1,X2,Y2)
```

```
DOUBLE PRECISION X1,Y1,X2,Y2  
DIMENSION X1(51),Y1(51),X2(51),Y2(51)  
  
READ(4,1) (X1(I),I=1,N)  
READ(4,1) (Y1(I),I=1,N)  
READ(4,1) (Y2(I),I=1,N)  
1 FORMAT(7D10.0)  
DO 5 I=1,N  
X1(I)=X1(I)*C  
X2(I)=X1(I)  
Y1(I)=Y1(I)*C  
5 Y2(I)=Y2(I)*C  
RETURN  
END
```

```
*****  
C RÜZGAR TÜNELİ DUVAR KOORDİNATLARININ TESPİTİ İÇİN ALT PROGRAM  
*****  
SUBROUTINE XWALL(NE,L,X,Y)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION (A-H,O-Z)  
REAL L  
DIMENSION X(50),Y(50)  
  
PRINT '(/: TUNEL DUVARININ YARI YÜKSEKLİĞİ',  
>/, ', (ALT DUVAR İÇİN - İŞARETİYLE BİRLİKTE) : )'  
READ(3,*) H  
  
PI=DARCOS(-1.)  
SGN=1  
IF(H.GT.0) SGN=-1  
N1=NE/2+1  
DTETA=PI/(NE)  
  
DO 3 I=1,N1  
X(I)=SGN*0.5*L*(DSIN((I-1)*DTETA)-1)  
Y(I)=H  
II=NE+2-I  
X(II)=-X(I)  
3 Y(II)=Y(I)  
  
RETURN  
END
```

```
*****  
C BU ALT PROGRAM PROFİLİ HÜCUM KENARI ETRAFINDA 'BETA'  
C AÇISI KADAR DÖNDÜREREK PROFİL KOORDİNATLARINI  
C 'COSINUS' DAĞILIMI İLE YENİDEN HESAPLAR  
*****  
SUBROUTINE CURFIT(N1,BETA,X1,Y1)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION (A-H,O-Z)  
DIMENSION X(101),Y(101),X1(101),Y1(101),S2(101)  
PI=DARCOS(-1.)  
  
BETA=PI/180*BETA  
DO 20 I=1,N1  
X(I)=X1(I)*DCOS(BETA)+Y1(I)*DSIN(BETA)  
20 Y(I)=Y1(I)*DCOS(BETA)-X1(I)*DSIN(BETA)  
  
CALL SPLINE(N1,X,Y,S2)  
  
DTETA=PI/(2*(N1-1))  
C=DCOS(BETA)  
K=1  
DO 100 I=1,N1  
XI=DCOS((I-1)*DTETA)  
XI=C*(1-XI*X1)  
70 IF(X(K).EQ.XI) GO TO 90  
IF(X(K+1).LE.XI) GO TO 80  
H=X(K+1)-X(K)  
DXM=XI-X(K)  
DXP=X(K+1)-XI  
YI=S2(K)*DXP*(DXP*DXP/H-H)/6  
>+S2(K+1)*DXM*(DXM*DXM/H-H)/6  
>+Y(K)*DXP/H+Y(K+1)*DXM/H  
GO TO 95  
80 K=K+1  
GO TO 70  
90 YI=Y(K)  
95 X1(I)=XI*DCOS(BETA)-YI*DSIN(BETA)  
100 Y1(I)=YI*DCOS(BETA)+XI*DSIN(BETA)  
RETURN  
END
```

```
*****
C BU PROGRAM N ADET X NOKTASINDA VERİLEN
C F DEĞERİNE CUBIC SPLINE'LAR UYDURUR
*****
SUBROUTINE SPLINE(N,X,F,S2)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,O-Z)
DIMENSION X(101),F(101),S2(101)
DIMENSION A(101),B(101),C(101),D(101),P(101),Q(101),U(101)
```

C ÜÇ DİYAGONALLİ SİSTEMİN KATSAYILARI

```
NM1=N-1
NM2=N-2
C(1)=X(2)-X(1)
DO 1 I=2,NM1
C(I)=X(I+1)-X(I)
A(I)=C(I-1)
B(I)=2*(A(I)+C(I))
1 D(I)=6*((F(I+1)-F(I))/C(I)-(F(I)-F(I-1))/C(I-1))
```

C ÜÇ ŞARTLARI

```
R=C(1)/C(2)
B(1)=1
C(1)=-(1+R)
A(1)=R
B(2)=B(2)-A(2)*C(1)/B(1)
C(2)=C(2)-A(2)*A(1)/B(1)
R=C(NM1)/C(NM2)
A(N)=-(1+R)
B(N)=1
C(N)=R
A(NM1)=A(NM1)-C(NM1)*C(N)/B(N)
B(NM1)=B(NM1)-C(NM1)*A(N)/B(N)
```

C ÜÇ DİYAGONALLİ DENKLEM SİSTEMİNİN ÇÖZÜMÜ

```
DO 2 I=2,NM1
P(I)=B(I)-A(I)*Q(I-1)
Q(I)=C(I)/P(I)
2 U(I)=(D(I)-A(I)*U(I-1))/P(I)

S2(NM1)=U(NM1)
DO 3 I=2,NM2
II=N-I
3 S2(II)=U(II)-Q(II)*S2(II+1)
S2(1)=-(C(1)*S2(2)+A(1)*S2(3))/B(1)
S2(N)=-(C(N)*S2(NM2)+A(N)*S2(NM1))/B(N)

RETURN
END
```

```
*****
C ÜÇ NOKTALARININ KOORDİNATLARI VERİLEN PANEL
C ÖZELLİKLERİNİN HESABI İÇİN ALT PROGRAM
*****
SUBROUTINE ELEMPT(KP,NI,NF)
```

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION (A-H,O-S,U-Y)
IMPLICIT COMPLEX * 16 (T,Z)
DIMENSION S(200),NI(5),NF(5)
COMMON/ELEMAN/Z(151),ZM(150),T(150),DS(150),D(150),E(3,150)
```

```
M=NF(KP)+1
DO 3 I=1,M
DO 2 J=1,3
2 E(J,I)=0
ZM(I)=0
DS(I)=0
3 T(I)=0
```

C PANEL ÖZELLİKLERİ

```
DO 55 K=1,KP
DO 5 I=NI(K),NF(K)
ZM(I)=0.5*(Z(I)+Z(I+1))
ZVAR=Z(I+1)-Z(I)
DS(I)=CDABS(ZVAR)
5 T(I)=ZVAR/DS(I)
```

C PROFİL YÜZEYİ BOYUNCA PARABOLİK DAĞILIM

```
S(NI(K))=0
DO 25 I=NI(K),NF(K)
25 S(I+1)=S(I)+DS(I)
DO 30 I=NI(K),NF(K)
30 S(I+1)=S(I+1)/S(NF(K)+1)
D(I)=0.5*(S(I)*(S(I)-1)+S(I+1)*(S(I+1)-1))
```

C LINEER TEKİLLİK DAĞILIMI İLE İLGİLİ PARAMETRELER

```
DO 50 J=NI(K),NF(K)
IF(J.NE.NI(K)) GO TO 35
P=(DS(NI(K)+1)+(DS(NI(K))+DS(NI(K)+2))/2
R=(DS(NI(K))+DS(NI(K)+1))/2
Q=(P-R)
GO TO 45
35 IF(J.NE.NF(K)) GO TO 40
P=-(DS(NF(K)-1)+DS(NF(K)))/2
R=-(DS(NF(K)-1)+(DS(NF(K)-2)+DS(NF(K)))/2)
Q=(P-R)
GO TO 45
40 P=DS(J)+DS(J-1)
R=DS(J)+DS(J+1)
Q=(P+R)/2
45 E(1,J)=-R/(P*Q)
E(2,J)=(R/P-P/R)/Q
50 E(3,J)=P/(R*Q)
55 CONTINUE

RETURN
END
```

C BU PROGRAM N ADET DENKLEMLİ BİR LINEER DENKLEM
C TAKIMINI GAUSS ELİMİNASYON YÖNTEMİ KULLANARAK ÇÖZER

SUBROUTINE SOLES1(N,NX)

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,O-Z)
DIMENSION A(150,153)
COMMON /MATRIS/AA(150,150),X(150,3)
M=N+NX
N1=N+1
DO 4 I=1,N
DO 2 J=1,N
2 A(I,J)=AA(I,J)
DO 3 J=1,NX
K=N+J
3 A(I,K)=X(I,J)
4 CONTINUE
```

C MATRİSİN ÜSTÜÇGENLEŞTİRİLMESİ

```
DO 15 I=1,N
P=A(I,I)
DO 5 J=I,M
5 A(I,J)=A(I,J)/P
IF(I.EQ.N) GO TO 15
I1=I+1
DO 10 K=I1,N
P=A(K,I)
DO 10 J=I,M
10 A(K,J)=A(K,J)-P*A(I,J)
15 CONTINUE
```

C DENKLEM SİSTEMİNİN ÇÖZÜMÜ

```
37 DO 50 K=1,NX
KK=N+K
DO 50 II=1,N
I=N1-II
SUM=0.
IF(I.EQ.N) GO TO 50
I1=I+1
DO 40 J=I1,N
40 SUM=SUM+A(I,J)*X(J,K)
50 X(I,K)=A(I,KK)-SUM

RETURN
END
```

C BU PROGRAM HER BİR YÜZEY İÇİN KOORDİNAT VE HIZ DAĞILIMI
C İLE AERODİNAMİK KATSAYILARIN LİSTESİNİ VERİR

SUBROUTINE FROUT2(K,NI,NF,ZM,IPR)

```
IMPLICIT DOUBLE PRECISION(A-H,O-Y)
IMPLICIT COMPLEX * 16 (Z)
DIMENSION ZM(151),IPR(5)
COMMON /CIKIS/UU(150),CD(5),CL(5),CM(5),ALFA(5)

IF(IPR(K).NE.1) GO TO 30
WRITE(7, '(/T13, 'TUNEL DUVARI ÜZERİNDEKİ BASINÇ DAĞILIMI : '))
IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 60
30 WRITE(7, '(/T13, 'KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ BASINÇ DAĞILIMI : '))
WRITE(7, '(/25X, 'ALFA : ',F5.1)') ALFA(K)
60
```

```
60 WRITE(7, '(//T11,44('*'))')
WRITE(7, '(T11, '* I X Y U*U *')')
WRITE(7, '(T11, '*****|*****|*****|*****|')')
DO 80 I=NI, NF
80 WRITE(7,81) I, ZM(I), UU(I)
81 FORMAT(T11, '* I4, ' ', F10.4, ' ', F10.4, ' ', F8.4, ' *')
WRITE(7, '(T11,44('*'))')

IF(IPR(K).EQ.1) GO TO 90
WRITE(7,86) CD(K)
86 FORMAT(/T16, 'SÜRÜKLEME KATSAYISI : ', F8.4)
WRITE(7,87) CL(K)
87 FORMAT( T16, 'TAŞIMA KATSAYISI : ', F8.4)
WRITE(7,88) CM(K)
88 FORMAT( T16, 'MOMENT KATSAYISI : ', F8.4)
90 RETURN
END
```

Ek.3. Bilgisayar programındaki önemli parametreler

Program CPMTWE :

Amac: Rüzgar tüneline yer alan çok sayıda kanat profili etrafındaki potansiyel akım alanının Kompleks Panel Yöntemi vasıtasıyla incelenmesi

Kullanılışı : CPMTWE EXEC Programı vasıtasıyla

COMMON blokları :

/ELEMEN/Z(151), ZM(150), T(150), DS(150), D(150), E(150)

/MATRIS/B(150), S(150)

/CIKIS/UU(150), FD(5), FL(5), AMD(5), ALFA(5)

Giriş Bilgileri :

ALFA0 : Üniform akım doğrultusunun x eksenine yaptığı açı (derece)

KP : Yüzey sayısı (Rüzgar tüneline duvar etkilerinin incelenmesi halinde kanat profili sayısına 2 eklenecek)

OX(K), OY(K) : K'inci yüzeyin konumu

ETA(K) : K'inci yüzeyin x eksenine yaptığı açı (derece)

Kullandığı alt programlar: COORDS, ELEMPT, SOLES1, PROUT2

Diğer önemli parametreler :

- NE(K) : K'inci yüzey üzerindeki panel sayısı
XC(K) : K'inci yüzeyin boyu (profil için veter
uzunluğu, tünel duvarı için duvar boyu)
CI : $i = J-1$ sayısının kompleks ifadesi
NI(K) : K'inci yüzeyin ilk panelinin numarası
NF(K) : K'inci yüzeyin sonuncu panelinin numarası
X,Y : Panel uç noktalarının koordinatları
Z : Panel uç noktalarının kompleks koordinatları
ZO(K) : OX, OY koordinatlarının kompleks ifadesi
ZC4(K) : K'inci kanat profilinin $\frac{1}{4}$ veter noktasının
kompleks koordinatı
ZM : Panel kontrol noktalarının kompleks koordi-
natları
T : Panel eğiminin kompleks ifadesi
DS : Panel uzunluğu
D : Trapezoidal parabolik girdap dağılımı para-
metresi
E : Lineer tekillik dağılımı parametresi
GAMMA(K) : K'inci profil için girdap şiddeti
A : Teğetsel hızlar matrisi
B : Normal hızlar matrisi
S : Sağ taraf vektörü, kaynak şiddeti
CIJ : Kompleks sayı
VI : Teğetsel hız
UU : Teğetsel hızın karesi
FL(K) : Taşıma katsayısı
FD(K) : Sürüklenme katsayısı
AMD(K) : $\frac{1}{4}$ veter noktasına göre yunuslama momenti
katsayısı

Subroutine COORDS :

Amac: Verilen yüzeyler arasından (kanat profilleri, rüz-
gar tüneli duvarı) istenilene seçmek; istenildiği
takdirde kanat profili koordinatlarını yeniden dü-
zenlemek; bu koordinatları uygun dizilere aktarmak

Kullanılışı : CALL COORDS(K,IPR,NE,C,X,Y)

COMMON Blokları : -

Giriş argümanları :

K : Yüzey no

Çıkış argümanları :

NE : K'inci yüzey üzerindeki panel sayısı

C : K'inci yüzeyin boyu (profil için veter
uzunluğu, tünel duvarı için duvar boyu)

X,Y : Panel uç noktalarının koordinatları

Kullandığı alt programlar : KATJO, PROFIL, CURFIT, XWALL

Giriş bilgileri :

NE,C : Yüzeyin panel sayısı ve boyu

IPR : Eleman seçimi için parametre

=1 Rüzgar tüneli duvarı

=2 Karman-Treffitz veya Joukowsky profili

=3 Data dosyasında koordinatı verilen profil

KKK : =1 Kosinus dağılımı ile yeniden düzenleme

≠1 Orjinal koordinatlar

Açıklama : COORDS alt programı, profili koordinatlarını istenildiği takdirde kübik splayn interpolasyonu kullanarak kosinüs dağılımına göre yeniden düzenler, orjinal koordinatları veya yeniden düzenlenmiş koordinatları firar kenarından başlayarak saat ibreleri yönünde gidecek şekilde sıralar

Subroutine KATJO :

Amac : Kalınlık, kamburluk ve maksimum kalınlık noktası konumu parametreleri ve veter uzunluğu verilen Karman-Treffitz veya Joukowsky tipi profilin istenilen sayıdaki noktasının koordinatlarını hesaplamak

Kullanılışı : CALL KATJO(N,X1,Y1,X2,Y2)

COMMON Blokları : -

Giriş argümanları :

N1 : Profilin üst/alt yüzündeki nokta sayısı

C : Veter uzunluğu

Cıkıs argümanları :

X1,Y1 : Profilin üst yüzündeki noktaların koordinatları

X2,Y2 : Profilin alt yüzündeki noktaların koordinatları

Kullandığı alt programlar : -

Giris Bilgileri :

F : Kalınlık parametresi

G : Kamburluk parametresi

M : Maks. kalınlık noktası konum parametresi

Açıklama : Katjo alt programı kanat profilinin koordinatlarını, hücum kenarı başlangıç noktası olmak üzere veter üzerine kurulmuş bir eksen takımında, üst ve alt yüzeylerde hücum kenarından firar kenarına doğru sıralanacak şekilde hesaplar

Subroutine PROFIL :

Amac : Data dosyasında verilmiş bulunan kanat profili koordinatlarını okumak

Kullanılışı : CALL PROFIL(N1,C,X1,Y1,X2,Y2)

COMMON Blokları : -

Giris argümanları :

N1 : Profilin üst/alt yüzündeki nokta sayısı

C : Veter uzunluğu

Cıkıs argümanları :

X1,Y1 : Profilin üst yüzündeki noktaların koordinatları

X2,Y2 : Profilin alt yüzündeki noktaların koordinatları

Kullandığı alt programlar : -

Giris bilgileri : X1,Y1,X2,Y2

Açıklama : Profil alt programı, CPMTWE EXEC programında FI 04 ile tanımlanan data dosyasında verilmiş bulunan profil koordinatlarını okuyarak istenilen veter uzunluğu kadar büyütür

Subroutine XWALL :

Amac : Rüzgar tüneli duvarını temsil eden bir doğru parçasının istenilen sayıdaki noktasının koordinatlarını hesaplamak

Kullanılışı : CALL XWALL(NE,C,X,Y)

COMMON Blokları : -

Giriş argümanları :

NE : Panel sayısı

L : Rüzgar tünelinin boyu

Çıkış argümanları :

X,Y : Tünel duvarı üzerindeki noktaların koordinatları

Kullandığı alt programlar : -

Giriş bilgileri :

H : Rüzgar tünelinin yarı yüksekliği (alt yüzey için - işaretiyle birlikte belirtilecektir)

Açıklama : XWALL alt programı tünel duvarı üzerinde istenilen sayıdaki paneli, panel uzunlukları $X=0$ civarında en küçük olacak ve başlangıç noktasından uzaklaştıkça büyüyecek tarzda bir kosinüs dağılımına uygun şekilde dağıtarak, panel uç noktalarının koordinatlarını verir

Subroutine CURFIT :

Amac : Kanat profilinin üst/alt yüzü üzerindeki N1 adet noktadan geçen kübik splayn eğrilerini kullanarak kosinüs dağılımına göre dağıtılmış N1 adet yeni noktanın koordinatlarını hesaplamak

Kullanılışı : CALL CURFIT(N1,BETA,X1,Y1)

COMMON Blokları : -

Giriş argümanları :

N1 : Nokta sayısı

BETA : Dönme açısı

X1,Y1 : Kanat profilinin orijinal koordinatları

Cıkış argümanları :

X1,Y1 : Interpolasyonla hesaplanmış yeni noktaların koordinatları

Kullandığı alt programlar : SPLINE

Diğer önemli parametreler :

X,Y : Döndürülmüş koordinatlar

S2 : Kübik splayn katsayıları

Açıklama : Kanat profillerinin hücum kenarı civarında yüzey eğimi çok büyük olduğundan vetre bağlı eksen takımındaki koordinat dağılımı kübik splayn interpolasyonu için uygun bulunmaz. Bu nedenle CURFIT alt programı interpolasyondan önce profil koordinatlarını hücum kenarı etrafında X ekseninden itibaren BETA açısı kadar döndürür

Subroutine SPLINE :

Amac : N1 adet noktadan geçen kübik splayn eğrilerinin katsayılarını hesaplamak

Kullanılışı : CALL SPLINE(N1,X,Y,S2)

COMMON Blokları : -

Giriş argümanları :

N1 : Nokta sayısı

X,Y : Noktaların koordinatları

Cıkış argümanları :

S2 : Kübik splayn katsayıları

Kullandığı alt programlar : -

Subroutine ELEMPT :

Amac : Kompleks düzlemde uç noktalarının koordinatları verilen panellerin eğim ve uzunluklarının, kontrol noktalarının koordinatlarının, lineer tekillik dağılımı ile ilgili parametrelerin ve kanat profili türü yüzeyler için trapezoidal parabolik tekillik dağılımı ile ilgili parametrelerin hesabı

Kullanılışı : CALL ELEMPT(KP,NI,NF)

COMMON Blokları : /ELEMEN/Z(151),ZM(150),T(150),DS(150),
D(150),E(3,150)

Giriş argümanları :

KP : Yüzey sayısı
NI(K) : K'inci yüzeyin ilk panelinin numarası
NF(K) : K'inci yüzeyin sonuncu panelinin numarası

Çıkış argümanları :

Z : Panel uç noktalarının kompleks koordinatları
ZM : Panel kontrol noktalarının kompleks koordinatları
T : Panel eğiminin kompleks ifadesi
DS : Panel uzunluğu
D : Trapezoidal parabolik dağılım parametresi
E : Lineer tekillik dağılımıyla ilgili parametre

Kullandığı alt programlar : -

Subroutine SOLES1 :

Amaç : N adet denklemi ve NX adet sağ taraf vektörü bulunan bir lineer denklem sistemini Gauss eliminasyon yöntemi vasıtasıyla çözmek

Kullanılışı : CALL SOLES1(N,NX)

COMMON Blokları : /MATRIS/AA(150,150),X(150,3)

Giriş argümanları :

N : Katsayılar matrisinin boyutu
NX : Sağ taraf vektörlerinin sayısı
AA : Katsayılar matrisi
X : Sağ taraf vektörleri

Çıkış argümanları :

X : Çözüm vektörleri

Kullandığı alt programlar : -

Subroutine PROUT2 :

Amaç : Panel kontrol noktalarının koordinatlarını, üzerindeki basınç dağılımını, sürüklenme, taşıma ve yuvaslama katsayılarını listelemek

Kullanılışı : CALL PROUT2(K,NI,NF,ZM,QCR)

COMMON Blokları : /CIKIS/UU(150),CD(5),CL(5),CM(5),ALFA(5)

Giriş argümanları :

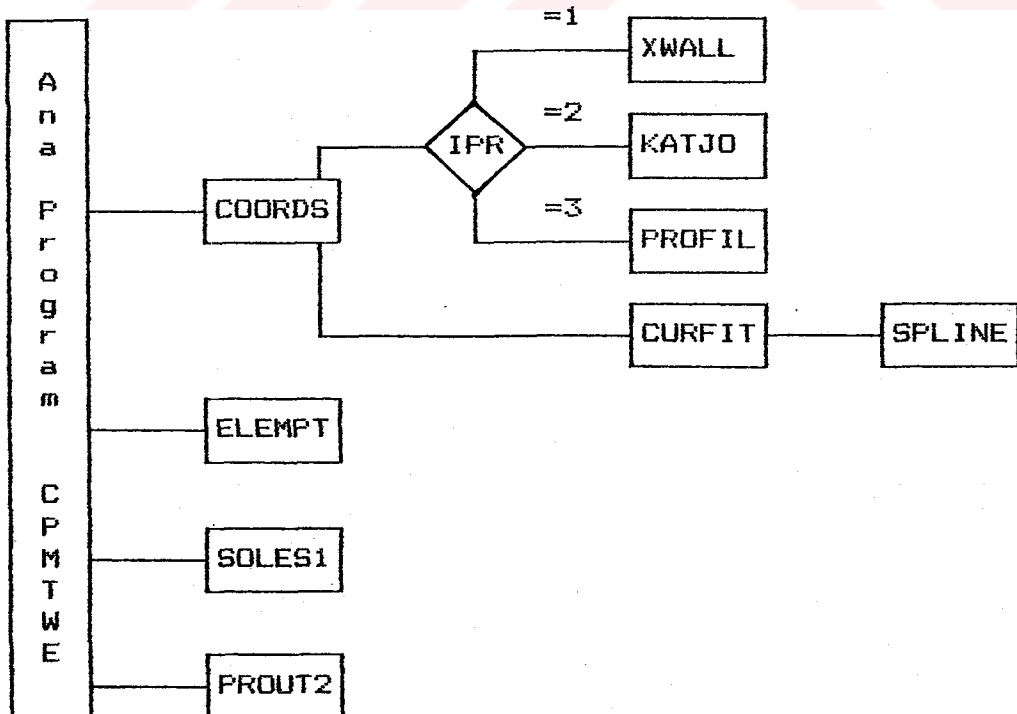
- K : Yüzey no
- NI(K) : K'inci yüzeyin ilk panelinin numarası
- NF(K) : K'inci yüzeyin sonuncu panelinin numarası
- ZM : Panel kontrol noktasının kompleks koordinatı
- IPR : Yüzey seçme parametresi
- UU : Panel kontrol noktasındaki hızın karesi
- CD : Sürükleme katsayısı
- CL : Taşıma katsayısı
- CM : $\frac{1}{4}$ veter noktasına göre yunuslama katsayısı
- ALFA : Hücüm açısı

Kullandığı alt programlar : -

Çıkış bilgileri : ZM,UU,CD,CL,CM,ALFA

Açıklama : Alt programın çıkış bilgileri CPMTWE EXEC programında FI 07 ile tanımlanan sonuç dosyasında listelenir

Ek.4. Alt programlar arası ilişkiler diyagramı :



Ek.5. Bilgisayar programının kullanılışı ve örnek uygulama :

Rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi amacıyla geliştirilen bilgisayar programının ITÜ-IBM 4341 bilgisayarında kullanımı CPMTWE EXEC isimli bir program vasıtasıyla gerçekleştirilmiştir. Program şu satırları içermektedir :

```
FI 03 DISK CPMTWE DATA
FI 04 DISK PROFIL DATA
FI 07 DISK CPMTWE SONUC
LOAD CPMTWE (START
```

CPMTWE FORTRAN programı ve alt programlarına gerekli bilgiler CPMTWE DATA isimli bilgi dosyası vasıtasıyla sokulmaktadır. Yalnız, incelenecek kanat profilinin koordinatları bir tablo halinde verilmişse bu değerler PROFIL DATA isimli bilgi dosyası vasıtasıyla sokulmaktadır. Bunun yanında EXEC programında "FI 03" ile, kullanılmakta olan terminali tanımlayarak bilgileri doğrudan terminal vasıtasıyla da sokmak mümkündür. Zaten herbir bilgi girişinden önce bu bilgiyle ilgili bir mesaj terminal ekranında gözükmektedir.

CPMTWE FORTRAN programı ve alt programlardaki bilgi giriş sırası şu şekildedir :

1- ALFA0 : Üniform akım doğrultusunun OX eksenine yaptığı açığı belirten bu bilgi derece cinsinden sokulmaktadır. Rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi halinde ALFA0=0 alınacaktır.

2- KP : Yüzey sayısı (Rüzgar tüneli duvar etkilerinin incelenmesi halinde kanat profili sayısına 2 ilave edilecektir.

3- NE : K'ıncı yüzeyin (kanat profili veya tünel duvarı olabilir) üzerindeki panel sayısı

XC : Yüzeyin karakteristik uzunluğu (Profil için veter uzunluğu, tünel duvarı için duvar boyu).

4a- IPR : Yüzey seçim parametresi (=1 : Tünel duvarı, =2 : Karman-Treffitz veya Joukowsky profili, =3 : PROFIL DATA dosyasında verilen profil)

4b- F, G, M : Karman-Treffitz veya Joukowsky profili için kalınlık kamburluk ve maksimum kalınlık noktası konumu parametreleri. (Bu bilgiler sadece IPR=2 seçilmesi halinde sokulacaktır.)

4c- KKK : =1 alınması halinde kanat profilinin koordinatları kosinus dağılımına göre yeniden düzenlenir. Aksi takdirde orijinal koordinatlarla yetinilir. IPR=1 halinde bu bilgi sokulmayacaktır.

4d- H : Tünel duvarının x ekseninden olan yüksekliğini belirten bu bilgi sadece IPR=1 halinde sokulacak ve tünel alt duvarı için "-" işaretiyle birlikte belirtilecektir.

5- OX, OY : Yüzeyin konumu. Kanat profili için veter orta noktasının XOY koordinat sisteminde nerede bulunacağını belirten bu bilgiler tünel duvarı için OX=0, OY=0 alınacaktır.

6- ETA : Yüzeyin doğrultusu. Kanat profili için veter doğrultusunun OX eksenine yaptığı açığı belirten bu bilgi rüzgar tüneli duvarı için 0 alınacaktır.

NOT :

a) Çok sayıda yüzey söz konusu olması halinde, yani çok sayıda kanat profilinin oluşturduğu bir profil sisteminin incelenmesi halinde, veya rüzgar tüneli içerisinde yer alan bir veya daha çok sayıda kanat profilinin incelenmesi halinde, yukarıda 3-6 aşamalarında belirtilen bilgiler her bir yüzey için tekrarlanacaktır.

b) : 4b aşamasında IPR=2 seçilmesi halinde söz konusu kanat profilinin koordinatları PROFIL DATA isimli bilgi dosyası vasıtasıyla sokulacaktır.

İzah edilen bilgisayar programının yapılan çeşitli uygulamalarının bir örneği olarak Model-1'in 110*80 kesitli rüzgar tüneline, veter orta noktası deney odasının merkezinde, yani OX=0, OY=0 koordinatında bulunacak şekilde, $\alpha=6$ derece hücum açısı ile yer alması halindeki uygulamaya ait bilgi giriş listesi ve sonuç listesi aşağıda verilmiştir.

```
CPMTWE
FI 03 TERM
FI 04 PROFIL DATA
FI 07 DISK CPMTWE SONUC
LOAD CPMTWE (START
DMSLIO740I EXECUTION BEGINS...

ÜNİFORM AKIM DOĞRULTUSU (DERECE) :
?
0

İNCELENEN YÜZEY SAYISI :
?
3

1. YÜZEYİN PANEL SAYISI VE BOYU :
?
20,40

RÜZGAR TUNELİ DUVARI İÇİN : 1
K-T VEYA J PROFİLİ İÇİN : 2
DATA DOSYASINDA VERİLMİŞ PROFİL : 3 YAZIN!
KOORDİNATLARINI OKUMAK İÇİN : 3
?
1

TUNEL DUVARININ YARI YÜKSEKLİĞİ
(ALT DUVAR İÇİN - İŞARETİYLE BİRLİKTE) :
?
-1.83333333

OX,DY :
?
0,0

1. YÜZEYİN DOĞRULTUSU (DERECE) :
?
0

2. YÜZEYİN PANEL SAYISI VE BOYU :
?
50,1
```


RUZGAR TUNELİ DUVARI İÇİN : 1
K-T VEYA J PROFİLİ İÇİN : 2
DATA DOSYASINDA VERİLMİŞ PROFİL : 3 YAZIN!
KOORDİNATLARINI OKUMAK İÇİN : 3 YAZIN!
?
3

COS DAĞILIMI İÇİN 1 YAZIN

?

0X,0Y :

?

0,0

2. YÜZEYİN DOĞRULTUSU (DERECE) :

?

6

3. YÜZEYİN PANEL SAYISI VE BOYU :

?

20,40

RUZGAR TUNELİ DUVARI İÇİN : 1
K-T VEYA J PROFİLİ İÇİN : 2
DATA DOSYASINDA VERİLMİŞ PROFİL : 3 YAZIN!
KOORDİNATLARINI OKUMAK İÇİN : 3 YAZIN!
?
1

TUNEL DUVARININ YARI YÜKSEKLİĞİ
(ALT DUVAR İÇİN - İŞARETİYLE BİRLİKTE) :

1.83333333

0X,0Y :

?

0,0

3. YÜZEYİN DOĞRULTUSU (DERECE) :

?

0

TUNEL DUVARI ÜZERİNDEKİ BASINÇ DAĞILIMI :

I	X	Y	U*U
1	-18.4357	-1.83333	1.00000
2	-15.3455	-1.83333	0.99993
3	-12.3699	-1.83333	0.99993
4	-9.5822	-1.83333	0.99992
5	-7.0511	-1.83333	0.99988
6	-4.8388	-1.83333	0.99954
7	-2.9998	-1.83333	0.99801
8	-1.5794	-1.83333	0.9467
9	-0.6126	-1.83333	0.9230
10	-0.1231	-1.83333	0.9214
11	0.1231	-1.83333	0.9243
12	0.6126	-1.83333	0.9350
13	1.5794	-1.83333	0.9618
14	2.9998	-1.83333	0.9862
15	4.8388	-1.83333	0.9966
16	7.0511	-1.83333	0.9989
17	9.5822	-1.83333	0.9992
18	12.3699	-1.83333	0.9993
19	15.3455	-1.83333	0.9993
20	18.4357	-1.83333	1.00000

KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ BASINÇ DAĞILIMI :
ALFA : 6.0

I	X	Y	U*U
73	0.9981	-0.0004	0.6133
74	0.9902	-0.0017	0.7702
75	0.9746	-0.0038	0.8549
76	0.9516	-0.0063	0.8562
77	0.9214	-0.0090	0.8305
78	0.8845	-0.0129	0.8231
79	0.8416	-0.0184	0.8680
80	0.7933	-0.0248	0.8991
81	0.7404	-0.0321	0.9478
82	0.6837	-0.0393	0.9909
83	0.6241	-0.0458	1.0194
84	0.5600	-0.0511	1.0306
85	0.5000	-0.0548	1.0381
86	0.4375	-0.0566	1.0215
87	0.3759	-0.0560	0.9615
88	0.3163	-0.0542	0.9058
89	0.2596	-0.0514	0.8504
90	0.2067	-0.0477	0.8085
91	0.1584	-0.0426	0.7042
92	0.1155	-0.0366	0.6123
93	0.0784	-0.0301	0.4523
94	0.0484	-0.0235	0.3088
95	0.0254	-0.0173	0.1999
96	0.0098	-0.0108	0.0009
97	0.0019	-0.0037	0.4143
98	0.0019	0.0026	0.8897
99	0.0098	0.0089	0.5824
00	0.0254	0.0161	0.6706
01	0.0484	0.0231	0.4706
02	0.0784	0.0300	0.1976
03	0.1155	0.0367	0.0285
04	0.1584	0.0432	0.9479
05	0.2067	0.0491	1.0893
06	0.2596	0.0537	1.0814
07	0.3163	0.0572	1.0745
08	0.3759	0.0594	1.0743
09	0.4375	0.0596	1.0998
10	0.5000	0.0576	1.0203
11	0.5625	0.0535	1.0524
12	0.6241	0.0478	1.0431
13	0.6837	0.0411	1.0343
14	0.7404	0.0335	1.0229
15	0.7933	0.0257	1.1146
16	0.8416	0.0189	1.0237
17	0.8845	0.0136	0.9785
18	0.9214	0.0099	0.9553
19	0.9516	0.0070	0.9762
20	0.9746	0.0044	0.9467
21	0.9902	0.0018	0.7799
70	0.9981	0.0004	0.6133

SÜRÜKLEME KATSAYISI : 0.0009
TAŞIMA KATSAYISI : 0.7584
MOMENT KATSAYISI : -0.0216

TÜNEL DUVARI ÜZERİNDEKİ BASINÇ DAĞILIMI :

I	X	Y	U*U
73	18.4357	1.8333	0.9986
74	15.3455	1.8333	0.9992
75	12.3699	1.8333	0.9993
76	9.5822	1.8333	0.9993
77	7.0511	1.8333	0.9996
78	4.8388	1.8333	1.0018
79	2.9998	1.8333	1.0130
80	1.5794	1.8333	1.0484
81	0.6126	1.8333	1.0979
82	0.1231	1.8333	1.1209
83	-0.1231	1.8333	1.1257
84	-0.6126	1.8333	1.1166
85	-1.5794	1.8333	1.0674
86	-2.9998	1.8333	1.0196
87	-4.8388	1.8333	1.0030
88	-7.0511	1.8333	0.9997
89	-9.5822	1.8333	0.9993
90	-12.3699	1.8333	0.9993
91	-15.3455	1.8333	0.9993
92	-18.4357	1.8333	0.9986

ÖZGEÇMİŞİ

M. Adil Yükselen, 1953 yılında Kayseri'de doğmuş, ilk ve orta öğrenimini sırasıyla Kayseri Etiler İlk Okulu, Kayseri Erkek Sanat Enstitüsü Orta Kısmı ve Kayseri Sümer Lisesi'nde tamamlayarak 1970 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Makina Fakültesi Uçak Bölümü'nde yüksek öğrenime başlamıştır. 1974 yılında lisans öğrenimini ve 1976 yılında da Havacılık ve Uzay Dalı'nda lisans üstü öğrenimini tamamlayarak Yüksek Mühendis ünvanıyla mezun olmuştur. Kısa bir süre Sümerbank'ta görev aldıktan sonra Ağustos 1976'da İTÜ Makina Fakültesi Uçak Elemanları ve Motorları Kürsüsü'ne asistan olarak girmiştir. Halen İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Araştırma Görevlisi olarak çalışmakta olan M. Adil Yükselen evli ve bir çocuk babasıdır. İngilizce ve Fransızca bilmektedir.