

**TUTUNMA KAYBI ÖNCESİ VE SONRASI HÜCUM
AÇILARINDA 3 BOYUTLU KANATLARIN ANALİZİ**

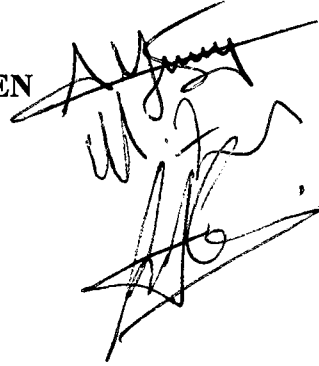
**T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Yüksel DALYAN
511921010**

112272

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 18 Haziran 2001
Tezin Savunulduğu Tarih : 4 Aralık 2001**

**Tez Danışmanı : Prof.Dr. M. Adil YÜKSELEN
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. M. Zeki ERİM
Doç.Dr. Fırat Oğuz EDİS**



ARALIK 2001

ÖNSÖZ

Bu çalışmada üç boyutlu kanadın performans parametreleri bilgisayar programı yardımı ile kullanıcıyla grafik arayüz oluşturacak şekilde hesaplanmaya çalışılmıştır.

Uzunca bir süre yüksek lisans çalışmalarına ara verdikten sonra af ile yeniden bazı çalışmalar yapma imkanı bulabilmiş olmaktan son derece memnun olduğumu belirtmek benim için bir borçtur. Buna vesile olan herkese samimi teşekkürlerimi sunuyorum.

Bana daima yapıcı yönde ve olumlu desteğini esirgemeyen danışman hocam Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN' e buradan bir kez daha teşekkür ediyorum. Ortaya birşeyler çıkabildiyse bunda kendisinin payı gerçekten büyüktür.

ARALIK 2001

Yüksel DALYAN

İÇİNDEKİLER

ŞEKİL LİSTESİ	v
SEMBOL LİSTESİ	vii
ÖZET	viii
SUMMARY	ix
1. GİRİŞ	1
2. ÜÇ BOYUTLU KANAT ETRAFINDAKİ AKIM	4
2.1. Temel Kavramlar	4
2.1.1. Akım Kaçması	4
2.1.2. Kaçma Girdabı	4
2.1.3. Kanat Ucu Girdabı	4
2.1.4. Bağlı Girdap	5
2.1.5. Atnalı Girdabı	6
2.2. Helmholtz Teoremleri	7
2.2.1. Helmholtz Teoremi 1	7
2.2.2. Helmholtz Teoremi 2	7
2.2.3. Helmholtz Teoremi 3	7
2.2.4. Helmholtz Teoremi 4	8
2.3. Kanat Etrafındaki Akımın Modellenmesi	8
2.3.1. Lanchester-Prandtl Taşıyıcı Çizgi Modeli	8
2.3.2. Biot-Savart Kanunu	9
2.3.3. Aşağı Sapma Açısı	11
2.4. Taşımanın Hücüm Açısıyla Lineer Değiştiği Bölgede Kanat Parametreleri	13
2.4.1. Sirkülasyon Dağılımı Bilinen Kanadın Taşıma Katsayısının Hesaplanması	13
2.4.2. İndüklenmiş Sürüklenme Katsayısının Hesaplanması	14
2.4.3. Eliptik Yük Dağılımına Sahip Kanat	14
2.4.4. Genel Yük Dağılımına Sahip Kanat	17
2.4.5. Kanat Geometrisiyle Sirkülasyon Arasındaki İlişki	20
3. KANAT PARAMETRELERİNİN HESABI İÇİN İTERATİF YÖNTEM	23
3.1. Giriş	23
3.2. İteratif Yöntem	23
4. YAZILIM	28

5. UYGULAMALAR	43
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	50
KAYNAKLAR	52
ÖZGEÇMİŞ	53



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1 : Kanat Üzerinde Akım Kaçmasının Oluşumu.....	4
Şekil 2.2 : Kaçma Girdabının Oluşumu.....	5
Şekil 2.3 : Kanat Ucu Girdabı.....	5
Şekil 2.4 : Bağlı Girdap.....	6
Şekil 2.5 : Kanadı Modellemekte Kullanılan At Nalı Girdabı.....	6
Şekil 2.6 : Girdabın Dallanması.....	7
Şekil 2.7 : At Nalı Girdaplarından Oluşmuş Kanat.....	9
Şekil 2.8 : Girdap Tüpünün Hız İndüklemesi.....	10
Şekil 2.9 : Aşağı Sapma Sonucu İndüklenmiş Sürüklenme.....	12
Şekil 2.10 : İndüklenmiş Sürüklenmeyle Aşağı Sapma Hızı Arasındaki İlişki..	13
Şekil 2.11 : Profil Taşıma Katsayısının İki Boyutlu Haliyle Üç Boyutlu Hali Arasındaki İlişki.....	20
Şekil 3.1 : Simpson Kuralı.....	24
Şekil 3.2 : Parabolik Yaklaşım.....	25
Şekil 4.1 : Programın Ana Penceresi.....	28
Şekil 4.2 : Dosya Menüsü.....	29
Şekil 4.3 : Profil Menüsü.....	29
Şekil 4.4 : Profil Bilgi Dosyaları Penceresi.....	30
Şekil 4.5 : Kanat Menüsü.....	31
Şekil 4.6 : Kanat Planformu Penceresi.....	32
Şekil 4.7 : Burulma Bilgisi Penceresi.....	33
Şekil 4.8 : Parabolik Değişimle Burulma Anlayışı.....	34
Şekil 4.9 : Dizayn Menüsü.....	36
Şekil 4.10 : Dizayn Parametreleri Penceresi.....	36
Şekil 4.11 : Dizayn Esnasında Taranan Planform Bölgesi.....	38
Şekil 4.12 : Analitik Olarak Maksimum Finesin Tesbiti.....	38
Şekil 4.13 : Parametre Menüsü.....	40
Şekil 4.14 : İterasyon ve Çizim Parametreleri Penceresi.....	41
Şekil 5.1 : NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan Burulmasız Bir Kanadın Taşıma Katsayısı Eğrisi.....	43
Şekil 5.2 : NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan Burulmasız Bir Kanadın İndüklenmiş Sürüklenme Katsayısı Eğrisi.....	44
Şekil 5.3 : NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan Burulmasız Bir Kanadın 4° Hücum Açısındaki Sirkülasyon Eğrisi.....	44

Şekil 5.4	: NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan Burulmasız Bir Kanadın 4° Hücüm Açısındaki Sirkülasyon Eğrisinin Hem Anderson' un Yöntemiyle Hemde Fourier Katsayıları Yöntemiyle Üst Üste Çizdirilmesi.....	45
Şekil 5.5	: NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan Burulmasız Bir Kanadın Poler Eğrisi.....	45
Şekil 5.6	: Dikdörtgen Planformlu, R.A.F. 15 Profilinden İmal, AR=6 Olan, Burulmasız Bir Modelin NACA Raporuyla "LiftLine" Programından Elde Edilen Sonuçların Karşılaştırılması.....	46
Şekil 5.7	: Örnek Olarak Dizayn Edilen Bir Kanat.....	47
Şekil 5.8	: Örnek Olarak Dizayn Edilen Diğer Bir Kanat.....	47



SEMBOL LİSTESİ

Γ	: Sirkülasyon
Γ_0	: Kanat Ortasındaki Sirkülasyon
U_∞	: Serbest Akım Hızı
U_e	: Kesit Profiline Etkiyen Efektif Akım Hızı
v	: Tek Kaçma Girdabının Oluşturduğu Aşağı Sapma Hızı
w	: Tüm Kanadın Oluşturduğu aşağı Sapma Hızı
ρ	: Hava Yoğunluğu
ε	: Akımın Aşağı Sapma Açısı
α	: Serbest Akımın Hücum Açısı
α_e	: Kesit Profiline Etkiyen Efektif Hücum Açısı
L	: Taşıma Kuvveti
L_e	: Efektif Taşıma Kuvveti
D	: Sürüklenme Kuvveti
D_i	: İndüklenmiş Sürüklenme Kuvveti
C_L	: Taşıma Katsayısı
C_{Di}	: İndüklenmiş Sürüklenme Katsayısı
S	: Kanat Alanı
A_1	: Fourier Serisinin İlk Katsayısı
b	: Kanat Açıklığı
AR	: Kanat Açıklık Oranı
c_0	: Kök Veter
a_∞	: Profilin İki Boyutlu Haldeki Taşıma Katsayısı Eğrisi Eğimi

TUTUNMA KAYBI ÖNCESİ VE SONRASI HÜCUM AÇILARINDA 3 BOYUTLU KANATLARIN ANALİZİ

ÖZET

Bu çalışmada Taşıyıcı Çizgi Teorisi kullanılarak 3 boyutlu kanatların tasarımını ve tasarım dışı şartlarda analizini gerçekleştiren grafik arayüzlü bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Çalışmanın ana mantığı kanadın etrafından geçen hava akımında uçuş doğrultusuna nazaran oluşan aşağı sapma açısını hesaplamaktır. Bu açı kullanılarak bir iterasyon oluşturulmuştur. Hesaplanan aşağı sapma açısından faydalanılarak kanadın profilinin iki boyutlu karakteristikleri ve taşıma denklemiyle yeniden bir sirkülasyon dağılımı hesaplanmıştır. Bu durum %1 oranında yeni hesaplanan değerler değişmeyene kadar devam ettirilmiştir. Sirkülasyonon belirli bir yakınlıkta hesaplanabilmesinin ardından bu sirkülasyon dağılımı kullanılarak üç boyutlu kanadın performans parametreleri hesap edilmiştir.

ANALYSIS OF 3 DIMENSIONAL WINGS BELOW AND ABOVE STALL

ABSTRACT

In this study using the Lifting Line Theory some computer programs which can include calculation of above view with graphical interface have been developed for 3 dimensional wings. The base part of the study is to calculate the down wash angle of the free air velocity below the wing. Using this angle an iteration has been developed so circulation on the wing can be calculated from profile characteristics and lifting formula. So recalculation of the dawn wash angle of the air below the wing has been processed. After a particular times of iteration the values of the recalculated circulation has been checked for 1% change. If it's in the limit, calculation of the performans parameters of the three dimensioal wing has been calculated using this circulation.

1. GİRİŞ

Bir uçağın en önemli ve vazgeçilmez elemanının kanadı olduğu malumdur. Nitekim, uçakların gelişimi sürecinde üzerinde en çok araştırma yapılan eleman da kanat olmuştur. Motorlu uçuş öncesi dönemlerde insanların veya araçların uçması için kuş kanatları taklit edilmekle yetinilmiş iken, geçtiğimiz yüzyılın başlarından itibaren, motorlu uçuşla birlikte alışlagelmiş kanatlar üzerinde çok sayıda deneysel ve teorik çalışma yapılmaya başlanmıştır [1].

Motorlu uçuş döneminin başlarında basit dikdörtgensel üst görünümlü ve çift yüzeyli kanatlar kullanılırken daha ziyade kanat kesit yapısının geliştirilmesine çalışıldığı dikkati çekicidir. Ancak 1930 lu yıllara gelindiğinde kesit profili yanında kanat üst görünüm şeklinin de önemli olduğu fark edilmeye başlanmıştır. Bu konudaki gelişimlerde, ilk olarak Munk tarafından ortaya atılan ve daha sonra Lanchester ve Prandtl tarafından geliştirilen taşıyıcı çizgi teorisinin payı büyüktür [2,3,4].

Günümüzde bilgisayar imkanlarının çok ileri derecede artması, sayısal çözüm tekniklerinin son derece gelişmiş olması, şüphesiz, kanat tasarımı ve analizi konusunu da son derece ileri noktalara getirmiştir. Düşük ve orta hızlarda panel yöntemleri ve sınır tabaka çözüm teknikleri sıkıştırılabilme düzeltmesi teknikleriyle birlikte kullanılarak düşük ve orta hızlı uçakların kanatlarına ilişkin bir çok problem iyi bir yaklaşıklıkla çözümlenebilmektedir. Yüksek sesaltı, transonik ve süpersonik hızlarda ise Navier-Stokes denklemleri veya basitleştirilmiş versiyonları sonlu farklar, sonlu hacimler ve sonlu elemanlar gibi tekniklerle çözümlenerek kanat analizi yapılabilmektedir. Ayrıca bu yöntemleri gelişmiş optimizasyon teknikleriyle birleştirerek kanat tasarımlarını geliştirmeyi amaçlayan bir çok çalışma literatürde gözükmeye başlamıştır [3]. Ancak bütün bu gelişmiş yöntemlere rağmen kanat etrafındaki ayrılmış akımların hesaplanmasında halen zorluklar mevcuttur. Bunun yanında, sözü edilen bu gelişmiş çözüm teknikleri ön tasarım hesapları için fazla pahalı ve zaman alıcı yöntemler olarak nitelendirilebilir.

Lanchester-Prandtl taşıyıcı çizgi teorisi basit bir yaklaşım olmakla birlikte üç-boyutlu bir kanadın etrafındaki akımın temel niteliklerini iyi sayılabilecek bir şekilde temsil edebilmektedir. Ayrıca iki-boyutlu deneysel verilerden yararlanabilmek mümkün olup, bu nedenle de hayli tatminkar sayılabilecek sonuçlar verebilmektedir. Bu teoriyi bir çok araştırmacı, taşımanın hücum açısıyla lineer değiştiği bölgede kullanarak daha ziyade ideal kanat üst görünümünü elde etmeye çalışmışlardır. Nitekim, eliptik üst görünümlü, eliptik yük dağılımına sahip kanatlar bu çabaların bir sonucudur. Esas itibariyle iki-boyutlu verilerden yararlanan bu teoriden, taşımanın lineerlikten ayrılmaya başladığı tutunma kaybı öncesi ve tutunma kaybı sonrası hücum açıları da yararlanmak mümkündür. Bir uçağın tasarım şartları dışında da çalışmak zorunda olduğu ve tasarım dışı şartlarda kanat performansının bilinmesine gereksinim duyulduğu hatırlanırsa bu hususun ne kadar önemli olduğu ortaya çıkmaktadır. Kanatların tasarım dışı şartlarda analizine imkan veren bir yöntem Anderson ve arkadaşları [5] tarafından geliştirilmiştir.

Günümüzde gelişmiş ülkelerde uçak endüstrisi son derece ileri düzeylere erişmiş olup, devasa uçak üretim firmaları yukarıda sözü edilen gelişmiş analiz ve tasarım yöntemlerini çok etkin biçimde kullanmaktadırlar. Aynı ülkelerde büyük firmalar yanında orta ve küçük ölçekte firmalar da bir şekilde uçak üretimine katılmaktadırlar. Hatta binlerce insan amatör çabalarla evlerinde uçak tasarlamaya, imal etmeye ve daha sonra da imal ettikleri uçaklarla uçmaya çalışmaktadırlar. Benzeri çabalar, gelişmekte olan bazı ülkelerde daha küçük boyutlarda da olsa gözlenmektedir. Bütün bunlar yanında dünyanın çeşitli ülkelerinde yüz binlerce insan model uçak tasarlamaya, imal edip uçurmaya çalışmaktadır. İşte bu küçük ölçekli firmalarla amatör tasarımcıların çalışmalarına destek olacak, kolay anlaşılabilir ve kullanılabilir ön tasarım hesap araçlarına bir gereksinim doğduğu anlaşılmaktadır. Nitekim bu yöndeki bazı çalışmalara internet ortamında rastlanmaya başlanmıştır. Ülkemiz gibi insanların havacığa meraklı olduğu, ancak, bilgi üretiminin ve bilgiye ulaşmanın zor olduğu ülkelerde bu gibi imkanlara olan gereksinim fazlasıyla hissedilmektedir.

Bu tez çalışmasında üç-boyutlu kanat tasarım ve analizi problemi özellikle ön tasarım çalışmalarına destek olmak anlamında ele alınmış olup model olarak taşıyıcı çizgi modeli seçilmiştir. Tasarımcıların kolaylıkla kullanabileceği etkileşimli bir bilgisayar programı geliştirilmesi amaçlanmıştır. Böyle bir programla tasarımcı

ihtiyacına uygun bir üç-boyutlu kanat şeklini tasarım-şartlarında elde etmekle kalmayacak, ayrıca tasarım dışı şartlarda (uçanın, iniş, kalkış vb. gibi manevraları sırasında) kanadın performansını hesaplayabilecektir.

Tez çalışmasının ikinci bölümünde üç-boyutlu bir kanadın etrafındaki akımın tipik fiziksel yapısı tanıtılmakta, bu fiziksel yapının taşıyıcı çizgi teorisi kapsamında atnalı girdaplarıyla nasıl modellenebileceği izah gösterilmektedir. Eliptik ve genel yük dağılımları ele alınarak performans hesabının nasıl yapılabileceği izah edilmekte, taşımanın hücum açısı ile lineer değiştiği bölge dahilinde kanat geometrisi ile yük dağılımı arasında nasıl ilişki kurulup verilen bir geometrinin ortaya koyacağı yük dağılımının nasıl hesaplanabileceği açıklanmaktadır.

Tezin üçüncü bölümünde Anderson ve arkadaşları [5] tarafından geliştirilen bir iteratif yöntem izah edilerek non-lineer taşıma bölgesinde analizin nasıl yapılabilceği açıklanmaktadır.

Dördüncü bölümde taşıyıcı çizgi teorisi ve iteratif yöntem kullanılarak bir kanadın tasarımını ve dizayn dışı şartlarda analizini yapma amacına yönelik olarak bu tez kapsamında geliştirilen bilgisayar programının tanıtılmasına ayrılmıştır.

Geliştirilen programa ilişkin bazı uygulamalara ise beşinci bölümde yer verilmiştir.

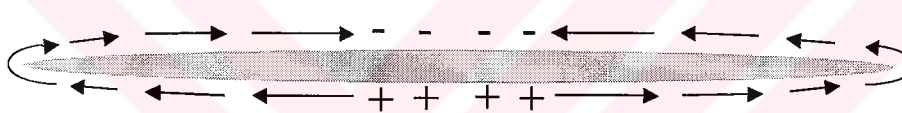
Tezin son bölümünde ise bu çalışmadan sağlanan yararları yer verilerek, daha ileri çalışmalar için tavsiyeler sunulmuştur.

2. ÜÇ BOYUTLU KANAT ETRAFINDAKİ AKIM

2.1. Temel Kavramlar

2.1.1. Akım Kaçması

Taşıma kuvveti oluşturan bir kanatta mutlaka kanadın alt yüzeyindeki basıncın üst yüzeye nazaran daha büyük olması nedeni ile hava üst yüzeye doğru kaçmak isteyecektir. Ancak bunu kanadın ne hücum kenarından ne de firar kenarından yapabilmesi mümkündür. Dolayısıyla kanat uçlarında alt yüzeyden üst yüzeye doğru bir akım söz konusu olacaktır (Şekil 2.1). Bu olaya akım kaçması denir [3,4].



Şekil 2.1 : Kanat üzerinde Akım Kaçmasının Oluşumu

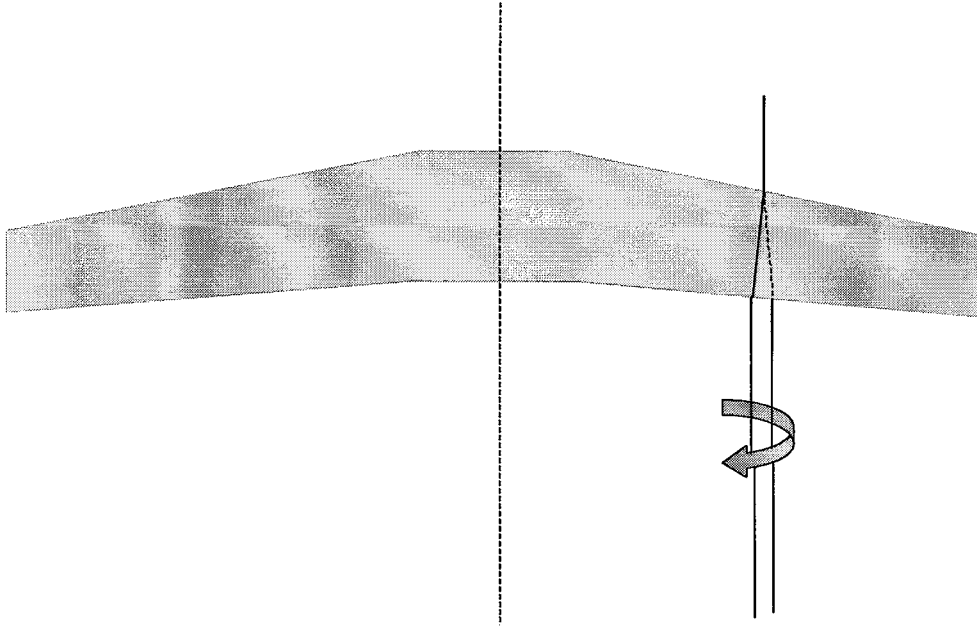
2.1.2. Kaçma Girdabı

Akım Kaçması sebebiyle kanadın üst yüzeyindeki akım kanat ortasına doğru saparken alt yüzeydeki akım da kanat ucuna doğru sapacaktır. İki komşu akım çizgisinin hücum kenarından birisi alt yüzeyde birisi de üst yüzeyde hareket edecek şekilde ayrıldığını düşünürsek bunlardan üst yüzeyde hareket eden kanat ortasına yaklaşmış ve alt yüzeyde hareket eden de kanat ucuna doğru yaklaşmış olarak firar kenarına ulaşacaklardır. İşte bu durum firar kenarında ucu sonsuza uzanan bir girdap doğmasına neden olacaktır (Şekil 2.2). Bu girdap Kaçma Girdabı olarak adlandırılır [3,4].

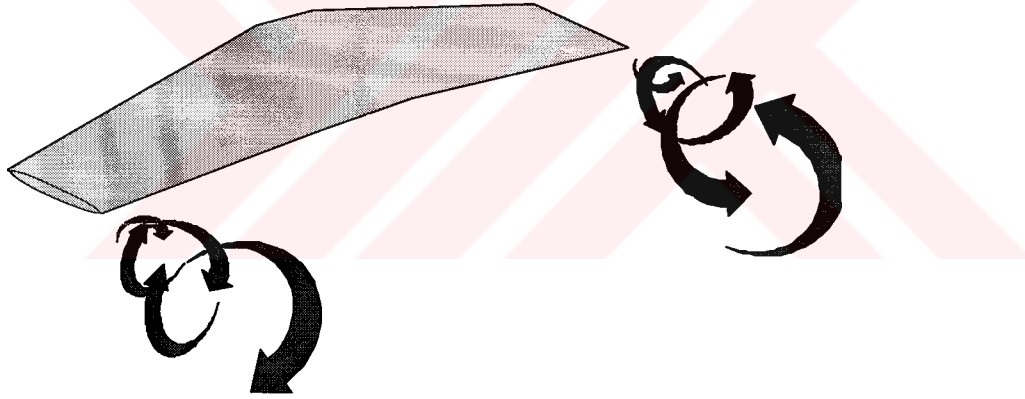
2.1.3. Kanat Ucu Girdabı

Kaçma Girdapları kanadın firar kenarı boyunca her noktada oluşmakta ve kanadın arkasında belirli bir mesafede birleşerek kanadın her iki yarısı için kanat uçları

hızasında birer büyük girdap oluşturmaktadırlar (Şekil 2.3). Bu girdaba da Kanat Ucu Girdabı denmektedir [3,4].



Şekil 2.2 : Kaçma Girdabının oluşumu



Şekil 2.3 : Kanat Ucu Girdabı

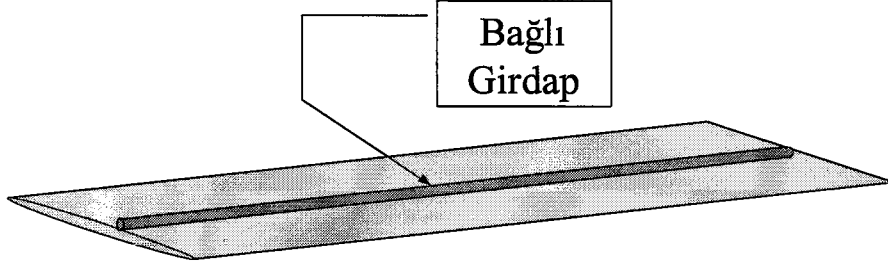
2.1.4. Bağlı Girdap

Bağlı girdap, kanadın açıklığı boyunca yer aldığı düşünülen ve kanadın oluşturduğu taşımayı sağlayacak şiddette bir girdap çizgisidir.

Sonsuz açıklıklı bir kanat, şiddeti ekseni boyunca değişmeyen bir tek bağlı girdapla temsil edilebilir. Ancak benzeri bir bağlı girdap, sonlu açıklığa sahip bir kanadı temsil etmek üzere düşünülürse (Şekil 2.4) iki önemli sorun çıkar. Bir kere bu bağlı girdabın uçları kanat uçlarında açık olacağından dağılarak bozulur [4]. İkinci olarak,

üç-boyutlu kanadın taşınması açıklığı boyunca değişeceğinden sabit şiddete sahip bir bağlı girdapla temsil edilemez.

Ancak, bir sonraki konuda ele alınacağı gibi bağlı girdap At Nalı Girdabının bir parçası olarak diğer girdaplarla birlikte düşünülerek bu sorunlar giderilir.

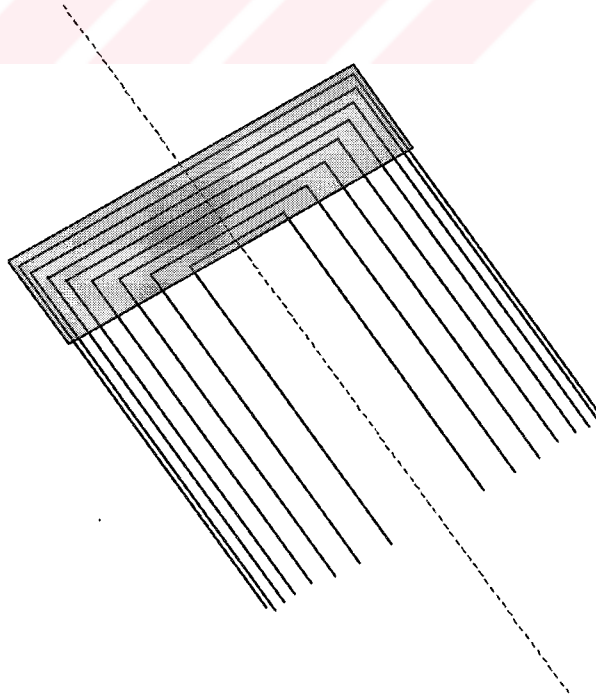


Şekil 2.4 : Bağlı Girdap

2.1.5. Atnalı Girdabı

Bağlı Girdapların uçlarında 90 derece açı yaparak kanadın gerisine doğru ilerleyip sonsuza uzanan kaçma girdaplarının var olduğu düşüncesiyle ortaya çıkan "U" şeklindeki girdaplardır.

Kanadın Şekil 2.5 de görüldüğü gibi iç içe birçok At Nalı Girdabından oluştuğu düşünülerek bir matematik model geliştirmek de mümkün olmaktadır [4].



Şekil 2.5 : Kanadı Modellemekte kullanılan At Nalı Girdapları

2.2. Helmholtz Teoremleri

Temel olarak girdaplar hakkında bilgi sahibi olabilmek için sadece farklı tiplerdeki girdapları bilmek yeterli değildir. Bunun yanında girdap karakteristiği ile ilgili olarak da bazı bilgilere ihtiyaç vardır. Genel olarak girdapların hangi karakterde hareket ettiğine ilişkin Helmholtz Teoremleri [3,4] dört başlık altında özetlenebilir.

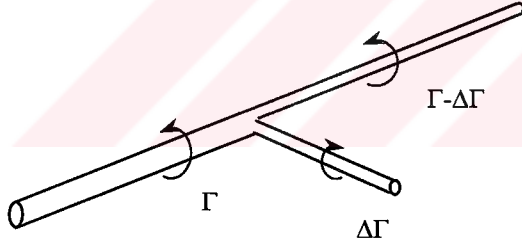
2.2.1. Helmholtz Teoremi 1

Bir akışkan hareketinin öteleme, çevri ve şekil değiştirme olaylarından hepsini yada bazılarını içerebileceğini belirtir [4].

2.2.2. Helmholtz Teoremi 2

Bir girdap tüpünün şiddeti kendi uzunluğu boyunca sabittir [3]. Bu teoremden şu sonucu çıkarabiliriz;

Bir girdabın iki noktasında şiddeti farklı ise bu iki nokta arasında mutlaka şiddet farkı kadar bir şiddete sahip girdap dallanması olmalıdır [4]. Bakınız Şekil 2.6.



Şekil 2.6 : Girdabın Dallanması

2.2.3. Helmholtz Teoremi 3

Bir girdap tüpü daima aynı akışkan zerrecelerini ihtiva eder [4]. Başka bir deyişle bir girdap tüpü bir akışkan içinde başlayamaz ya da bitemez, kapalı bir şekil oluşturmak ya da sonsuza uzanmak zorundadır [3].

2.2.4. Helmholtz Teoremi 4

Girdabın şiddeti akışkan içerisindeki hareketi esnasında daima sabit kalır. Girdabı oluşturan akışkan, girdap oluşumunu devam ettirecek şekilde devamlılık gösterir ve girdap tüpünün şiddeti akışkan içerisinde sabit kalır [3,4].

2.3. Kanat etrafındaki Akımın Modellenmesi

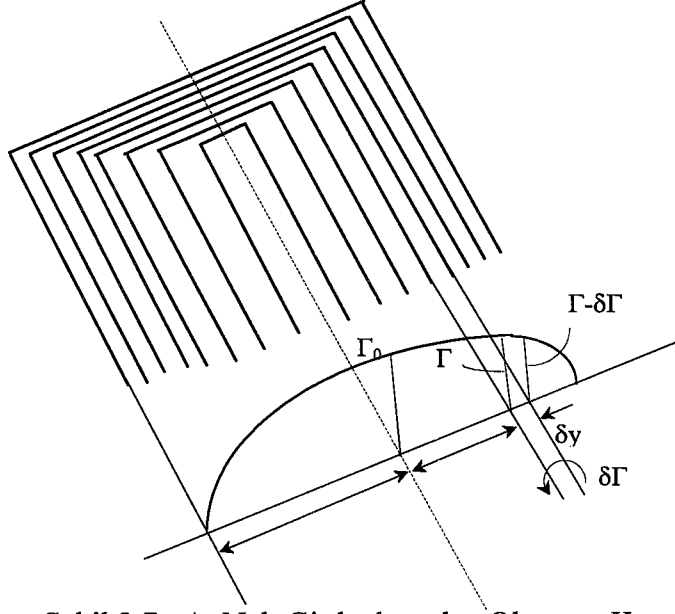
2.3.1. Lanchester-Prandtl Taşıyıcı Çizgi Modeli

Kanat profili etrafındaki akımın modellenmesinde kullanılan klasik Lanchester-Prandtl taşıyıcı çizgi modelinde kanat gerisindeki kaçma girdaplarının kanat uçuş doğrultusunda sonsuza kadar uzandıkları ve uç girdabı oluşturmadıkları kabul edilir. Kanat ve kaçma girdapları sonsuz sayıda at nalı girdaplarıyla modellenir. Atnalı girdaplarının kanat konumundaki kısımları bağlı girdaplar olup bu girdapların toplam şiddeti kanadın bu kesiti etrafında yaratılan sirkülasyon şiddetine eşittir. Bu sirkülasyon şiddeti ile kanadın bu kesitinin sağladığı taşıma kuvveti arasında da Lanchester-Joukowski taşıma kanunu diye bilinen direkt bir ilişki vardır [3]:

$$l = \rho U_{\infty} \Gamma \quad (2.1)$$

Simetrik bir uçuş halinde kanadın orta kesitinde bağlı girdapların toplam şiddeti en büyük olduğundan kanadın taşıma kuvveti kanat ortasında en büyük değerini alır. Kanat uçlarına doğru gidildikçe ise bağlı girdapların toplam şiddeti azalacağından taşıma kuvveti kanat uçlarında sıfır olacaktır (Şekil 2.7).

Bağlı girdapların toplam şiddetinin kanat açıklığı boyunca değişimi ile kaçma girdaplarının şiddetleri arasında bir ilişki kurmak mümkündür. Açıklık boyunca eksene "y" ve bağlı girdapların toplam şiddetine Γ denilirse, açıklık doğrultusundaki bir δy yer değiştirmesine karşılık sirkülasyon $\delta \Gamma$ kadar değişecektir. Tabii ki bu durum δy aralığında şiddeti $\delta \Gamma$ olan bir girdap dallanmasına işaret edecektir. Bu dallanan girdap da doğal olarak kaçma girdabıdır ve sonsuza uzanmaktadır [4].



Şekil 2.7 :At Nalı Girdaplarından Oluşmuş Kanat

Eğer kanat açıklığı boyunca sirkülasyon şiddeti $f(y)$ gibi bir fonksiyonla gösterilirse δy aralığındaki kaçma girdabının $\delta\Gamma$ şiddeti için

$$\delta\Gamma = -\frac{df}{dy}\delta y = -f'(y)\delta y \quad (2.2)$$

ifadesi yazılabilir.

2.3.2. Biot-Savart Kanunu

Üç boyutlu bir kanadın meydana getirdiği aşağı sapma hızının hesaplanmasında girdap hareketiyle ilgili olarak diğer önemli nokta Biot-Savart kanunudur.

Bu kanun aslında bilindiği üzere içerisinde akım geçen bir iletkenin etrafında oluşturduğu manyetik alana ilişkin bir kanundur. Ancak bu durum bir girdap tüpünün sahip olduğu şiddetle etrafında indüklediği akım hızı arasındaki ilişkiyle özdeştir.

Bu kanuna göre indüklenen hız alanı diferansiyel formda aşağıdaki gibi verilir [3].

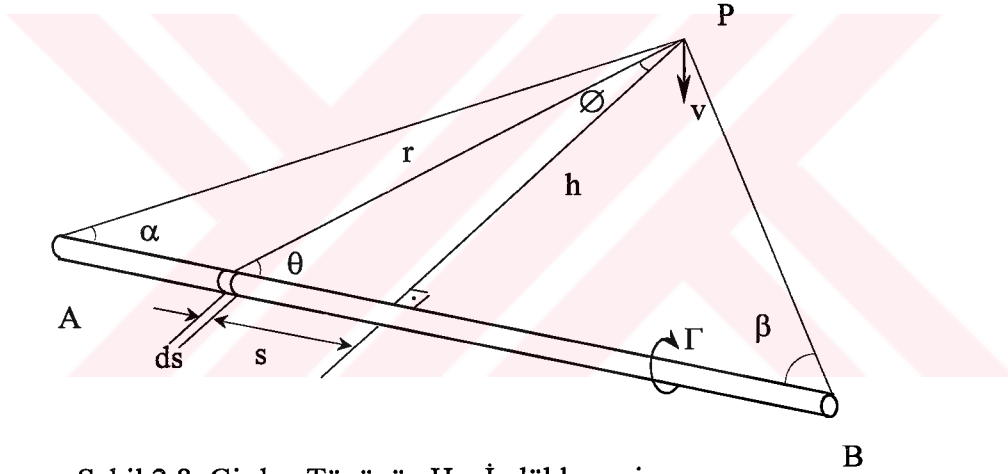
$$\Delta v = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{ds \times (r_0 - r_1)}{|r_0 - r_1|^3} \quad (2.3)$$

Burada r_0 büyüklüğü P noktasının orijine olan uzaklık vektörü, r_1 ise ds girdap parçasının orijine olan uzaklık vektörüdür. Γ şiddetine sahip doğrusal bir girdap tüpünün δs uzunluğundaki bölümünün kendisinden r kadar uzaklıkta indükleyeceği hız için bu bağıntı

$$\delta \vec{v} = -\frac{\Gamma}{4\pi r^3} \delta \vec{s} \wedge \vec{r} \quad (2.4)$$

şeklinde yazılabilir [4]. Bu ifadedeki vektörel çarpımın değeri, $\vec{n}$ yön belirten birim vektör olmak üzere $\delta \vec{s} \wedge \vec{r} = \vec{n} \cdot |\delta s| \cdot |r| \cdot \sin \theta$ olup, vektör yönünün kanat düzleminden aşağıya doğru olduğunun akılda tutulması kaydıyla hız için aşağıdaki ifadeye ulaşılır:

$$dv = \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \cdot ds \cdot \sin \theta \quad (2.5)$$



Şekil 2.8 :Girdap Tüpünün Hız İndüklemesi.

Şekil 2.8 'de görüldüğü gibi A-B genişliğindeki bir girdap tüpünün uzağındaki bir P noktasında indükleyeceği hız için yukarıdaki bağıntı integre edilerek

$$v = \int_A^B \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \sin \theta \cdot ds \quad (2.6)$$

elde edilir. Bu integralin çözümü için

$$\sin \theta = \cos \phi \quad (2.7)$$

$$r = h / \cos \phi \quad (2.8)$$

$$s = h \cdot \text{Tg}\phi \rightarrow ds = (h / \text{Cos}^2\phi) \cdot d\phi \quad (2.9)$$

değişken dönüşümleri yapılarak,

$$v = \frac{\Gamma}{4\pi h} \int_{\phi_A}^{\phi_B} \text{Cos}\phi \cdot d\phi = \frac{\Gamma}{4\pi h} (\text{Sin}\phi_B - \text{Sin}\phi_A) \quad (2.10)$$

veya Şekil 2.8 üzerinde belirtilen açılar kullanılarak,

$$v = \frac{\Gamma}{4\pi h} (\text{Cos}\beta + \text{Cos}\alpha) \quad (2.11)$$

elde edilir.

2.3.3. Aşağı sapma açısı

Yukarıdaki çözüm sonsuz uzun doğrusal bir girdabın indüklemelerini vermektedir. Kanat gerisindeki kaçma girdaplarının kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesit üzerindeki yarattıkları etkiyi hesaplamak için B noktası sonsuzda düşünülerek yarı sonsuz bir girdap hali ele alınmalıdır. Bu durumda P noktası da kanat hizasında olup, α açısı 90° ve β açısı da 0° olacaktır. Böylece (2.11) eşitliği

$$v = \frac{\Gamma}{4\pi h} \quad (2.12)$$

şekline gelir. Hatırlanacağı gibi kanat üzerindeki sirkülasyon dağılımı $f(y)$ gibi bir fonksiyonla ifade edildiği takdirde firar kenarındaki bir kaçma girdabının şiddeti için (2.2) formülünde

$$\delta\Gamma = -\frac{df}{dy} \delta y = -f'(y) \delta y \quad (2.2)$$

yazılmıştı. Bu durumda bir tek kaçma girdabının kanat üzerinde indükleyeceği hız için;

$$v_P = \frac{-f'(y)}{4\pi(y - y_P)} \delta y \quad (2.13)$$

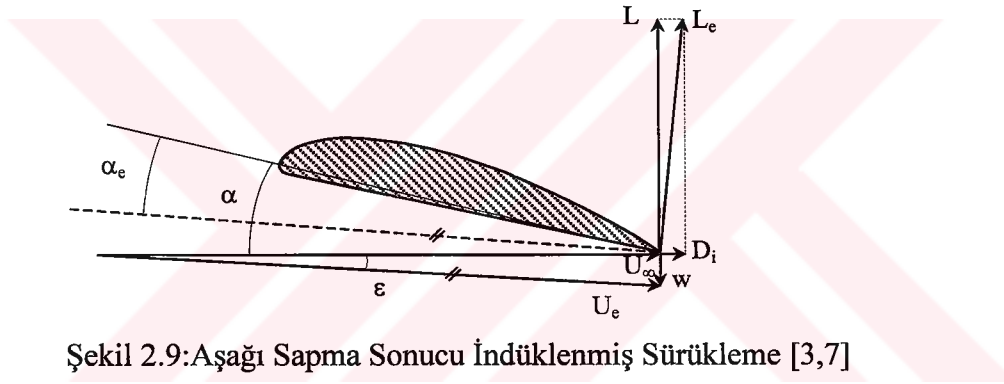
yazılabilir. P noktası kanat üzerinde düşünülduğünden burada h yerine $(y-y_P)$ ifadesi gelmiştir. y kaçma girdabının kanat açıklığı boyunca konumu, y_P ise P noktasının kanat açıklığı boyunca konumudur.

Kanat gerisindeki bütün kaçma girdaplarının P noktasındaki etkisini hesaplamak için (2.13) ifadesinin açıklık boyunca integrali alınırsa P noktasındaki indüklenen toplam aşağı sapma hızı w için

$$w_P = \frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{-f'(y)}{y - y_P} dy \quad (2.14)$$

bulunur.

Aşağı sapma hızları için bulunan yukarıdaki bağıntıyı kullanarak aşağı sapma açıları için de benzeri bir bağıntı bulmak mümkündür.



Şekil 2.9:Aşağı Sapma Sonucu İndüklenmiş Sürüklenme [3,7]

Üç boyutlu bir kanadın açıklığı boyunca alınmış bir kesiti için önemli doğrultular Şekil 2.9 da gösterilmiştir. Burada α_e kesitin efektif hücum açısını, α uçuş doğrultusu ile veter doğrultusu arasındaki geometrik hücum açısını, ε ise hava akımının aşağı sapma açısını göstermektedir. Şekildeki geometriden aşağı sapma açısı için

$$\varepsilon = \tan^{-1} \frac{w}{U_\infty} \cong \frac{w}{U_\infty} \quad (2.15)$$

yazılabilir. Böylece bu ifade aşağı sapma hızı ifadesiyle birleştirilerek

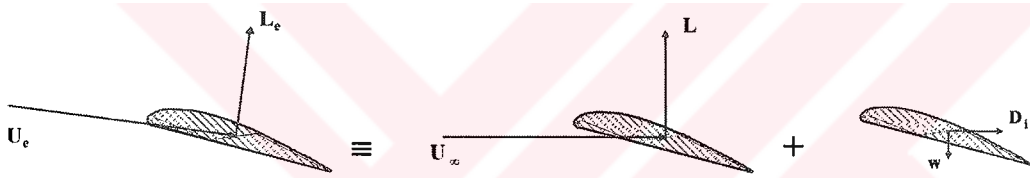
$$\varepsilon_P = \frac{1}{4\pi U_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{-f'(y)}{y - y_P} dy \quad (2.16)$$

bulunur.

2.4. Taşımanın Hücum Açısıyla Lineer Değiştiği Bölgede Kanat Parametreleri

2.4.1. Sirkülasyon dağılımı bilinen kanadın taşıma katsayısının hesaplanması

Lanchester-Joukowski taşıma kanununa göre, viskoz olmayan bir akıma maruz üç boyutlu bir kanadın açıklığı boyunca alınan herhangi bir kesitine, Şekil 2.10' da görüldüğü gibi, etken akım doğrultusuna dik doğrultuda bir aerodinamik kuvvet etkir. Bu akım için süperpozisyon ilkesi geçerli olup etken akım hızı, uçuş doğrultusundaki bir akım hızı (uçuş hızı) ile aşağı doğru bir akım hızının (aşağı sapma hızının) bileşkesi şeklinde düşünülebilir. Kesit profilinin bu hızlardaki akımlara maruz kaldığı halleri bağımsız olarak ele alınabilir ve bu şekilde elde edilen sonuçları süperpoze etmek mümkündür.



Şekil 2.10:İndüklenmiş Sürüklemeye Aşağı Sapma Hızı Arasındaki İlişki

Bu durumda kesit profilinin uçuş hızına eşit hızdaki bir akıma maruz kaldığının düşünülmesi halinde bu akım doğrultusuna dik doğrultuda etkiyen kuvvet taşıma kuvveti olup bu kuvveti kesit etrafındaki sirkülasyona bağlayan bağıntı daha önce (2.1) ile verilmişti. Açıklığı boyunca sirkülasyon dağılımının bilindiği varsayılan bir kanadın taşıma kuvveti (2.1) bağıntısı açıklık boyunca integre edilerek

$$L = \rho U_{\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (2.17)$$

şeklinde ve taşıma katsayısı da

$$L = \frac{1}{2} \rho C_L U_{\infty}^2 S \quad (2.18)$$

bağıntısı kullanılarak

$$C_L = \frac{2}{U_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (2.19)$$

şeklinde hesaplanabilir.

2.4.2. İndüklenmiş sürüklenme katsayısının hesaplanması

Kanat kesitinin bir defa da aşağı sapma hızına eşit hızdaki bir akıma maruz kaldığı düşünülürse bu akım doğrultusuna dik doğrultudaki kuvvet bu defa uçuş doğrultusunda ama uçuş yönüne zıt yönde olup, indüklenmiş sürüklenme kuvveti adını alır [3,4]. Yine Lanchester-Joukowski kanunu yardımıyla bu kuvvet aşağı sapma hızına ve kesit etrafındaki sirkülasyona bağlanabilir. Kesite etkiyen kuvvet kanat açıklığı boyunca integre edilerek kanadın indüklenmiş sürüklenme kuvveti

$$D_i = \rho \int_{-b/2}^{b/2} w(y) \Gamma(y) dy \quad (2.20)$$

şeklinde, ve ayrıca

$$D_i = \frac{1}{2} \rho C_{D_i} U_\infty^2 S \quad (2.21)$$

bağıntısı kullanılarak indüklenmiş sürüklenme katsayısı

$$C_{D_i} = \frac{2}{U_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{w(y)}{U_\infty} \Gamma(y) dy \quad (2.22)$$

şeklinde bulunur. Ayrıca aşağı sapma açısı için bulunan

$$\frac{w(y)}{U_\infty} \cong \varepsilon(y) \quad (2.15)$$

bağıntısı kullanılarak indüklenmiş sürüklenme katsayısı aşağı sapma açısı cinsinden

$$C_{D_i} = \frac{2}{U_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \varepsilon(y) \Gamma(y) dy \quad (2.23)$$

şeklinde hesaplanabilir [3,4]. Aşağı sapma açısı (2.16) formülüyle hesaplanabilir.

2.4.3. Eliptik yük dağılımına sahip kanat

Bir kanadın açıklığı boyunca yük dağılımının eliptik olması (2.1) ifadesine göre sirkülasyonun da eliptik dağılması gereğini ortaya koyar. "y" açıklığı boyunca eliptik sirkülasyon dağılımı ise

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad (2.24)$$

şeklinde ifade edilebilir. Bu bağıntı (2.19) ifadesinde kullanılıp

$$y = -\frac{b}{2} \cos \theta \quad (2.25)$$

$$dy = \frac{b}{2} \sin \theta \quad (2.26)$$

değişken dönüşümü uygulanarak

$$C_L = \frac{b}{U_\infty S} \Gamma_0 \int_0^\pi \sin^2 \theta \cdot d\theta \quad (2.27)$$

ve gerekli işlemler yapılarak

$$C_L = \frac{b \Gamma_0 \pi}{2 U_\infty S} \quad (2.28)$$

bulunur.

Eliptik yük dağılımı halinde aşağı sapma hızını elde etmek için, sirkülasyonun türevi

$$\frac{d\Gamma(y)}{dy} = -\frac{2\Gamma_0 y}{b\sqrt{(b/2)^2 - y^2}} \quad (2.29)$$

aşağı sapma hızı için bulunan (2.14) bağıntısında kullanılarak

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{y}{\sqrt{(b/2)^2 - y^2} \cdot (y - y_p)} dy \quad (2.30)$$

elde edilir. İntegral içerisindeki ifade iki parçaya ayrılarak

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \left[\int_{-b/2}^{b/2} \frac{1}{\sqrt{(b/2)^2 - y^2}} dy + y_p \int_{-b/2}^{b/2} \frac{1}{\sqrt{(b/2)^2 - y^2} \cdot (y - y_p)} dy \right] \quad (2.31)$$

yazılabilir. İkinci integral "I" ile ifade edilip (2.25), (2.26) değişken dönüşümü kullanılarak

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \left[\int_0^\pi \frac{(b/2) \sin \theta \cdot d\theta}{(b/2) \sqrt{1 - \cos^2 \theta}} + y_p I \right] = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \left[\int_0^\pi d\theta + y_p I \right]$$

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} [\pi + y_p I] \quad (2.32)$$

bulunur. Eğer uçuş simetrikse "-y_p" noktası için yazılan ifade (2.32) ifadesine eşit olmalıdır.

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b\pi} [\pi - y_p I] \quad (2.33)$$

(2.32) ve (2.33) ifadelerinin birbirine eşitliği ancak "I" integralinin "0" olmasıyla mümkündür. Böylece eliptik yük dağılımı halinde aşağı sapma hızı için aşağıdaki ifadeye ulaşılmış olur:

$$w_p = \frac{\Gamma_0}{2b} \quad (2.34)$$

Burada aşağı sapma hızının sabit olduğu dikkati çekmektedir.

(2.22) ve (2.19) ifadeleri birleştirilerek düzenlenirse indüklenmiş sürüklenme katsayısı için

$$C_{D_i} = \frac{C_L}{U_\infty} \frac{\Gamma_0}{2b} \quad (2.35)$$

veya (2.28) ifadesinden Γ_0 ı çekilip burada yerine konarak,

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2 S}{b^2 \pi} \quad (2.36)$$

ifadesine ulaşılır. Bu ifade açıklık oranı cinsinden de

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (2.37)$$

şeklinde yazılabilir.

2.4.4. Genel yük dağılımına sahip kanat

Taşıma formülü birim açıklık için yazılarak (2.1) ifadesine eşitlenirse

$$\Gamma(y) = \frac{1}{2} C_L(y) U_\infty c(y) \quad (2.38)$$

bulunur. Bu ifade biraz değiştirilerek $m(y)$ gibi bir fonksiyona

$$\Gamma(y) = 2b U_\infty m(y) \quad (2.39)$$

$$m(y) = \frac{1}{4b} C_L(y) c(y) \quad (2.40)$$

şeklinde bağlanabilir. $m(y)$ fonksiyonu kanat kesit profilinin karakteristiğini yansıtan bir fonksiyondur. Ayrıca bu fonksiyona (2.25) ve (2.26) değişken dönüşümleri de uygulanırsa $m(\theta)$ gibi bir fonksiyon elde edilir ki bu $m(\theta)$ fonksiyonu bir Fourier Serisiyle aşağıdaki gibi ifade edilebilir [3,4]:

$$\Gamma(\theta) = 2b U_\infty \left[\sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) + \sum_{n=1}^{\infty} B_n \cos(n\theta) \right] \quad (2.41)$$

Kanat uçlarında sirkülasyonun sıfır olması gereği düşünülürse (2.41) ifadesindeki kosinüslü terimlerin katsayılarının sıfır olması gerektiği görülür. Böylece en genel yük dağılımı halindeki sirkülasyon için

$$\Gamma(\theta) = 2b U_\infty \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) \quad (2.42)$$

bağıntısı bulunur. Simetrik yük dağılımı halinde, kanat açıklığınca ele alınan herhangi bir noktadaki sirkülasyonun kanadın diğer yarısındaki simetrik konumda yer alan noktadaki sirkülasyona eşit olması gerekir. Bu durumda (2.42) bağıntısında çift sayı indisli terimlerin katsayılarının sıfır olacağı görülür.

En genel dağılım için bulunan (2.42) bağıntısı (2.19) ifadesinde (2.25) ve (2.26) değişken dönüşümleriyle birlikte kullanılarak

$$C_L = \frac{2b^2}{S} \int_0^\pi \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.43)$$

ve trigonometrik dönüşümler yapılarak,

$$C_L = \frac{b^2}{S} \sum_{n=1}^{\infty} A_n \int_0^{\pi} [\cos(n-1)\theta - \cos(n+1)\theta] d\theta \quad (2.44)$$

$$C_L = \frac{b^2}{S} \sum_{n=1}^{\infty} A_n \left[\frac{\sin((n-1)\theta)}{n-1} - \frac{\sin((n+1)\theta)}{n+1} \right]_0^{\pi} \quad (2.45)$$

elde edilir. Burada θ 'nın "0" ve " π " değerleri için toplam ifadesindeki n 'nin "1" değeri hariç bütün diğerlerinde terimler sıfır değerini alacaktır. Sadece n 'nin "1" değerinde bir belirsizlik söz konusudur. n "1" e giderken limit alınarak

$$\lim_{n \rightarrow 1} \frac{\sin((n-1)\theta)}{n-1} = \lim_{n \rightarrow 1} \frac{\theta \cos((n-1)\theta)}{1} = \theta \cos((1-1)\theta) = \theta$$

Ve böylece,

$$C_L = \frac{b^2}{S} A_1 [\theta]_0^{\pi} = \frac{b^2 A_1 \pi}{S} \quad (2.46)$$

bulunur. Bu ifade açıklık oranı cinsinden

$$C_L = \pi A_1 AR \quad (2.47)$$

şeklinde yazılabilir.

(2.14) ifadesine (2.25) ve (2.26) değişken dönüşümünü uygulanarak.

$$w_p = \frac{1}{2\pi b} \int_0^{\pi} \frac{-\Gamma'(\theta)}{\cos\theta - \cos\theta_p} d\theta \quad (2.48)$$

ve burada sirkülasyon dağılımı için verilen (2.42) ifadesinin

$$\Gamma'(\theta) = 2bU_{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} nA_n \cos(n\theta) \quad (2.49)$$

şeklindeki türevi kullanılarak,

$$w_p = \frac{U_{\infty}}{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} nA_n \int_0^{\pi} \frac{\cos(n\theta)}{\cos\theta_p - \cos\theta} d\theta \quad (2.50)$$

elde edilir. Bu ifadede görülen integral Glauert integrali olarak bilinir ve aşağıdaki gibi bir çözüme sahiptir [3,4]:

$$\int_0^{\pi} \frac{\cos(n\theta)}{\cos\theta_p - \cos\theta} d\theta = \frac{\sin(n\theta_p)}{\sin\theta_p} \pi \quad (2.51)$$

Böylece en genel sirkülasyon dağılımı halinde aşağı sapma hızı için

$$w_p = \frac{U_{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} n A_n \sin(n\theta_p)}{\sin\theta_p} \quad (2.52)$$

ve bu ifade (2.20)' de kullanılarak,

$$D_i = \rho b^2 U_{\infty}^2 \int_0^{\pi} \left(\sum_{n=1}^{\infty} n A_n \sin(n\theta) \right) \cdot \left(\sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) \right) d\theta \quad (2.53)$$

bulunur Bu integraldeki iki toplam formülü açılarak çarpılırsa aşağıdaki gibi bir düzenleme mümkündür:

$$D_i = \rho b^2 U_{\infty}^2 \left[\sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2 \int_0^{\pi} \sin^2(n\theta) d\theta + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=n+2}^{\infty} (m+n) A_m A_n \int_0^{\pi} \sin(n\theta) \sin(m\theta) d\theta \right]$$

İntegraller çözülerek ifade yeniden

$$D_i = \frac{\rho}{2} b^2 U_{\infty}^2 \pi \sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2 \quad (2.54)$$

şeklinde düzenlenebilir. Bu ifade (2.21)' e eşitlenip indüklenmiş sürüklenme katsayısı çekilirse,

$$C_{D_i} = AR\pi \sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2 \quad (2.55)$$

elde edilir. Tekrar bir düzenleme yapılarak,

$$C_{D_i} = AR\pi A_1^2 \left(1 + \sum_{n=3}^{\infty} n \frac{A_n^2}{A_1^2} \right) \quad (2.56)$$

bulunur. Bu ifade,

$$\delta = \sum_{n=3}^{\infty} n \frac{A_n^2}{A_1^2} \quad (2.57)$$

denilerek,

$$C_{D_i} = AR\pi A_1^2 (1 + \delta) \quad (2.58)$$

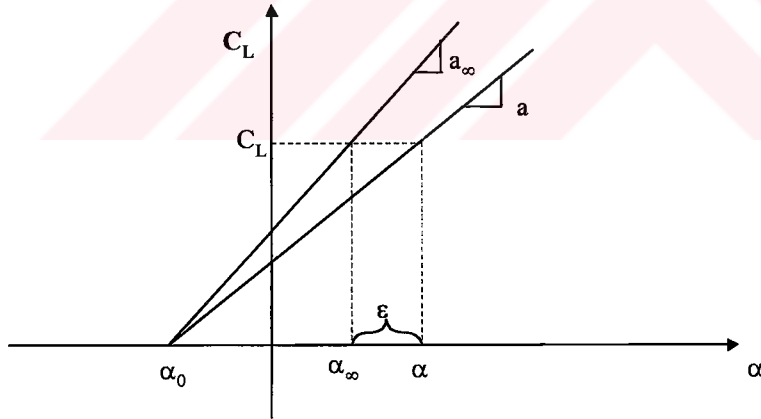
şekline getirilebilir. Ayrıca (2.47) ifadesi de kullanılarak indüklenmiş sürüklenme için

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (2.59)$$

ifadesine ulaşılır.

2.4.5. Kanat geometrisiyle sirkülasyon arasındaki ilişki

Kanadı oluşturan profillerin taşıma katsayısı eğrileri üç boyutlu bir kanadın parçası olmaları halinde iki boyutlu haldekine nazaran farklılık gösterecektir (Şekil 2.11). Bu fark önceki konulardan tahmin edilebileceği gibi aşağı sapma açısı ε' dan kaynaklanmaktadır [3,4].



Şekil 2.11: Profil Taşıma Katsayısının İki Boyutlu Haliyle Üç Boyutlu Hali Arasındaki İlişki

Şekil 2.11' den görüleceği gibi kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesitin taşıma katsayısı için

$$C_L = a_{\infty} (\alpha - \varepsilon - \alpha_0) \quad (2.60)$$

yazılabilir. Aşağı sapma açısı biliniyorsa kesitin lokal taşıma katsayısı bu bağıntı yardımıyla bu kesite ait profilin iki boyutlu haldeki performans parametreleri cinsinden bulunabilir. Kanadın birim açıklığı için taşıma kuvveti lokal taşıma katsayısı cinsinden

$$l = \frac{1}{2} \rho C_L U_\infty^2 c \quad (2.61)$$

şeklinde yazılabilir. Ayrıca yine birim açıklık için kesit etrafındaki sirkülasyon ile kesite etkiyen taşıma birbirine,

$$l = \rho U_\infty \Gamma \quad (2.62)$$

şeklinde bağlanabilir [3,4]. Son iki bağıntıdan

$$C_L = \frac{2\Gamma}{U_\infty c} \quad (2.63)$$

ve bu da (2.60) da kullanılarak,

$$\frac{2\Gamma}{U_\infty c} = a_\infty (\alpha - \varepsilon - \alpha_0) \quad (2.64)$$

veya yeni bir düzenleme ile

$$\frac{2\Gamma}{a_\infty c} = U_\infty (\alpha - \alpha_0) - w \quad (2.65)$$

elde edilir. Sirkülasyon ve aşağı sapma hızları için en genel yük dağılımı halinde bulunan bağıntılar kullanılıp tekrar düzeme yapılırsa aşağıdaki ifadeye ulaşılır:

$$\sum_{n=1}^{\infty} \left(1 + \frac{\mu}{\sin \theta} \right) A_n \sin(n\theta) = \alpha - \alpha_0 \quad (2.66)$$

Burada

$$\mu = \frac{a_\infty c}{4b} \quad (2.67)$$

olup, μ kanat geometrisini ve profil karakteristiğini ortaya koyan bir parametredir.

(2.66) denklemi kanat üzerindeki her kesit için yazılabilir. Eğer sirkülasyon dağılımı belli bir yaklaşıklıkla bulunmak istenirse, Fourier Serisinin sadece belli sayıda terimi alınıp buna eşit sayıda istasyon için bu denklem yazılır. Böylece Fourier serisi

katsayıları için bir lineer denklem takımı elde edilir ki bu da Gauss eliminasyon yöntemiyle çözülerek katsayılar elde edilebilir.

Üç boyutlu kanat için en düşük sürüklemeyi eliptik yük dağılımı vermektedir. Eliptik yük dağılımı halinde Fourier Serisinde sadece A_1 katsayılı terim yer alır. Diğer bütün terimlerin katsayıları sıfırdır. Bu durumda (2.66) denklemi (2.67) tanımı da kullanılarak

$$\frac{a_{\infty}c}{4b}(\alpha - \alpha_0) = \left(1 + \frac{a_{\infty}c}{4b\sin\theta}\right) A_1 \sin\theta \quad (2.68)$$

şekline gelir. Bu ifade düzenlenerek,

$$c = c_0 \sin\theta, \quad c_0 = \frac{4bA_1}{a_{\infty}(\alpha - \alpha_0 - A_1)} \quad (2.69)$$

bulunur.. Eğer kanatta aynı kesit profili kullanılmışsa ve burulma da yoksa bu durumda $\sin\theta$ ifadesinin önündeki c_0 çarpanı sabit demektir. (2.25) ve (2.26) değişken dönüşümleri tersine uygulanarak bu son ifade

$$c = Sabit \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad (2.70)$$

şeklinde de yazılabilir. Görüldüğü gibi eliptik yük dağılımına sahip bir kanadın tüm kesitleri aynı profilden imal edilmişse ve burulma da yoksa üst görünümü eliptiktir.

3. KANAT PARAMETRELERİNİN HESABI İÇİN İTERATİF YÖNTEM

3.1. Giriş

Önceki bölümde üç boyutlu bir kanadın açıklığı boyunca herhangi bir kesitine etkiyen taşıma bu kesit etrafındaki lokal sirkülasyona ve kesit profilinin iki-boyutlu karakteristiklerine bağlanarak açıklık boyunca yük dağılımı ile kanat geometrisi arasında bir ilişki kurulmuştu. Ancak bu ilişki kurulurken kesit profilinin taşınması ile hücum açısı arasında lineer bir orantı olduğu kabul edildi. Oysa bir kanat için ve kesit profili için tutunma kaybı hücum açılarına yaklaşıldığında veya bu açı geçildiğinde taşımanın hücum açısıyla lineer olmayan bir değişim gösterdiği bilinir. İşte bu bölgelerde önceki bölümde sunulan çözüm tekniği geçersiz olur.

3.2. İteratif yöntem

Taşıma hücum açısı ilişkisinin non-lineer olduğu bölgelerdeki çözüm için uygun bir iteratif yöntem Anderson ve arkadaşları [5] tarafından önerilmiştir. Bu yöntemin çeşitli aşamalarını aşağıdaki gibi sıralamak mümkündür:

1-Geometrisi verilen bir kanat için verilen bir hücum açısında ilkönce bilinen bir sirkülasyon dağılımı (mesela eliptik bir sirkülasyon dağılımı) atanır [5]. Bunun için bu tez çalışmasındaki uygulamalarda kanat kök kesitindeki profile ait karakteristikler kullanılarak (3.1) ifadesiyle A_1 katsayısı

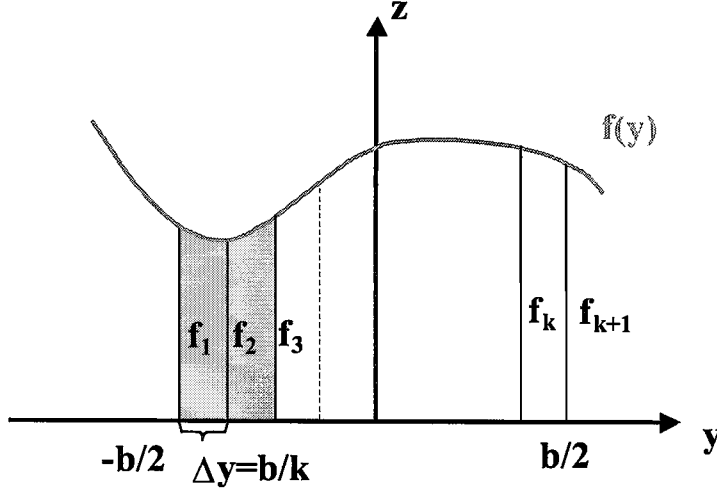
$$A_1 = \frac{(\alpha - \alpha_0)}{\left(\frac{4b}{c_0 a_{\infty_0}} + 1 \right)} \quad (3.1)$$

hesaplanmıştır. İkinci bölümde değinildiği üzere eliptik sirkülasyon dağılımında kanat orta noktasındaki sirkülasyonun Γ_0 değeri

$$\Gamma_0 = 2bU_{\infty}A_1 \quad (3.2)$$

ifadesi yardımı ile hesaplanabilir.

2- Aşağı sapma açısı (2.16) ifadesiyle tespit edilebilir. Bu ifadede yer alan integralin hesaplanmasında Simpson Kuralı uygulanmıştır.



Şekil 3.1 Simpson Kuralı [6]

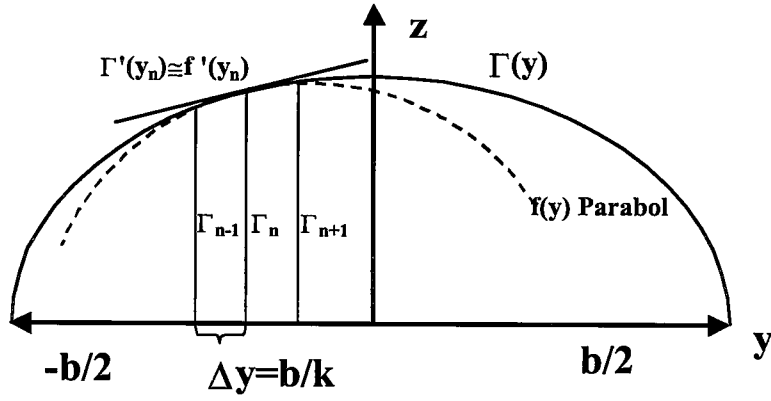
Simpson kuralına göre, belirli bir aralıktaki bilinen bir fonksiyonun integrali bu aralık çift sayıda k adet parçaya bölünerek (Şekil 3.1), her bir parçanın genişliği Δy olmak üzere

$$\int_a^b f(y) dy = \frac{\Delta y}{3} \sum_{n=2,4,6,\dots}^k \{f(y_{n-1}) + 4(f(y_n)) + f(y_{n+1})\} \quad (3.3)$$

şeklinde hesaplanabilir [6]. Bu bakış açısıyla (2.16) denklemi yeniden yazılırsa

$$\varepsilon_P = \frac{1}{4\pi U_\infty} \left(\frac{\Delta y}{3} \right) \sum_{n=2,4,6,\dots}^k \left\{ \frac{\Gamma'(y_{n-1})}{(y_P - y_{n-1})} + 4 \left[\frac{\Gamma'(y_n)}{(y_P - y_n)} \right] + \frac{\Gamma'(y_{n+1})}{(y_P - y_{n+1})} \right\} \quad (3.4)$$

elde edilir [5]. Sirkülasyonun ilgili noktadaki türevinin hesabında o nokta ve komşu iki noktası alınarak bu üç noktadan bir parabol geçtiği varsayılmış ve ilgili nokta için parabolün o noktadaki türev hesabı sirkülasyonun ilgili noktadaki türev hesabı olarak kabul edilmiştir (Şekil 3.2).



Şekil 3.2 Parabolik Yaklaşım

Parabol katsayılarının hesabında basit olarak ilgili y değerlerine karşılık gelen Γ değerleri bu üç nokta için standart parabol formülünde yerine koyulmuş ve elde edilen bu üç bilinmeyenli üç denklemden a , b , c değerleri hesap edilmiştir.

Burada hemen fark edilebileceği gibi $n-1$, n ve $n+1$ noktalarının P noktasına eşit olduğu her an bir tekillik problemi yaşanacaktır. Anderson [5] bu problemi çözmek için tekillik oluşan noktanın hemen sağ ve solundaki iki noktada hesaplanan $\Gamma'(y_n)/(y_P - y_n)$ ifadesinin ortalamasını tekillik oluşan noktada hesap edilmesi gereken aynı ifadenin yerine kullanılmasını tavsiye etmiştir. Meselâ eğer n noktası P noktasıyla eşit bir değer aldıysa $\Gamma'(y_n)/(y_P - y_n)$ ifadesi için (3.5) ifadesi hesaplarda esas alınmıştır.

$$\left[\frac{\Gamma'(y_n)}{(y_P - y_n)} \right] = \frac{\left\{ \frac{\Gamma'(y_{n-1})}{(y_P - y_{n-1})} + \frac{\Gamma'(y_{n+1})}{(y_P - y_{n+1})} \right\}}{2} \quad (3.5)$$

Böylece (3.4) ifadesiyle ilgili kesitteki “ ε ” aşağı sapma açısı hesap edilebilir.

3-Aşağı sapma açısı bir kez elde edilince, Şekil 2.9' dan görüldüğü gibi kanadın ele alınan kesit profiline etkiyen efektif hücum açısı

$$\alpha_e = \alpha - \varepsilon \quad (3.6)$$

şeklinde hesaplanabilir [5].

4- İlgili kesit için elde edilen bu efektif hücum açısına karşılık gelen bir taşıma katsayısı değeri mutlaka profil karakteristiklerinden elde edilebilecektir. Profil karakteristikleri ile ilgili bir çalışma bu projeye dahil edilmemiştir. Dolayısıyla kesitlerdeki profillerin karakteristiklerini bir dış kaynaktan temin edip profil karakteristik dosyası olarak programa vermek gerekmektedir. Bu karakteristikler başka bir programla elde edilmiş olabileceği gibi deneysel çalışmalarla da temin edilmiş olabilir. Böylece bu bilgi kullanılarak profilin iki boyutlu karakteristiklerinden efektif hücum açısına karşılık gelen taşıma katsayısı C_{Lp} bulunur [5].

5- (2.38) ifadesi aşağıdaki gibi düzenlenerek aynı kesit için yeniden sirkülasyon hesaplamak mümkün olur [5].

$$\Gamma_p = \frac{1}{2} C_{Lp} U_\infty c_p \quad (3.7)$$

6- Yukarıdaki işlemler iteratif olarak belli bir yakınsaklık elde edilinceye kadar devam ettirilir. Iraksama tehlikesine karşılık iterasyona bir sönüm faktörü kontrolü eklenmesinde yarar vardır [5]. Bu sönüm faktörü D ile belirtilmiş olup aşağıdaki gibi hesaplara katılmıştır [5]:

$$\Gamma_{başlang} = \Gamma_{eski} + D(\Gamma_{hesaplanan} - \Gamma_{eski}) \quad (3.8)$$

7- Böylece kanadın üzerindeki her noktada hesaplanan sirkülasyon da bir önceki değerine nazaran belirli bir H hassasiyet faktörü yüzdesinde değişmediğinde iterasyon sonlandırılmıştır. Aksi halde 2-6 adımları tekrar ettirilmiştir.

Bu noktada bir özel halden söz etmekte yarar vardır. Şayet kanada etkiyen hücum açısı ve profil karakteristiklerine bağlı olarak kanat üzerindeki sirkülasyon dağılımı sıfır mertebesinde olursa hesaplar nasıl devam edebilir? Çünkü yeni hesaplanan sirkülasyon sıfıra doğru gidecektir ve değişim yüzdesi hesaplanırken bir önceki sirkülasyon değerine bölüm yapılmalıdır. Eğer sirkülasyon sıfıra gidiyorsa bu bölüm 0/0 belirsizliğine doğru gidecek ve iterasyon hiç bitmeyecektir. Dolayısıyla iterasyon akışında yakınsama kontrolüne yüzde cinsinden değişimin H hassasiyet faktöründen küçük olması ya da yeni hesaplanan sirkülasyonun H hassasiyet faktöründen küçük olması halinde iterasyonun bırakılması şartı konmuştur.

Benzeri durum iterasyon başlangıcında eliptik sirkülasyon atanması safhasında da vardır. Zira Γ_0 'ın hesabı esnasında (3.1) ve (3.2) ifadeleri hatırlanacak olursa A_1 ' in sıfır yada sıfıra yakın çıkması muhtemeldir. Programda A_1 ' in sıfır çıkması halinde çok küçük bir sayıya eşitlenmesi şartıyla bu sorun çözülmüştür.

8- Bu şekilde kanat üzerindeki yakınsayan sirkülasyon dağılımından hareketle aşağıdaki bağıntılar yardımıyla üç boyutlu kanadın parametreleri hesaplanabilir:

$$C_L = \frac{2}{U_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (2.19)$$

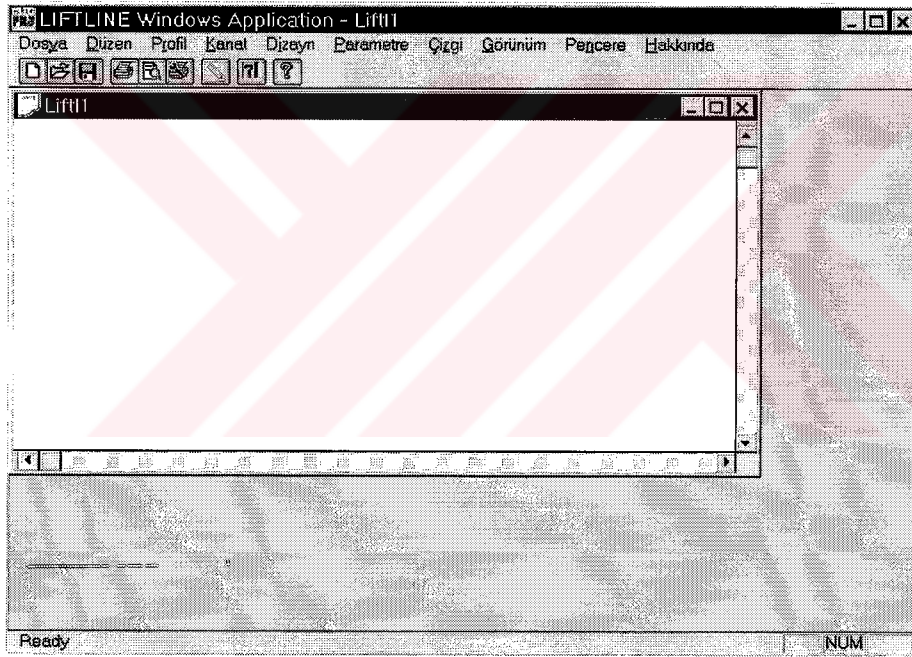
$$C_{D_i} = \frac{2}{U_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \epsilon(y) \Gamma(y) dy \quad (2.23)$$

Bu iki ifadedeki integrallerin hesabında da yine Simpson Kuralı uygulanmıştır.

4. YAZILIM

Önceki bölümlerde izah edilen taşıyıcı çizgi teorisinin Anderson [5] tarafından önerilen iteratif tekniği için bu tez kapsamında etkileşimli bir bilgisayar programı Visual C dili kullanılarak geliştirilmiştir. Geliştirilen program grafik arayüzlü olup menü ve pencereler yardımıyla kontrolü sağlanmaktadır. Bu bölüm, geliştirilen programın ayrıntılarına ayrılmıştır.

Şekil 4.1' de programın ana penceresi görülmektedir

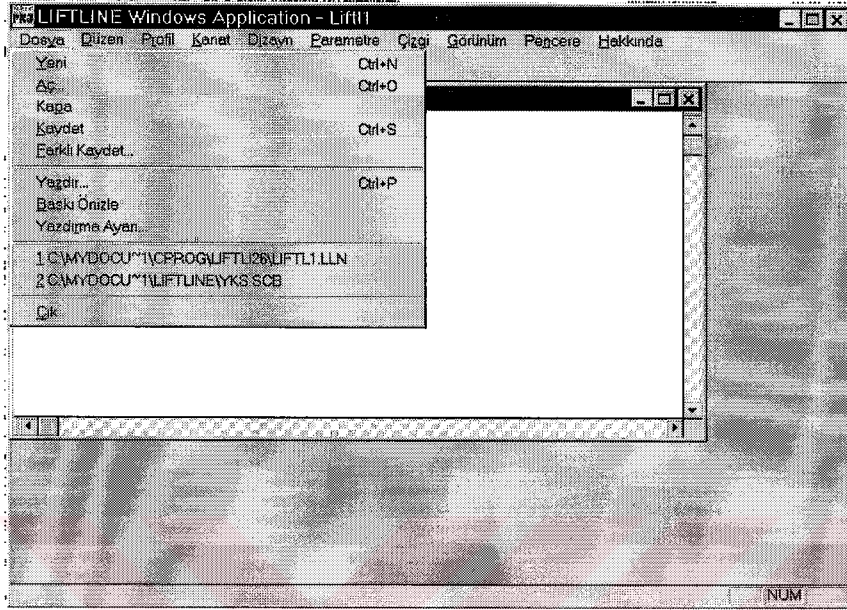


Şekil 4.1 Programın Ana Penceresi

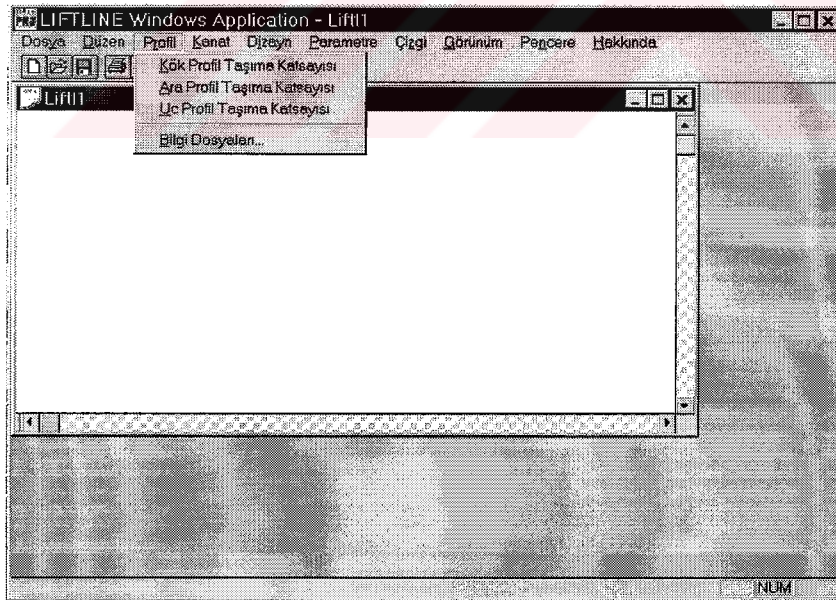
Çizim yapılan pencereler programa özgü bir yapıda ayrı ayrı dosyalar olarak kaydedilebilmektedir (resim yapısında değil).

Kanat ve Dizayn menüleri iteratif yöntemin kullanıldığı maddeleri içeren ana menüler ve diğerleri de yardımcı menülerdir.

Dosya menüsü klasik anlamda “windows” işletim sistemi uygulamalarında görülen işlemlerin yapılabileceği maddeleri ihtiva eden bir menüdür. Buraya yazıcı ayarı ve yazdırma öncesi baskı ön izleme fonksiyonları da dahil edilmiştir. Bu menüye ilişkin görüntü Şekil 4.2’ de verilmiştir



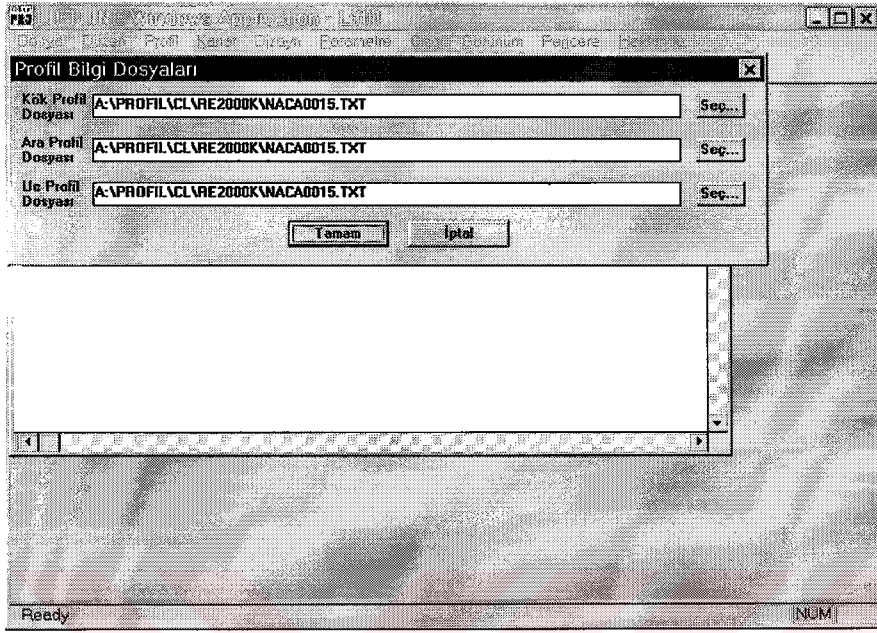
Şekil 4.2 Dosya Menüsü



Şekil 4.3 Profil Menüsü

Şekil 4.3’ de görülen profil menüsünde programa profil karakteristikleri olarak işaret edilen bilgi dosyalarının verilebilmesi için “Bilgi Dosyaları...” maddesi

konulmuştur. Buradan ulaşılan “Profil Bilgi Dosyaları” penceresi (Şekil 4.4) yardımıyla kanatta kullanılacak olan profillerin karakteristik (hücum açısıyla taşıma katsayısı değişimi) bilgilerini hangi dosyaların ihtiva ettiği ayarlanır.



Şekil 4.4 Profil Bilgi Dosyaları Penceresi

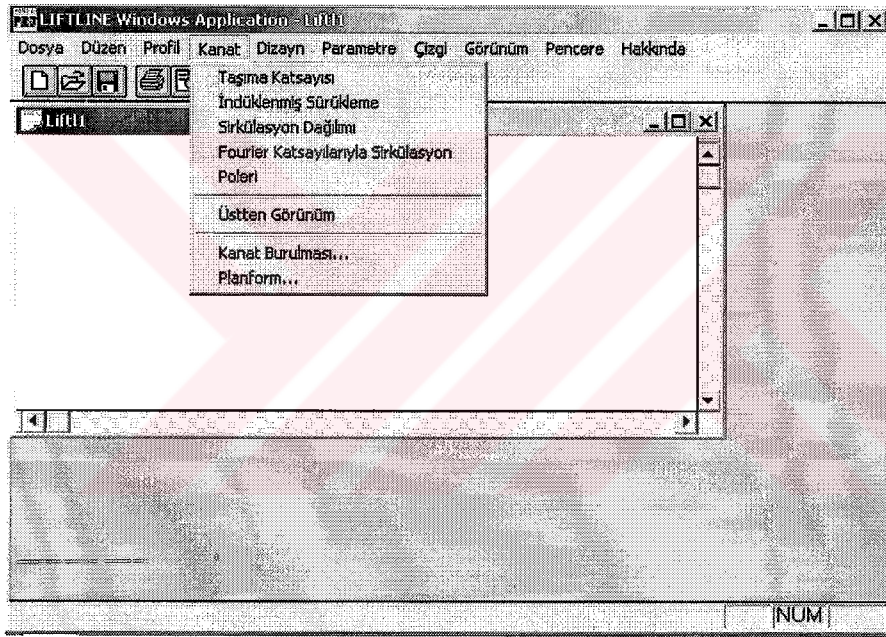
Bu bilgi dosyalarının başlangıcında istenildiği kadar açıklama bilgisi yazılmış olabilir. Dikkat edilmesi gereken tek şey arka arkaya iki kere sayı girmemektir. Çünkü program arka arkaya ikinci kez sayı okunması halinde açıklama kısmının biterek iki kolan halindeki sırasıyla hücum açısı ve taşıma katsayısından oluşan karakteristik bilgilerinin başladığını anlayacaktır. Değerlerden sonra dosyada yazı olmamalıdır. Bu kurallara uyulmadığında bilgi dosyasının uygun yapıda olmadığını bildiren bir uyarıyla karşılaşılır. Ve 100 civarında hücum açısından fazla sayıda hücum açısı için bilgi girilmesi bilgisayar hafızasının yetmediği bazı hallerde problem çıkmasına sebep olabildiğinden tavsiye edilmemektedir. Bu profil bilgilerinin hesabı yapılması planlanan kanadın Reynolds sayısına uygun Reynolds sayısı için elde edilmiş bilgiler olması hesabın doğru sonuç verebilmesi için mutlaka gereklidir.

Kanat planformunun iki parça yamuktan oluştuğu düşünülmektedir. Bu sebeple kanat ortası, kanat ucu ve kanat çeyrek açıklığında olmak üzere yarı kanadın üç noktasında profil bilgisi istenmektedir. Eğer aerodinamik burulma yoksa yani kanat komple tek

profilinden oluşmaktaysa bu durumda bu üç kesit içinde hep aynı bilgi dosyası seçilebilir. Eğer kesitlerde farklı profil seçilirse, program hesap yapılan istasyon hangi kesitler arasında ise ilkönce önceden hesap edilmiş efektif hücum açısına karşılık gelen taşıma katsayılarını profillerin karakteristik bilgilerinden çıkaracak ve sonrada o kesitlerin hesap istasyonuna olan uzaklığına göre bu iki değer arası için enterpolasyon yapacaktır.

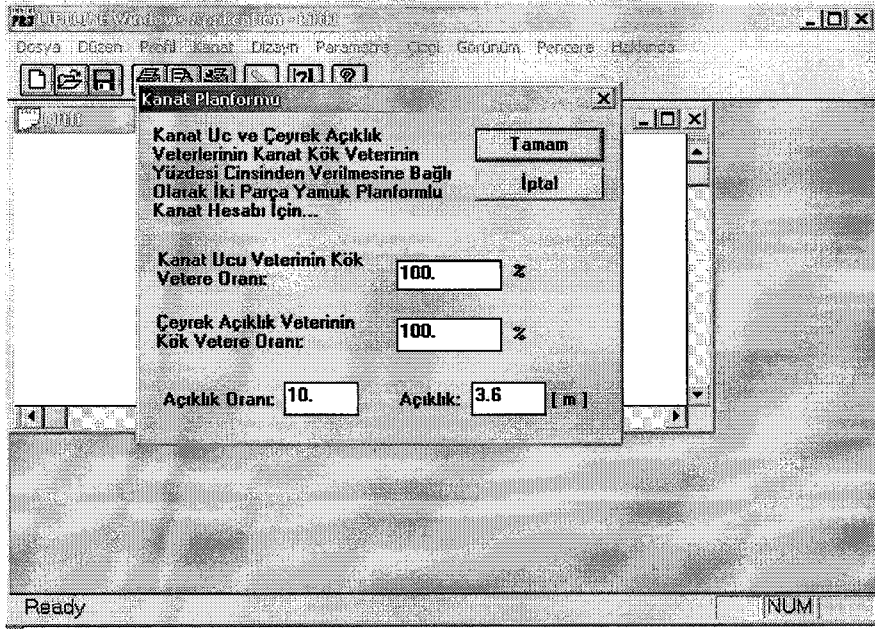
Profil menüsündeki diğer üç madde; "Kök Profil Taşıma Katsayısı", "Ara Profil Taşıma Katsayısı" ve "Uc Profil Taşıma Katsayısı" ilgili profillerin bilgi dosyalarında var olan taşıma katsayısı değişimlerini grafik olarak çizdirmek içindir.

Kanat menüsü Şekil 4.5' de verilmiştir.



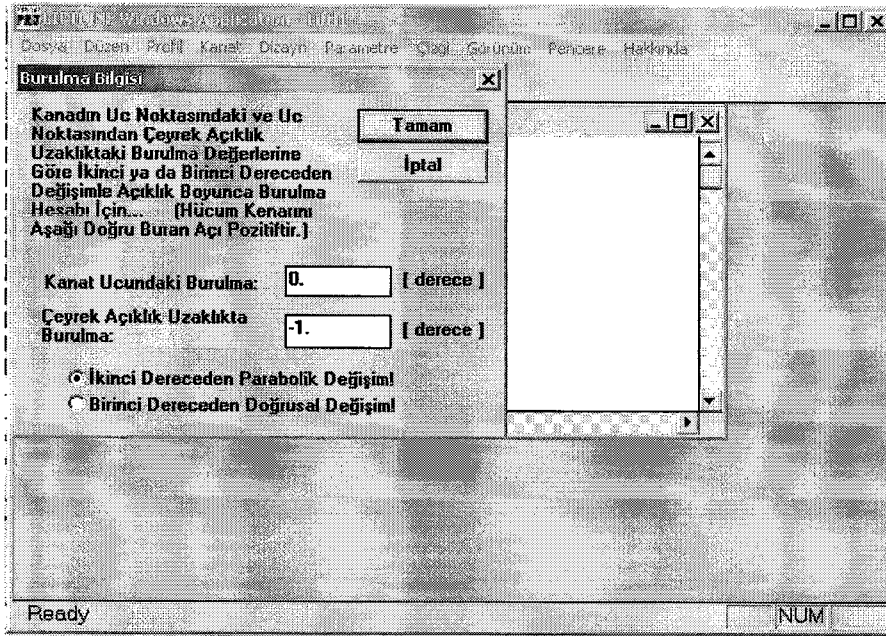
Şekil 4.5 Kanat Menüsü

Buradaki "Planform" maddesi Şekil 4.6' da görülen pencereye ulaşmak içindir.



Şekil 4.6 Kanat Planformu Penceresi

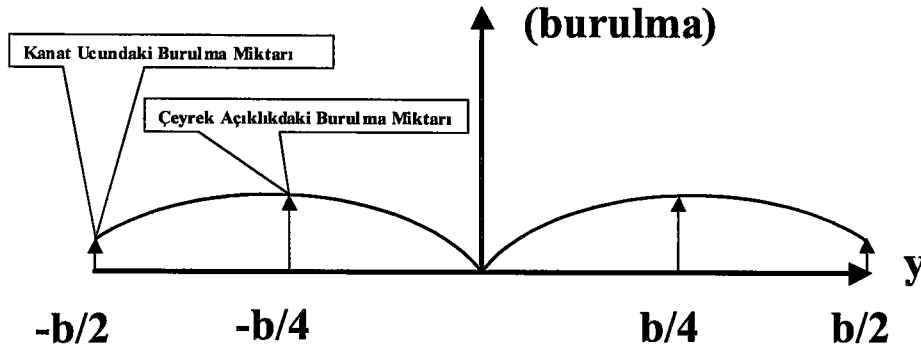
"Kanat Planformu" penceresinde kanadın üstten görünümü ile ilgili bilgiler verilmektedir. Kanat planformu birleşik iki yamuktan oluştuğuna göre ilk üzerinde durulması gereken bu yamukların tavan ve tabanlarıdır ya da diğer bir deyimle kök veter boyu, çeyrek açıklıktaki veter boyu ve kanat ucu veter boyu. Pratik olması açısından bu bilgilerin kök veter boyunun yüzdesi cinsinden verilmesinin daha uygun olacağı düşünülmüştür. Dolayısıyla kök veter için bilgi girilmesine gerek olmayacaktır. Zira Açıklık Oranı ve açıklık biliniyorsa zaten ortalama veter bellidir ve kanat ucu veterinin ve çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı biliniyorsa kök veterde ortalama veter yardımıyla bulunabilir. Programın ilerleyişinde de hesaplar bu şekilde kök veterin ve sonra da kök vetere bağlı olarak diğer iki veterin hesaplanmasıyla sürdürülmüştür. Tabii ki herhangi bir kanat kesitindeki veter boyu bu elde edilen veter boylarından yararlanılarak enterpolasyonla hesaplanmıştır. Sonuç olarak bu pencereden kanat ucu veterin kök vetere oranı, çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı, Açıklık Oranı ve açıklık bilgileri alınmaktadır.



Şekil 4.7 Burulma Bilgisi Penceresi

Kanat menüsündeki diğer bir madde "Kanat Burulması" dır. Bu maddeyle Şekil 4.7' da verilen "Burulma Bilgisi" penceresine ulaşılabilir. Bu pencereyle kanadın burulma bilgileri programa aktarılabilir. Penceredeki burulma bilgisi kanadın ucunda ve kanat çeyrek açıklığında hücum kenarını aşağı buracak açı pozitif olacak şekilde verilmektedir. Kanat üzerindeki herhangi bir istasyondaki burulma için iki değişik anlayış geliştirilmiş ve bunların da bu pencere yardımıyla seçilebilmesi sağlanmıştır. Bunlardan birinci anlayış "Birinci Dereceden Doğrusal Değişim" dir. Bu anlayışa göre hesap yapılan istasyondaki burulma eğer istasyon kanat ucu ile çeyrek açıklık arasında ise kanat ucu burulmasıyla çeyrek açıklıktaki burulma arasında enterpolasyon yapılarak, değilse kök veterdeki burulma yani "sıfır" ile çeyrek açıklıktaki burulma arasında enterpolasyon yapılarak hesaplanacaktır. İkinci anlayışa göre ise kanat kökünde burulma "sıfır" olmak kaydıyla kanat açıklığını "y" eksenine ve burulma miktarını da "z" eksenine gösterecek olursak Şekil 4.8' de görüldüğü gibi kanada hücum kenarından bakarken kanat çeyrek açıklığındaki burulma değerinden ve kanat ucundaki burulma değerinden geçecek bir parabol düşünülerek diğer istasyonlardaki burulma hesap edilecektir. Standart parabol formülünde bilinmeyen sayısı a, b ve c katsayıları olmak üzere üçtür. Kanat kökünde yani $y=0'$ da burulma miktarı sıfır olduğuna ve kanat çeyrek açıklığındaki burulma $y=b/4'$ de ve kanat ucundaki burulma $y=b/2'$ de olduğuna göre bu üç noktadan geçen parabolün katsayıları üç bilinmeyenli üç denklem oluşturularak çözülebilir ve artık

parabol bilindiğine göre de diğer istasyonlardaki yani "y" değerlerindeki burulma miktarları hesaplanabilir.



Şekil 4.8 Parabolik Değişimle Burulma Anlayışı

Kanat menüsünde diğer bir madde “Üstten Görünüm” dür. Bu maddeyle kanadın planformunu ölçekli olarak ekrana çizdirmek mümkündür.

Bu menüdeki “Poleri” maddesi Anderson' un makalesindeki iteratif metodla 0° - 50° arasındaki hücum açısında eğer profil bilgileri de müsaitse ekrana çizdirmek içindir. Burada kanat poleri her bir hücum açısına karşılık gelen taşıma katsayısı ve indüklenmiş sürüklenme katsayısı hesap edilerek Taşıma Katsayısı-İndüklenmiş Sürüklenme Katsayısı eksenine yansıtılarak çizilir. Poler hesabında sürüklenme katsayısı değil, indüklenmiş sürüklenme katsayısı kullanıldığından görmeye alıştığımız polerden biraz farklı bir poler eğrisiyle karşılaşmamız doğal olacaktır. Gerçekte indüklenmiş sürüklenme katsayısına deneysel yollarla elde edilen diğer sürüklemelerde eklenmesi ve böyle bir düzeltmeyle polerin çizdirilmesi mantıklı olacaktır. Ancak burada polerin bu haliyle çizdirilmesindeki amaç kanadın performansı hakkında fikir sahibi olunabilmesi içindir. Açıktır ki aynı taşıma katsayısına karşılık daha düşük indüklenmiş sürüklenme oluşturan kanat daha verimlidir.

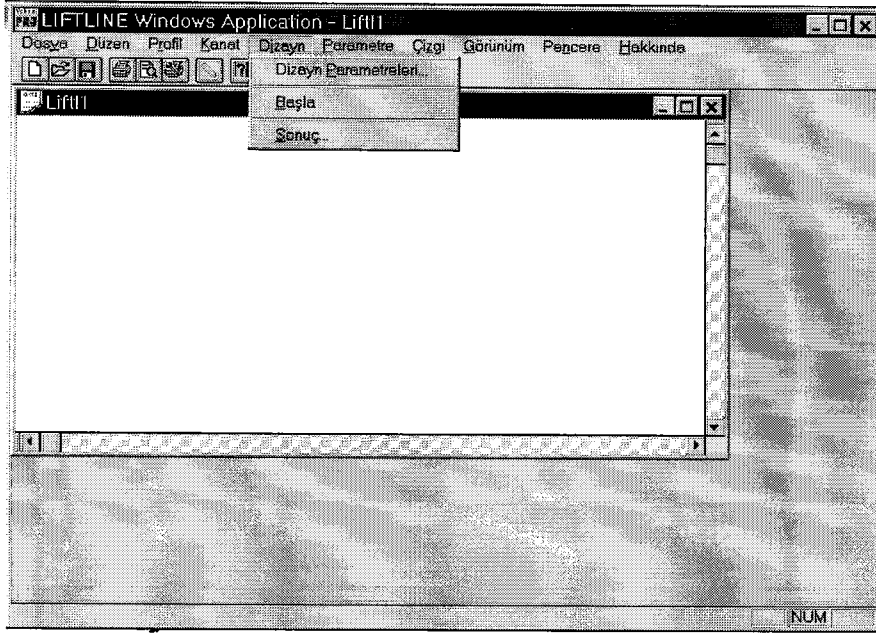
Yine “Kanat” menüsünde diğer bir madde “Fourier Katsayılarıyla Sirkülasyon” dur. Bu fonksiyon ile ilgili teori son derece basittir. (2.66) ifadesi kanat üzerinde seçilen istasyon sayısı kadar her bir istasyon için tekrarlanırken Fourier katsayılarının da A_1 ’ den $A_{\text{istasyon sayısı}}$ ’ na kadarki bölümü dahil edilir. Böylece istasyon sayısı kadar bilinmeyen ve istasyon sayısı kadar denklem matris işlemleri gözetilerek çözülür. Sonuçta istasyon sayısı kadar Fourier katsayısı bulunmuş olur. Böylece (2.42) ifadesi

kullanılarak sirkülasyon dağılımı ve sonra da diğer bütün parametreler hesaplanabilir. Dikkat edilmesi gereken nokta kanat üzerindeki istasyon dağılımını Anderson [5]' un yöntemindeki gibi eşit aralıklarla değil (2.25) ifadesiyle verilen değişken dönüşümü düşünülerek eşit açılarla yapmaktır. Aksi halde sağlıklı sonuç elde edilemeyebilir. Bunun sebebi sirkülasyonun kanat uçlarında diğer bölgelere nazaran çok daha değişken olmasıdır. Bu fonksiyon projede düşünülmemesine rağmen bir kontrol olması amacıyla sonradan eklenmiştir. Bu madde çalıştırıldığında ayrıca program aktif dizin içerisine “SiEgrisiFK.txt” isimli hesaplanan sirkülasyona ait bilgileri içeren bir dosya da oluşturur.

Bu maddenin hemen üstünde Anderson' un ortaya koyduğu iteratif yöntemle hesaplanan kanat üzerindeki sirkülasyonun ekrana çizdirilmesini sağlayan “Sirkülasyon Dağılımı” maddesi mevcuttur. Ayrıca yine bu madde de aktif dizin içerisine bu kez “SiEgrisi.txt” isimli ve hesaplanan sirkülasyona ait bilgileri içeren bir dosya oluşturur.

Geriye kalan iki madde ise “İndüklenmiş Sürüklenme” ve “Taşıma Katsayısı” maddeleridir. “Taşıma Katsayısı” maddesi Anderson' un makalesindeki iteratif metodla 0° - 50° arasındaki hücum açısında eğer profil bilgileri de müsaitse kanadın hücum açısına göre taşıma katsayısı eğrisinin ekrana çizilmesini ve aktif dizin içerisine “TKEgrisi.txt” isimli taşıma katsayısı eğrisi bilgilerini içeren bir dosya yazılmasını sağlar. “İndüklenmiş Sürüklenme” maddesi ise yine Anderson' un iteratif metoduyla 0° - 50° arasındaki hücum açısında eğer profil bilgileri de müsaitse kanadın hücum açısına göre indüklenmiş sürüklenme katsayısı eğrisinin ekrana çizilmesini ve aktif dizin içerisine “ISEgrisi.txt” isimli indüklenmiş sürüklenme katsayısı eğrisi bilgilerini içeren bir dosya yazılmasını sağlar.

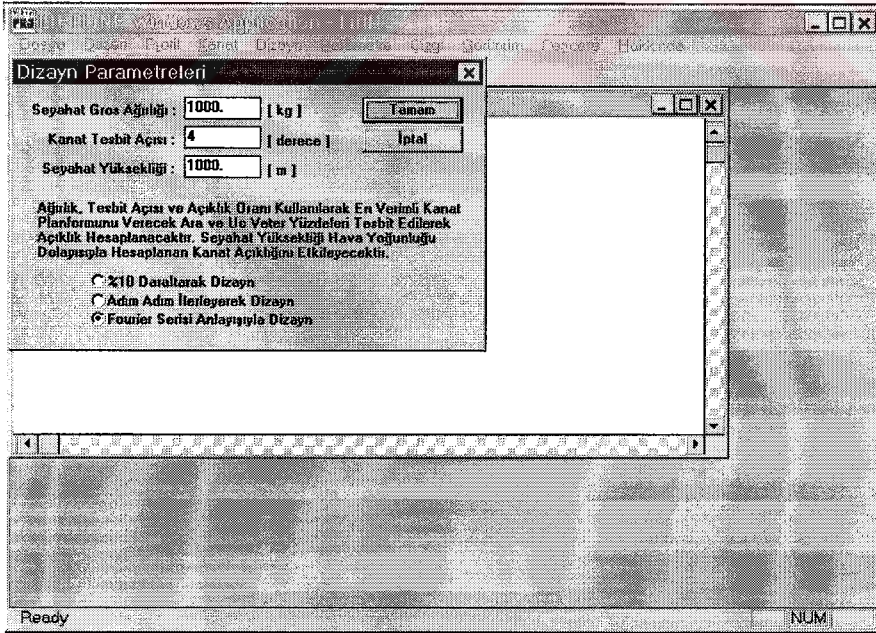
Bu menüde Anderson yöntemi ile iterasyon yapılan maddelerde iterasyon aşamasında “ESC” tuşuna basılarak iterasyon o hücum açısı için o haliyle bırakılabilir. Program diğer hücum açısı için iterasyona devam edecektir. Bu durum iterasyonun yakınsamaması hallerinde kaçınılmazdır. Seçilen profil, istasyon sayısı ve sönüm faktörü iterasyonun yakınsamamasına etki eden üç faktördür. İterasyonun bazı hücum açılarında yakınsamaması halinde bu üç faktörle oynanarak problem her zaman olmasa da düzeltilebilir.



Şekil 4.9 Dizayn Menüsü

Şekil 4.9’ de “Dizayn” menüsü görülmektedir. Programa iki parça yamukdan oluşan kanat planformu için dizayn bölümü burada dahil edilmiştir.

Bu menünün ilk maddesi “Dizayn Parametreleridir. Bu madde seçildiğinde Şekil 4.10’ da görülen “Dizayn Parametreleri” penceresi gelecektir.



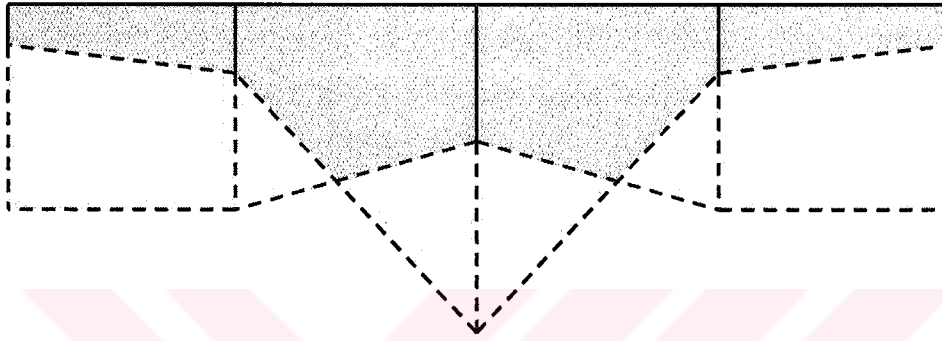
Şekil 4.10 Dizayn Parametreleri Penceresi

Bu pencere yardımıyla programa dizaynı düşünülen kanadın seyahat şartları verilmektedir. “Seyahat Gros Ağırlığı” kanadın seyahat safhasında oluşturması istenen taşıma kuvveti (ki bu uçağın seyahat esnasındaki ağırlığına eşittir) hesabında kullanılmaktadır ve birimi kilogramdır. “Kanat Tespit Açısı” ise kanadın gövdeye tutturulduğu kesitteki kanat veterinin gövde eksenine yaptığı açıdır. Hesaplarda direk olarak serbest akım hızının hücum açısı olarak kullanılacaktır. “Seyahat Yüksekliği” ise uçağın seyahat edeceği düşünülen irtifaktır. Hesaplara taşıma katsayısı hesaplandıktan sonra kanadın oluşturması istenen taşıma kuvvetine göre kanat açıklığı hesaplanırken yoğunluğun tespitinde girer. (2.18) taşıma formülü düşünülürse, taşıma katsayısı Anderson yöntemiyle ya da Fourier Katsayılarının hesabı yoluyla hesaplandıktan sonra yoğunluk da bulunmalıdır. Ancak bu durumda S kanat alanı ve buradan da istenen taşıma kuvvetini oluşturacak olan kanat açıklığı hesaplanabilir. Yoğunluk seyahat yüksekliğine göre 0 ile 50.000ft arasında her 1.000 ft için verilmiş tablodan okunarak direk olarak programa girilmiş bilgilerden enterpolasyonla hesaplanmaktadır. Eğer verilen seyahat yüksekliği ft’ e çevrildiğinde 50.000 ft’ i aşmışsa 60.000 ft’ deki yoğunluk bilgisi ile 50.000 ft’ deki yoğunluk bilgisi kullanılarak enterpolasyon yapılmıştır. Eğer 60.000ft’ i de geçiyorsa yine bu iki bilgi yardımıyla ekstrapolasyon yapılmıştır.

Bu pencerenin en altında üçlü seçim grubu oluşturulmuştur. Buradan dizayn metodunu seçmek mümkün olmaktadır.

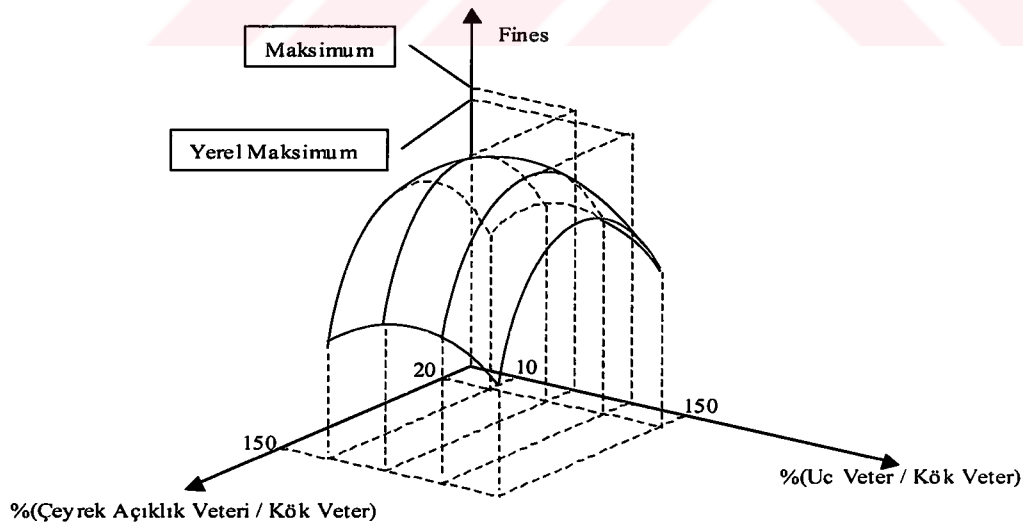
“%10 Daraltarak Dizayn” seçildiğinde program kanadın ilk üstten görünümünü uc veter boyu kök veter boyunun %150’ si ve çeyrek açıklıkdaki veter boyu da kök veterinin %150’ si olacak şekilde ayarlar ve böylece Anderson yöntemiyle kanadın taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayılarını hesaplayarak buradan kanat finesini bulur. Bir sonraki adımda ise çeyrek açıklıktaki veteri kök veterinin %20’ si olacak şekilde bir planform oluşturur ve yine finesi hesaplar. Karşılaştırma açısından hangi fines daha küçükse o finesin elde edildiği çeyrek açıklık veterini diğer veterine %10 yaklaştırılarak fines tekrar hesaplanır. Bu durum yaklaşılan veterle aradaki fark %1’ in altına düşülünceye dek devam ettirilir ve böylece fines için bir yerel maksimum hesaplanır. Daha sonra uc veter kök veterinin %10’ u alınarak çeyrek açıklık veteri taranır ve buradan da fines için bir yerel maksimum hesaplanır. Hangi yerel maksimum daha küçükse o yerel maksimumun elde edildiği uç veter diğerine %10

yaklaştırılarak yeniden çeyrek açıklıktaki veter taranarak bir yerel maksimum bulunur. Bu hesap yine uç veterin yaklaştırıldığı veter ile arasındaki fark %1' in altına ininceye dek tekrarlanır. Böylece fines için bir maksimum değer bulunur. İşte bu maksimum değeri veren uç veter ve çeyrek açıklık veteri dizaynla ulaşılan en verimli kanat planformunu verecektir. Kanadın planform olarak tarandığı toplam bölge Şekil 4.11' de verilmiştir. Taranılan bölgenin sınırları uç veterin kök vetere oranı için %10' la %150, çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı için %20 ile %150' dir.



Şekil 4.11 Dizayn Esnasında Taranan Planform Bölgesi

Bu durumu analitik olarak tepe şeklindeki bir yüzeye benzetebiliriz.



Şekil 4.12 Maksimum Finesin Tesbiti

Bu yüzeyi Şekil 4.12' de görüldüğü gibi uç veterin kök vetere oranına göre kesitlere ayıracak olursak, bu her bir kesitte oluşan eğriler çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranının taranması esnasında oluşan eğriler olacaktır. Bu eğrilerin maksimumları yerel maksimumları verecektir. Bu yerel maksimumlardan en büyüğü maksimum fines olacak ve böylece kanat planformu belirlenmiş olacaktır.

“Adım Adım İlerleyerek Dizayn” seçiminde de “%10 Daraltarak Dizayn” seçimindekine benzer anlayış vardır. Aradaki fark şudur: Başlangıçta uç veterin kök vetere oranı %10 ve çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı %20 olarak seçilir ve kanat finesi hesaplanır. Daha sonra çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı %10 arttırılır ve yine fines hesaplanır. Eğer yeni hesaplanan fines öncekinden büyükse çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı %10 daha arttırılır, değilse %10 azaltılarak bundan sonra %1 artırıma geçilir. Tâ ki yeni hesaplanan fines öncekinden küçük oluncaya kadar. Eğer hesaplanan fines bir öncekinden küçük olmuşsa bu bir önceki hesaplananın yerel maksimum olduğunu gösterir. Daha sonra uç veterin kök vetere oranı %10 arttırılarak yine benzer şekilde çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı taranarak bir yerel maksimum daha hesaplanır. Yeni hesaplanan yerel maksimum daha büyükse, uç veterin kök vetere oranı %10 arttırılır ve yine çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı taranır ancak küçükse maksimum değer aşıldı demektir. Bu durumda uç veterin kök vetere oranı %10 azaltılarak bundan sonra %1 artırıma geçilir. Tâ ki yeni hesaplanan yerel maksimum fines bir öncekinden küçük çıkıncaya kadar. Eğer yeni hesaplanan yerel maksimum fines daha küçük çıkmışsa bu bir önceki hesaplanan yerel maksimum finesin maksimum fines olduğunu gösterir. Böylece en verimli kanat şekli tespit edilmiş olur.

"Adım Adım İlerleyerek Dizayn" daha hızlı fakat daha az hassastır. Dolayısıyla ilk çalışmalarda "Adım Adım İlerleyerek Dizayn" seçilmesi ve ardından daha hassas hesap için "%10 Daraltarak Dizayn" ın seçilmesi uygun olacaktır.

"Fourier Serisi Anlayışıyla Dizayn" seçildiği takdirde Anderson iteratif yöntemi değil Fourier katsayıları hesaplanarak kanat finesi bulunmuştur. Ve bu yöntemde uç veterin kök vetere oranı ve çeyrek açıklıktaki veterin kök vetere oranı sırasıyla %10 ve %20' den başlayarak %150' ye kadar %1 arttırılarak Şekil 4.11' de gösterilen muhtemel kanat şekli bölgesi tamamen taranmıştır. Bu tarama esnasında en büyük finesi veren veter oranları saklanmış ve dizayn sonucu olarak alınmıştır. Bu metodun

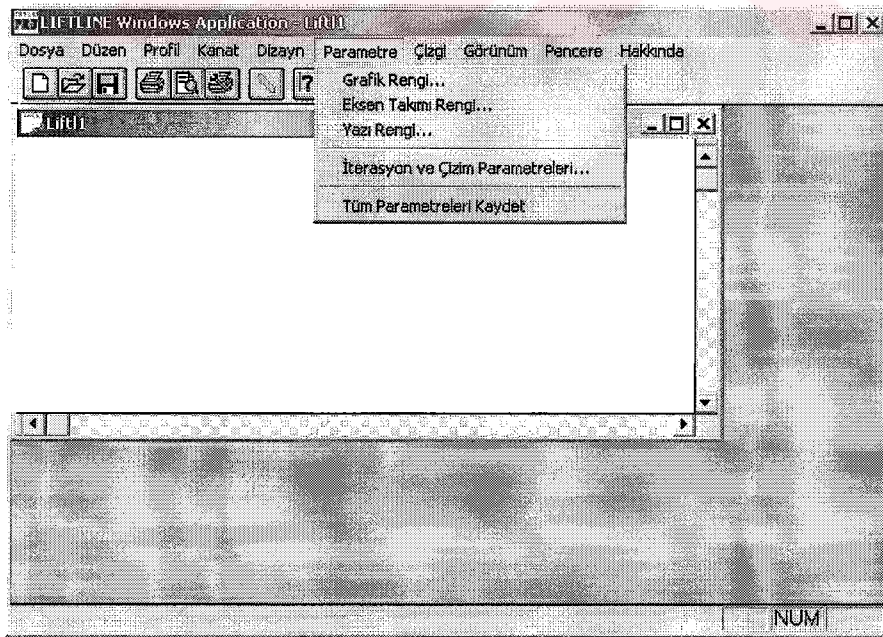
avantajı tüm muhtemel bölgeyi tamamen taramasıdır. Yani uç veterin kök vetere oranının her %1 artırılmasında çeyrek açıklık veterinin kök vetere oranı %20' den %150' ye kadar değiştirilerek 130 kez fines hesaplanır. Böylece bu metodla her dizayn yapılışında 130×140 yani 18.200 adet değişik planform için fines hesaplanır ve bunların arasından en büyük olan seçilir. Bu metotda tüm bölge taranmıştır çünkü Fourier katsayılarıyla kanat performans katsayılarının hesabı Anderson' un verdiği iteratif metoda nazaran çok daha hızlı bir şekilde yapılabilmektedir.

"Dizayn" menüsündeki diğer madde "Başla" dır. Bu maddeyle dizaynın başlaması sağlanır. Dizayn bitiminde ekrana kanat üstten görünümü çizdirilir.

Dizayn sonucunda belirlenen kanat ile ilgili ölçülere "Sonuç" maddesi seçilerek ulaşılabilir. Yine aynı bilgilerin dizayn sonunda "Kanat" menüsündeki "Planform" penceresine de yansıtıldığını burada söylemeliyiz.

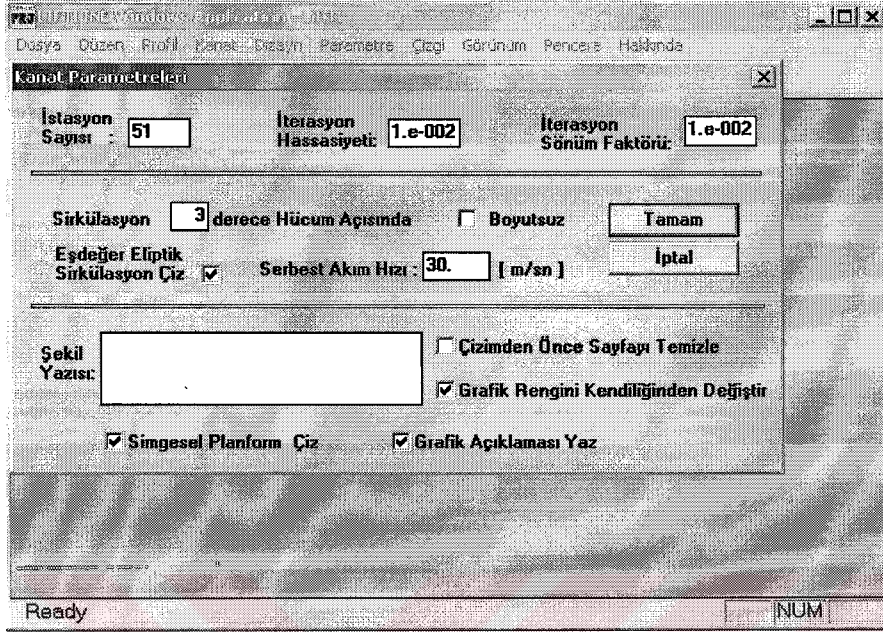
"Dizayn" menüsünün ardından "Parametre" menüsü gelmektedir. Bu menü Şekil 4.13' de gösterilmiştir.

Bu menünün ilk üç maddesi "Grafik Rengi", "Eksen Takımı Rengi" ve "Yazı Rengi" anlaşılacağı üzere sırasıyla çizilen eğrinin rengini, eksen çizgisinin rengini ve eksen takımı yazılarının rengini istenen bir renge getirmek içindir.



Şekil 4.13 Parametre Menüsü

Bu menüde üzerinde durulması gereken madde "İterasyon ve Çizim Parametreleri" maddesidir. Bu maddeyle Şekil 4.14' de görülen "İterasyon ve Çizim Parametreleri" Penceresine ulaşılabilir.



Şekil 4.14 İterasyon ve Çizim Parametreleri Penceresi

Bu pencerede üst bölümde kanat üzerinde alınacak istasyon sayısı ve iterasyonla ilgili bilgiler bulunmaktadır. İterasyon hassasiyeti ve sönüm faktörü Anderson' un makalesinde bahsi geçen parametrelerdir. Burada istasyon sayısı tek sayı olarak verilmezse program bu bilgiyi kabul etmeyecektir.

Orta bölümde sirkülasyonun çizdirilmesi halinde geçerli olacak parametrelere yer verilmiştir. "Boyutsuz" işaretlenirse ekrana sirkülasyon boyutsuz olarak çizdirilecektir. "Eşdeğer Eliptik Sirkülasyon Çiz" işaretlenirse bu durumda sirkülasyonun çizimi esnasında aynı taşıma katsayısını verecek eliptik sirkülasyon dağılımı da gri renkli olarak aynı anda çizilecektir.

Pencerenin alt bölümünde ise genel olarak çizimle ilgili parametrelere yer verilmiştir. Meselâ "Şekil Yazısı" bölümüne herhangi bir şey yazılacak olursa bu çizilen grafiğin altına yansıtılacaktır. "Çizimden Önce Sayfayı Temizle" işaretlenirse her çizimden önce aktif pencere temizlenecek ve çizim sonra yapılacaktır. Aksi taktirde her yapılan çizim üst üste yapılmaya devam edecektir. Tabii ki sayfa, "Düzen" menüsünden "Tümünü Sil" seçilerek yada araç çubuğundan silgi tuşu tıklanarak

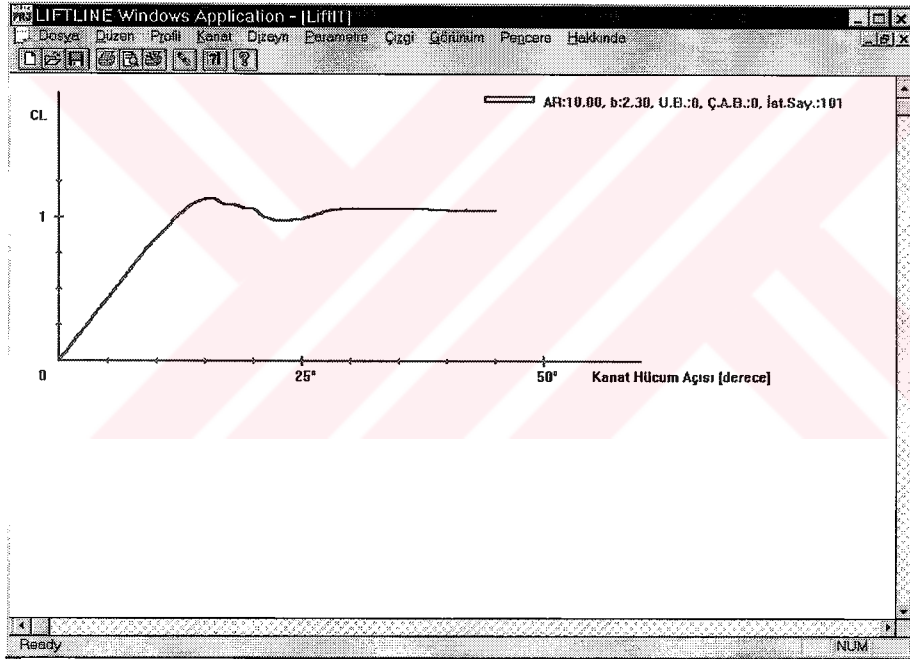
kullanıcı tarafından her istenildiği an temizlenebilir. "Grafik Rengini Kendiliğinden Değiştir" işaretlenirse program her çizim yapıldığında sadece grafiğin rengini "Grafik Rengi" maddesinde seçilen renkten başlamak kaydıyla sürekli olarak kendiliğinden değiştirecektir. "Simgesel Planform Çiz" işaretlenirse ekrana ölçekli olarak simgesel bir planform,o an çizilen grafiğin renginde çizilir. "Açıklama Yazısı Yaz" işaretlenirse de yine o an çizilen grafiğin renginde bazı parametreler kısaltılmış olarak ekrana yansıtılır.



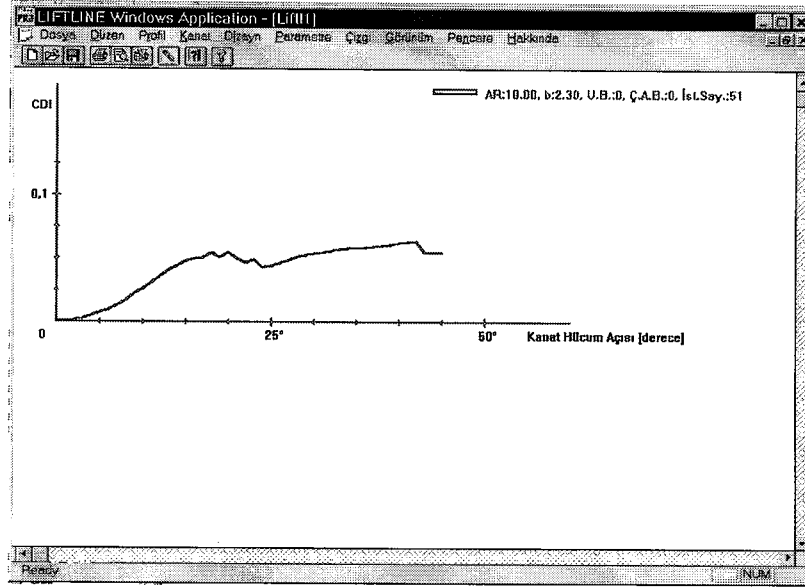
5. UYGULAMALAR

Bu bölümde programın çalışmasına ilişkin bazı uygulamalar ve bunların değerlendirmesi yer almaktadır.

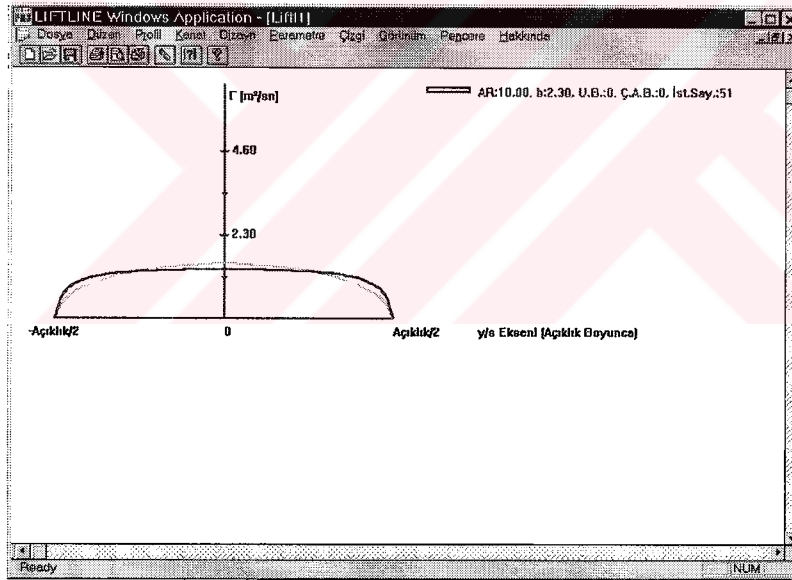
Tüm kesit profilleri NACA0015 olan, 10 açıklık oranına sahip, dikdörtgen planformlu, burulmasız bir kanadın taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi Şekil 5.1’ de, indüklenmiş sürüklenme katsayısı eğrisi Şekil 5.2’ de, 4° hücum açısında açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı Şekil 5.3’ de, verilmiştir.



Şekil 5.1 NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan
Burulmasız Bir Kanadın Taşıma Katsayısı Eğrisi

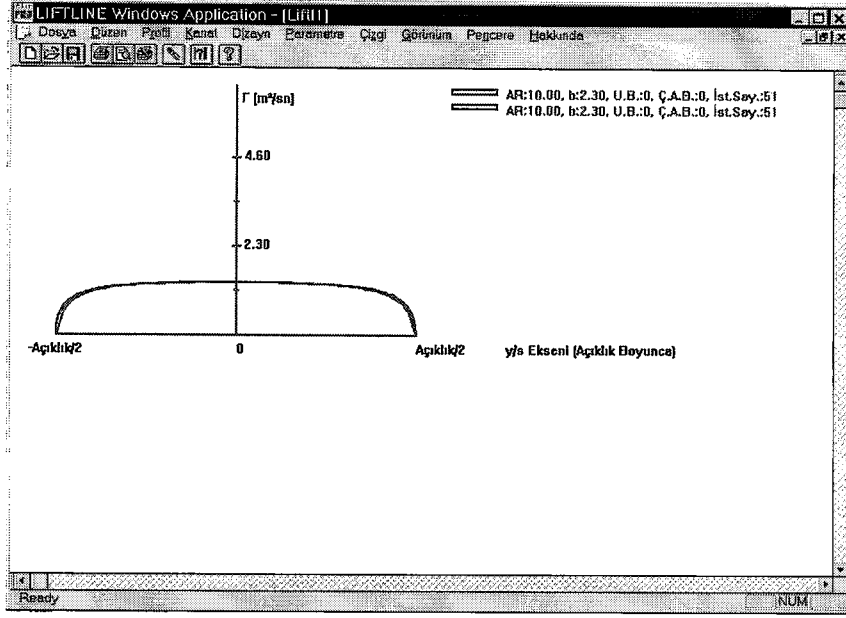


Şekil 5.2 NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan
Burulmasız Bir Kanadın İndüklenmiş Sürüklenme
Katsayısı Eğrisi

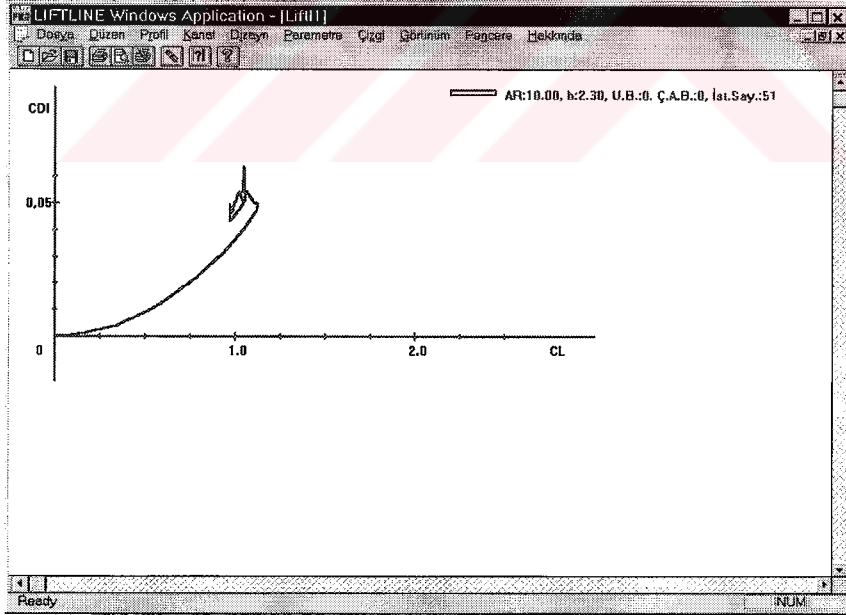


Şekil 5.3 NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan
Burulmasız Bir Kanadın 4° Hücüm Açısındaki
Sirkülasyon Eğrisi

Şekil 5.4' de aynı kanadın 4° hücum açısındaki sirkülasyon dağılımı hem Anderson iteratif metoduyla hem de Fourier katsayılarıyla hesap metoduyla üst üste çizdirilmiştir. Ve yine aynı kanada ait poler (indüklenmiş sürüklemeye hasaplanan) eğrisi Şekil 5.5' de çizdirilmiştir.



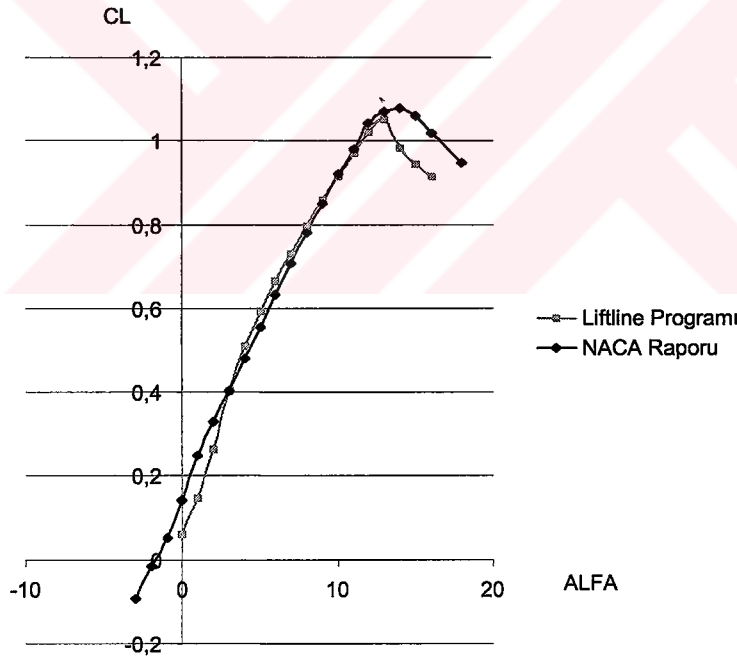
Şekil 5.4 NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan
Burulmasız Bir Kanadın 4° Hücum Açısındaki
Sirkülasyon Eğrisinin Hem Anderson' un
Yöntemiyle Hem de Fourier Katsayıları
Yöntemiyle Üst Üste Çizdirilmesi



Şekil 5.5 NACA0015 Profilli, Dikdörtgen, AR=10 Olan
Burulmasız Bir Kanadın Poler Eğrisi

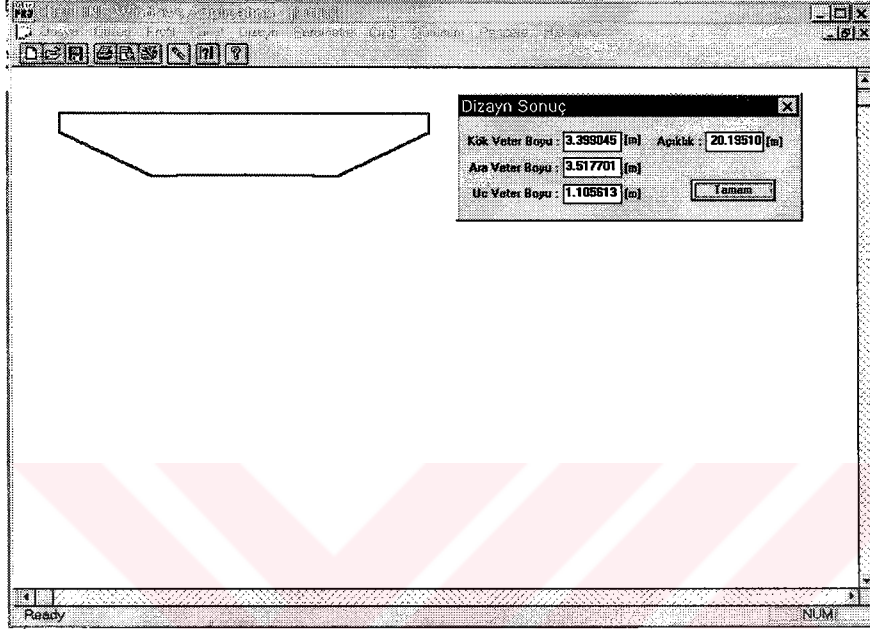
Ayrıca NACA' nın 309 No.' lu Raporunda Deneysel çalışması yapılan kanat bilgileri ile bu projeye oluşturulmuş bulunan “Liftline” programı yardımıyla aynı kanadın taşıma katsayısı Şekil 5.6’ da karşılaştırılmıştır.

NACA raporunda deneysel çalışması yapılan kanat dikdörtgen planformlu, R.A.F. 15 profilinden imal edilmiş burulmasız ve açıklık oranı 6 olan bir kanattır. Ayrıca bu deneydeki hava hızı ve model boyutlarıyla Reynolds sayısı 104.859 olarak hesaplanmıştır [7]. Karşılaştırmada en zor aşama “Liftline” programına verilecek olan profil bilgilerini aynı Reynolds sayısı için temin etmek olmuştur. Günümüzdeki profil kataloglarında çoğunlukla yüksek Reynolds sayıları için profil karakteristik bilgileri verilmiştir. Bu problemin aşılmasında Mark Drela [8] nın “xfoil” isimli programı kullanılmıştır. “xfoil” programına profil koordinatları ve Reynolds sayısı verilerek muhtelif hücum açıları için taşıma katsayısı bilgileri elde edilmiş ve bu oluşturulan bilgiler “Liftline” programına Reynolds sayısı 104.859 için R. A. F. 15 profil karakteristik dosyası olarak verilmiştir.

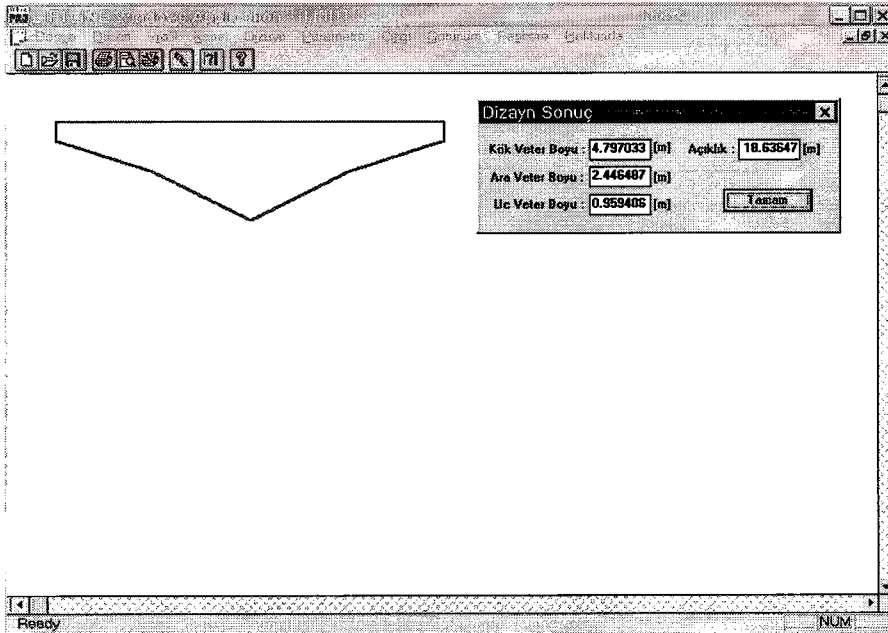


Şekil 5.6 Dikdörtgen Planformlu, R.A.F. 15 Profilinden
İmal, AR=6 Olan, Burulmasız Bir Modelin NACA
Raporuyla “Liftline” Programından Elde Edilen
Sonuçlarının Karşılaştırılması

Dizaynla ilgili bir uygulama ise Şekil 5.7 de görülmektedir. Burada açıklık oranının 7 olması, Seyahat Gros ağırlığının 1000 kg. olması, Tesbit Açısının 4° olması, Seyahat Yüksekliğinin de 1000 m. olması şartları verilerek burulmasız NACA0015 profilinden oluşan bir kanadın planform dizaynı istenmiş ve “%10 Daraltarak Dizayn” yöntemiyle bu sonuç alınmıştır.



Şekil 5.7 Örnek Olarak Dizayn Edilen Bir Kanat



Şekil 5.8 Örnek Olarak Dizayn Edilen Diğer Bir Kanat

Diğer bir örnek dizayn Şekil 5.8’ de verilmiştir. Burada bu kez farklı olarak çeyrek açıklıkta “-1°”, kanat ucunda “-0.7°” burulma verilmiş ve kök profil NACA0021, çeyrek açıklıktaki profil NACA0015 ve uc profil NACA0012 olarak işaret edilmiştir.

Şekil 5.6 incelendiğinde gerçekten deneysel çalışmaya yakın bir sonuç elde edildiği görülmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta profil karakteristik bilgisinin sağlıklı olmasıdır. Profil karakteristik bilgisi bu şekil için “xfoil” programından alınmıştır bu da olumsuz bir etki olarak gelmektedir. Deneysel çalışmalarla elde edilmiş verilerin kullanılması çok daha sağlıklı sonuçların elde edilmesini sağlayacaktır. Bu şekil üzerinde “0” hücum açısı yakınlarında diğer bölgelere nazaran NACA raporuna göre daha büyük bir fark görülmektedir. Bu durumun muhtemel sebebi profil karakteristiğinin nümerik yollarla elde edilmiş olmasıdır.

Ayrıca Şekil 5.4 incelendiğinde Anderson’ un iteratif metoduyla elde edilen sirkülasyonla, Fourier Katsayıları hesabına dayanan yöntemle elde edilen sirkülasyon birbiriyle son derece düzgün örtüşmektedir. Şu da unutulmamalıdır ki programdaki diğer performans parametreleri hesaplanırken daima ilk önce sirkülasyon hesaplanarak daha sonra bu sirkülasyondan parametre hesabına geçilmiştir. Dolayısıyla sirkülasyon eğrilerindeki bu uyum hesapların sağlıklılığına işaret eden önemli bir veridir. Kanat uçlarına yakın bölgelerdeki oluşan farkın sebebi Anderson’ un yönteminde kanat üzerindeki istasyon dağılımının eşit aralıklarla olmasına karşın (“Simpson Yöntemi” yle integral hesabı yapılıyor olması dolayısıyla eşit aralıklı istasyonlar alınmak zorundadır.) Fourier Katsayılarının hesabına dayanan yöntemde istasyonların açisal olarak eşit parçalara bölünmüş olmasıdır. Böylece kanat uçlarında istasyon sayısı yoğunlaşmış ve değişimin büyük olduğu bölgede denklemler yoğunlaşmıştır. Ve dikkat edildiğinde Anderson’ un yöntemiyle çizilen sirkülasyon eğrisinin kanat uçlarına yakın bölgelerinde kırıklıklar fark edilebilir. Bu iki yöntem arasında hesap farkı oluşturan diğer bir önemli sebep Fourier Katsayılarıyla sirkülasyon hesabında profil karakteristiğinden elde edilen parametrelerin sıfır taşıma katsayısı civarındaki bilgilerden yararlanılarak elde ediliyor olmasıdır. Eğer düşünülen profilin taşıma katsayısı eğrisi sıfır taşıma katsayısı civarında farklılık göstererek lineer bölgeyle uyumsuzluk yaptıysa (ki bu durum özellikle kamburluğu yüksek profillerde görülmektedir) hesaplarda kullanılacak parametreler (meselâ taşıma katsayısı eğrisi eğimi) bütün hesabı

bozabilir. Bu durumu elimine etmek için bazı yaklaşımlar programda her ne kadar kullanılmış olsa da bu durum Fourier katsayılarının hesabına dayanan yöntem kullanılırken hatırdan çıkartılmamalıdır.

Diğer dikkat çekici bir nokta Şekil 5.7 ile Şekil 5.8 arasında mevcuttur. Şöyle ki; bu iki kanadın dizayn başlangıcı arasındaki tek fark Şekil 5.8' de elde edilmiş olana çeyrek açıklıkta ve kanat ucunda hücum kenarını yukarı doğru buracak şekilde burulma verilmiş olmasıdır. Bu şekilde elde edilen iki planformdan burulma ile elde edilenin açıklığı, diğerinden daha düşük çıkmıştır. Böyle bir sonuç zaten beklenmeliydi. Zira kanadın ortalama hücum açısı artmıştır. Fakat aynı yükü taşıyacak daha küçük bir kanat daima tercih sebebi olacaktır.



6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında üç boyutlu kanatlar için klasikleşmiş Lanchester-Prandtl taşıyıcı çizgi teorisi ele alınarak bu yöntemin taşıma hücum açısı eğrisinin lineer bölgesinde Fourier katsayıları için çözüm tekniğini, ve non-lineer bölgede iteratif bir çözüm tekniğini kullanan etkileşimli bir bilgisayar programı “Visual C++” dili kullanılarak geliştirilmiştir. Program grafik arayüzlü ve “windows” tabanlı olduğundan kullanımı sonderece kolay ve anlaşılır bir hal almıştır.

Program seyahat şartlarına göre kanat tasarımına ve verilen bir kanat için analize yönelik olarak yapılan uygulamalarla test edilmiştir. Ayrıca deneysel verilerle karşılaştırma sağlanması amacıyla bir NACA raporunda verilen kanat için benzer şartlarda uygulama da yapılmıştır.

Bu çalışma bir profil kataloğu da oluşturacak şekilde genişletildiğinde küçük tipte uçak dizaynı düşünenler için son derece faydalı bir yardımcı araç olacaktır.

Aynı zamanda, programın profil ve planform bilgisi verilen bir kanadın performans değerlerini çok kısa bir sürede ekrana grafik olarak yansıtması, ardarda uygulama yaparak değişimin ne şekilde olduğunu kolaylıkla görme imkânını getirmiştir. Bu durum özellikle öğrenciler için yararlı olacaktır.

Geliştirme açısından programa Fourier katsayılarıyla hesap yapan bazı bölümler daha eklenebilir. Bu, iki yöntem arasındaki farkı ortaya koymaya yönelik olarak faydalı olabilir.

Ayrı bir bölüm olarak, verilen bir profilin belirli bir Reynolds sayısında karakteristik bilgilerini hesaplatma özelliği eklenebilir. Ancak profil bilgilerinin deneysel çalışmalarla elde edilmiş olması elde edilecek sonuçları daha tatminkâr yapacaktır.

Programa gövde etkisi dahil edilmediğinden bu durumun dizayncı tarafından ayrıca göz önünde bulundurulması gereklidir.

Akım çizgilerinin çizdirilmesi, yarı kanadın iki değil üç parça yamukdan oluşması ya da kanat planformu için standart yada verilen bir eğrinin seçilebilmesi gibi özellikler bir geliştirmeden çok diğer bir projenin konusu olmalıdır.



KAYNAKLAR

- [1]. **Kroo, Ilan**, 1997. Applied Aerodynamics-A digital Textbook, Desktop Aeronautics, Inc., Stanford.
- [2]. **Douglas, J. F., Gasiorek, J. M., Swaffield, J. A.**, 1985.. Fluid Mechanics, *English Language Book Society / Longman*, London.
- [3]. **Katz, Joseph, Plotkin, Allen**, 1991. Low Speed Aerodynamics From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc, New York.
- [4]. **Yükselen M. Adil**, Aerodinamik Ders Notları, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul
- [5]. **Anderson John D., Corda Stephen, and Van Wie David M.**, 1980. Numerical Lifting Line Theory Applied to Drooped Leading-Edge Wings Below and Above Stall, *J.AIRCRAFT VOL.17, NO.12, ARTICLE NO. 80-4129*, 898-904.
- [6]. **Kaplan, Wilfred**, 1981. Advanced Mathematics For Engineers, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., USA.
- [7]. **Diehl, Walter S.**, 1929. Joint Report On Standardization Tests On N.P.L. R.A.F. 15 Airfoil Model, *NACA Report No. 309*, WASHINGTON.
- [8]. **Drela, Mark**, MIT Aero & Astro Harold Youngren, Aerocraft, Inc., Fluid Dynamics Research Laboratory, xfoil 6.9.

ÖZGEÇMİŞ

18 Şubat 1967 tarihinde doğdum. Orta öğrenimimi Samsun İlkadım Ortaokulunda 1978 ile 1981 yılları arasında tamamladım. 1981 yılında Kuleli Askeri Lisesi' ne kaydımı yaptırdım ve 1985 yılında mezun oldum. 1987 yılında İ.T.Ü. Uçak Mühendisliği Bölümü' nü kazanarak yüksek öğrenimime başladım ve 1992 yılında bu bölümden mezun oldum. Aynı yıl Yüksek Lisans sınavlarına girerek Uçak Mühendisliği Programı' nda yüksek lisansa başladım. 1993 yılıyla 1997 yılları arasında Türk Hava Yollarında Uçak Mühendisi olarak görev yaparken Yüksek Lisans derslerine de devam ettim. Ancak verilen sürede Yüksek Lisans için gerekli krediyi tamamlayamadım. Ve 1997 yılında kısa dönem er olarak askerlik görevime başladım. 1998 yılında askerliğimi bitirdim. 1999 yılından bu yana Onur Hava Yolları' nda Bilgi İşlem Mühendisi olarak görev yapmaktayım.

Yabancı dil olarak ingilizce bilmekteyim.

Bilgisayar dillerinden "Visual C++" ve "Fortran" ı bilmekteyim.

Yüksel DALYAN