

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK KANADI ÜZERİNDE DEFORMASYONDAN DOLAYI DEĞİŞEN YÜK
DAĞILIMININ HESAPLANMASI İÇİN BİR PARAMETRİK MODELLEME
YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ahmet BARUTÇU

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN

NİSAN 2020

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı



Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.



Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ
Anabilim Dalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün **171511032** numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ahmet BARUTÇU** 'nun ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**UÇAK KANADI ÜZERİNDE DEFORMASYONDAN DOLAYI DEĞİŞEN YÜK DAĞILIMININ HESAPLANMASI İÇİN BİR PARAMETRİK MODELLEME YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ**” başlıklı tezi **22.04.2020** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı :

Dr. Öğr. Üyesi
Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi



Jüri Üyeleri :

Prof. Dr. Erdem ACAR (Başkan)
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi



Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU
TED Üniversitesi



TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.



Ahmet Barutçu



ÖZET

Yüksek Lisans

UÇAK KANADI ÜZERİNDE DEFORMASYONDAN DOLAYI DEĞİŞEN YÜK DAĞILIMININ HESAPLANMASI İÇİN BİR PARAMETRİK MODELLEME YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Ahmet Barutçu

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Recep Muhammet Görgülüarslan

Tarih: Nisan 2020

Akışkan-Yapı Etkileşimi etkisi havacılık uygulamalarında incelenen önemli konulardan biridir. Rijit olmayan yapıların, yapı etrafındaki hava hareketlerinin oluşturduğu yükten dolayı şekli değişmektedir. Şekil değişimi ise yapı etrafındaki hava hareketlerini doğrudan etkilemektedir. Uçak için akışkan-yapı etkileşimi düşünüldüğünde uçak kanadı için bu etkinin incelenmesi gerekmektedir. Çünkü uçak kanadı uçağın ana taşıyıcı elemanıdır ve esnek bir yapıya sahiptir. Uçak kanadı üzerindeki şekil değişimi, akışkan-yapı etkileşiminden meydana gelmektedir. Akışkan-yapı etkileşimi etkisinin hesaplamalara dâhil edilmesi yüksek hesaplama maliyeti gerektirir. Bu tez çalışmasında bir uçak kanadı üzerinde deformasyondan dolayı değişen yük dağılımının tekrar hesaplanması için parametrik bir yöntem geliştirilerek etkin bir biçimde sonuca ulaşılması gösterilmektedir. Çalışmanın temeli hızlı ve etkili bir sonuç almak olduğu için akışkan ve yapısal analiz kısımlarında ayrı ayrı basitleştirmeler yapılmıştır. Yüksek çözünürlüğe sahip yapısal model çok daha basit bir yapı olan çubuk modele yapının özellikleri de korunarak indirgenmiştir. Böylece belli bir yük altında yapının şekil değişimi hızlıca tahmin edilebilmektedir.

Akışkan analizlerinde ise yüksek hesaplama maliyeti olan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri kullanmak yerine doğrusal aerodinamik varsayımından yararlanılarak kanat üzerindeki basınç katsayısı dağılımı ve buna bağlı yük tahmini yapılmıştır. Doğrusal aerodinamik varsayımı için ‘Aerodinamik Etkileşim Katsayıları (Aerodynamic Influence Coefficient (AIC))’ matrisi kullanılmıştır. Bu matris şekil değişim bilgisine karşılık gelen basınç katsayısı değişim bilgisini içermektedir. Parametrik yüzey modelleme yöntemlerinden biri olan Bezier yüzey fonksiyonları yardımıyla AIC matrisi oluşturulmuştur. Uçak kanadı dış yüzeyi bu amaç için Bezier yüzey modelleme yöntemi kullanılarak oluşturulmuştur. Yüzey oluşturulurken kullanılan kontrol noktaları (control vertices (CVs)) deforme olmuş yapının yük dağılımını tahmin etmek için kullanılır. Her bir kontrol noktasının bir birim yer değiştirmesine karşılık gelen değişen yük dağılımı bilgisi AIC matrisi içinde birleştirilir. Bu yöntemin en büyük avantajı yüzey üzerindeki tüm noktalara belirli yer değiştirme değeri uygulamak yerine çok daha az sayıdaki kontrol noktalarına yer değiştirme değeri uygulanmasıdır. Ayrıca kontrol noktalarının yer değiştirmesi pürüzsüz bir şekil değişimi olmuş yüzey elde edilmesini de sağlamaktadır. Bu sayede hesaplama maliyeti yüksek olan akışkan analizi yapmak yerine parametrik modelleme yaklaşımı ile AIC matrisi oluşturulup uçak kanadı üzerindeki değişen yük bilgisi hızlı ve etkili bir biçimde tahmin edilebilmektedir. Daha basit modele indirgenmiş yapısal modelden elde edilen şekil değişim bilgisi kontrol noktaları üzerine aktarılarak şekil değişimine uğramış uçak kanadının yüzeyi Bezier yüzey fonksiyonları ile elde edilir. Kontrol noktalarının yeni konumu AIC matrisi ile ilişkilendirildiğinde uçak kanadı üzerindeki değişen yük dağılımı elde edilir. Bu çalışmada kullanılan yöntemler, bir uçağın ön tasarım aşamasında veya iteratif olarak yapılan aeroelastik analizler için hızlı ve etkili bir biçimde sonuca ulaşılacak istendiğinde kullanılabilir. Ayrıca önerilen metodun kullanımı sadece uçak kanadı için değil akışkan-yapı etkileşimi olan diğer yapıları da kapsamaktadır.

Anahtar Kelimeler: Akışkan-yapı etkileşimi, Bezier yüzey modelleme, Aerodinamik etkileşim katsayıları matrisi, Aeroelastisite, Multi-fizik.

ABSTRACT

Master of Science

A PARAMETRIC MODELING APPROACH FOR PREDICTION OF LOAD DISTRIBUTION DUE TO FLUID STRUCTURE INTERACTION ON AIRCRAFT STRUCTURES

Ahmet Barutçu

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Title. Dr. Öğr. Üyesi Recep Muhammet Görgülüarslan

Date: April 2020

The Fluid Structure Interaction effect is one of the crucial issues to be examined in aerospace applications. The shape of a flexible structure changes due to the load caused by the air flow around the structure. The deformations directly affect the air flow around the structure. Considering the fluid-structure interaction for aircraft, this effect should be examined for the aircraft wing since the wing produces the majority of the necessity lift and it is flexible. Deformation on the aircraft wing consists of this effect. The incorporation of the fluid-structure interaction effect into the calculations requires a high computational cost. In this thesis, a parametric method is developed to recalculate the load distribution due to the deformation on an aircraft wing. As the basis of the study is to obtain a faster and effective results, the simplification of the part of fluid flow and structural analysis are done separately. The high-fidelity structural model is reduced to a much simpler structure, i.e. to a stick model, while preserving its properties. Thus, the deformed state of the structure under a certain load can be estimated quickly. In the part of fluid flow analysis, instead of using Computational Fluid Dynamics (CFD), which has a high computational cost, a linear aerodynamic

assumption, called the Aerodynamic Influence Coefficients (AIC) matrix, is used to estimate the pressure distribution on the wing and the associated load. This matrix includes the information of the pressure change corresponding to the deformation. The AIC matrix is created with the help of the Bezier surface functions which is one of the parametric surface modeling methods. The outer surface of the aircraft wing is generated using the Bezier surface modeling method for this purpose. The control vertices (CVs) of the generated surface are used to estimate the load distribution of the deformed shape. The distribution of the load change corresponding to each control vertex per unit perturbation value is combined in the AIC matrix. The major advantage of this method is that it deforms a few control vertices rather than deforming all points on the surface, thus mitigating the computational cost. In addition, the deformation of the CVs results in a smooth deformed surface. Thus, the AIC matrix can be generated with the parametric modeling approach instead of the analysis with high computational cost and the load change information on the aircraft wing can be estimated quickly and effectively. The deformation information obtained from the reduced structural model is transferred to the CVs and the surface of the deformed aircraft wing is obtained by the Bezier curves. The distribution of the load change on the aircraft wing is obtained when the new position of the control points is associated with the AIC matrix. The methods used in this study can be used in the preliminary design stage of an aircraft or when iterative solutions are requested to achieve a faster and effective result for aeroelastic analysis. In addition, although the use of the proposed method is shown for an aircraft wing example in this thesis, it can also be used for other structures which involve the fluid-structure interaction effect.

Keywords: Fluid-structure interaction, Bezier surface modeling, Aerodynamic influence coefficient matrix, Aeroelasticity, Multi-physics.

TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren tez danışmanım Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan eőim Gözde BARUTÇU'ya, aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
TEZ BİLDİRİMİ	V
ÖZET	vii
ABSTRACT	ix
TEŞEKKÜR	xi
İÇİNDEKİLER	xiii
ŞEKİL LİSTESİ	xv
KISALTMALAR	xix
SEMBOL LİSTESİ	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	2
1.2 Tezin Organizasyonu	3
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	5
3. KULLANILAN YÖNTEMLER	15
3.1 Genel Akışkan-Yapı Etkileşimi Problem Tanımı	15
3.2 Yapısal Modelin İndirgenmesi	16
3.2.1 Sistem matrislerinin azaltılması	16
3.2.2 Komponent mod sentezi.....	18
3.2.3 Çubuk modele indirgeme	18
3.3 Aerodinamik Etkileşim Katsayılar (AIC) Matrisi.....	19
3.4 Bezier Yüzey Modelleme.....	20
3.5 Aerodinamik Yük Bilgisinin Yapısal Eleman Üzerine Aktarılması	23
3.6 Panel Yöntemi – PANAIR yazılımı	29
4. ÖNERİLEN METODOLOJİ	33
5. UÇAK KANADI İÇİN UYGULAMA	39
5.1 Uçak Kanadı CAD Modelin Oluşturulması	41
5.2 Başlangıç Aerodinamik Yük Hesabı İçin Akışkan Analizi.....	44
5.2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ile akış problemi çözümü	45
5.2.2 Basınç dağılımdan kuvvet dağılımına geçiş.....	54
5.3 Statik Yapısal Sonlu Elemanlar Analizi.....	55
5.3.1 Sonlu elemanlar modelin oluşturulması.....	56
5.3.2 Sonlu elemanlar modelin indirgenmesi.....	59
5.4 AIC Matrisinin Oluşturulması	68
5.4.1 Bezier yüzey yöntemi ile uçak kanadının parametrik modellenmesi.....	69
5.4.2 Etkin yer değiştirme değerinin belirlenmesi	82
5.4.3 AIC matris elemanlarının belirlenmesi	89
5.5 Başlangıç Yüğü ile Şekil Değişimi Hesabı	93
5.6 Değişen Yük Miktarının AIC Matrisi ile Tahmin Edilmesi	97

5.7 AIC Matrisinin HAD ile Oluşturulması ve Değişen Yük Hesabı	99
5.8 Şekli Değişmiş Uçak Kanadının HAD ve Panel Yöntemi ile Akış Çözümü ...	103
5.9 AIC Matrisi ile Elde edilen Yük Değişimi ile İteratif Olarak Sürecin Devam Ettirilmesi	106
6. SONUÇLARIN DEğERLENDİRİLMESİ VE ÖNERİLER.....	109
7. GELECEK ÇALIŞMALAR.....	113
KAYNAKLAR.....	115
EKLER.....	121
ÖZGEÇMİŞ.....	133



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1 Kanat profili etrafındaki akım çizgileri	1
Şekil 2.1 Akışkan yapı etkileşimi için akış şeması	6
Şekil 3.1 Grid noktaları ve elde edilen türbin kanat profili.....	20
Şekil 3.2 Ayrık yaklaşım ile elde edilen türbin kanat yüzeyi	21
Şekil 3.3 Kontrol noktaları ve elde edilen kanat profili	21
Şekil 3.4 Polinom yaklaşımı ile elde edilen türbin kanat yüzeyi	22
Şekil 3.5 HAD çözüm ağında kullanılan üçgen eleman örneği	24
Şekil 3.6 HAD ve SEM grid noktaları	27
Şekil 3.7 Aktarılacak kuvvet ve üç yapısal grid noktası	27
Şekil 3.8 Ses üstü savaş uçağı için PANAIR modeli	31
Şekil 4.1 Kullanılan yöntemin akış şeması	34
Şekil 5.1 Türk Başlangıç ve Temel Eğitim Uçağı-HÜRKUŞ.....	39
Şekil 5.2 Akış şeması, kullanılan programlar ve yöntemler	41
Şekil 5.3 NACA 6412 ölçeklendirilmiş kanat profili.....	42
Şekil 5.4 Kanat için oluşturulan kaburga (rib) elemanları	43
Şekil 5.5 Kanat için oluşturulan kiriş (spar) elemanları.....	43
Şekil 5.6 Kaburga ve kiriş elemanlarının birleştirilmiş hali	44
Şekil 5.7 Uçak kanadının CAD modeli.....	44
Şekil 5.8 Kontrol hacminin izometrik görünümü	47
Şekil 5.9 Kontrol hacmi yandan görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi	48
Şekil 5.10 Kontrol hacmi önden görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi	48
Şekil 5.11 Kontrol hacmi üstten görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi	49
Şekil 5.12 Kanat yüzeyinin seyrek çözüm ağı ile oluşturulması	50
Şekil 5.13 Kanat yüzeyinin sık çözüm ağı ile oluşturulması	50
Şekil 5.14 Taşıma katsayısının eleman sayısına göre değişimi	51
Şekil 5.15 Sürüklenme katsayısının eleman sayısına göre değişimi.....	51
Şekil 5.16 Kanat profili etrafında kullanılan çözüm ağı	52
Şekil 5.17 Kontrol hacminde kanat bölgesindeki çözüm ağı.....	53
Şekil 5.18 Kontrol hacmi çözüm ağı.....	53
Şekil 5.19 Kanat üzerinde basınç katsayısı (C_p) dağılımı	54
Şekil 5.20 Kanat kök bölgesindeki kuvvet vektörleri	55
Şekil 5.21 Kanat açıklığı boyunca düşey yönde entegre edilmiş kuvvet dağılımı.....	55
Şekil 5.22 Sonlu elemanlar modelinin sınır şartları ve uygulanan kuvvet.....	58
Şekil 5.23 Kanat ucu deformasyonunun kullanılan eleman sayısına göre değişimi	58
Şekil 5.24 Belirlenen çözüm ağı ile kanat yüzeyi, kaburga ve kiriş elemanların oluşturulması.....	59
Şekil 5.25 Elastik eksen için uygulanan kuvvetler.....	60
Şekil 5.26 Elastik eksenin belirlenmesi	61
Şekil 5.27 Şekil değişiminin olmadığı noktanın belirlenmesi	61
Şekil 5.28 Uçak kanadının elastik ekseni (çizgisi).....	62

Şekil 5.29 14 nokta ile indirgeme yapılan düğüm noktaları	63
Şekil 5.30 28 nokta ile indirgeme yapılan düğüm noktaları	63
Şekil 5.31 Orijinal modelin 1. eğilme modu	66
Şekil 5.32 Orijinal modelin 2. eğilme modu	66
Şekil 5.33 Orijinal modelin burulma modu.....	67
Şekil 5.34 Başlangıç Bezier eğrisi ve NACA6412 kanat profili.....	71
Şekil 5.35 3. Derece uydurulmuş Bezier eğrisi ve NACA6412 kanat profili	71
Şekil 5.36 Üst eğri üzerindeki hata miktarı.....	72
Şekil 5.37 Alt eğri üzerindeki hata miktarı	72
Şekil 5.38 4.derece Bezier eğrisi ile oluşturulan kanat profili	73
Şekil 5.39 5.derece Bezier eğrisi ile oluşturulan kanat profili	74
Şekil 5.40 Bezier yüzey modelleme yöntemi ile oluşturulmuş kanat yüzeyi.....	76
Şekil 5.41 PANAIR’de akış analizi için izlenen adımlar	77
Şekil 5.42 Bezier yüzey yöntemi ile oluşturulmuş seyrek çözüm ağı.....	78
Şekil 5.43 Bezier yüzey yöntemi ile oluşturulmuş sık çözüm ağı	78
Şekil 5.44 Veter boyunca farklı çözüm ağındaki basınç katsayısı dağılımı.....	79
Şekil 5.45 Kanat açıklığı boyunca farklı çözüm ağı sıklığındaki basınç katsayısı dağılımı	80
Şekil 5.46 Belirlenen artış miktarı ile elde edilen çözüm ağı.....	81
Şekil 5.47 Panair ile elde edilmiş basınç katsayısı dağılımı çözümü.....	81
Şekil 5.48 Etkin yer değiştirme değeri için takip edilen adımlar	83
Şekil 5.49 Kontrol noktasının elastik eksen etrafında döndürülmesi.....	85
Şekil 5.50 Kanat ucu rib istasyonunda +z yönündeki deformasyon	87
Şekil 5.51 Kanat ucu rib istasyonunda elastik eksen etrafında rotasyon	87
Şekil 5.52 Kanat ucu için etkin dönme değer çalışması.....	88
Şekil 5.53 Kanat ucu için düşey yöndeki etkin yer değiştirme değer çalışması	88
Şekil 5.54 AIC matrisi oluşturma akış şeması	90
Şekil 5.55 Kullanılan AIC matrisinin formatı.....	92
Şekil 5.56 Kanat alt bölge isimlendirilmesi	93
Şekil 5.57 Başlangıç kanat geometrisi ve deforme olmuş kanat geometrisi	96
Şekil 5.58 Başlangıç yükü ile elde edilen değişen basınç katsayısı değişimi dağılımı	97
Şekil 5.59 Değişen yük dağılımı	98
Şekil 5.60 HAD çözümü basınç katsayısının PANAIR çözüm ağına aktarılması (a) Bezier yüzey modeli ile elde edilen PANAIR çözüm ağı (b) HAD analizi için oluşturulan çözüm ağı	101
Şekil 5.61 HAD kullanılarak elde edilen değişen basınç katsayımı değişimi dağılımı	102
Şekil 5.62 HAD ile elde edilen değişen yük dağılımı	102
Şekil 5.63 PANAIR ile deforme olmuş kanadın akış çözümü.....	103
Şekil 5.64 Panel yöntemi (PANAIR yazılımı) ile kanat üzerinde elde edilen entegre kuvvet değişimi dağılımı.....	104
Şekil 5.65 HAD ile deforme olmuş kanadın akış çözümü	104
Şekil 5.66 HAD yöntemi (Fluent yazılımı) ile kanat üzerinde elde edilen entegre kuvvet değişimi dağılımı.....	105

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 Akışkan yapı etkileşiminde kullanılan yöntemler ve ara yüzler.	11
Çizelge 2.2 Kanat profili parametrisasyon yöntemlerinin puanlandırılması	12
Çizelge 5.1 Kullanılan uçak kanadının özellikleri.	40
Çizelge 5.2 Kaburga elemanların konumları ve veter uzunlukları.	42
Çizelge 5.3 Akışkan analizi yapılan koşullar.	46
Çizelge 5.4 Uçak kanadı eleman özellikleri.....	57
Çizelge 5.5 Alüminyum özellikleri.....	57
Çizelge 5.6 Rijitlik matrisi karşılaştırması.....	65
Çizelge 5.7 Orijinal model ve indirgenen modellerin doğal frekansları.	67
Çizelge 5.8 Belirlenen kontrol noktasının normalize edilmiş konumları.....	74
Çizelge 5.9 Rib elemanların veter uzunlukları ve hücum kenarı koordinatları	75
Çizelge 5.10 İndirgeme noktalarına karşılık gelen eşdeğer kuvvet ve momentler.	94
Çizelge 5.11 Başlangıç yükü için uçak kanadının yer değiştirme bilgisi.....	96
Çizelge 5.12 İterasyon sonuçları.	106
Çizelge 6.1 Yük değişimi sonuçları ve yüzdesi.	110



KISALTMALAR

ADT	: Alternating Digital Tree
AIC	: Aerodynamic Influence Coefficient
ALE	: Arbitrary Lagrangian Equation
CAD	: Computer Aided Design
CFD	: Computational Fluids Dynamics
CVs	: Control Vertices
DOF	: Degree of Freedom
FSI	: Fluid-Structure Interaction
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
SEM	: Sonlu Elemanlar Modeli
TFI	: Transfinite Interpolation
PARSEC	: Parametric Section
CST	: Class-Shape Transformation



SEMBOL LİSTESİ

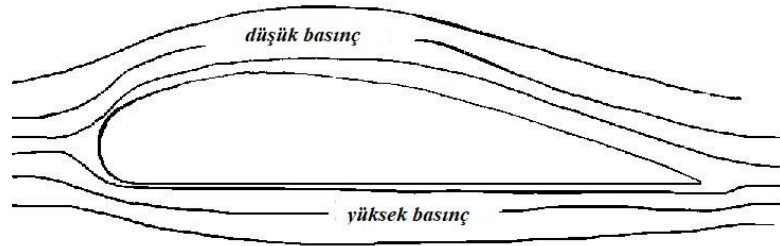
Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
C_P	Basınç katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_D	Sürüklenme katsayısı
δC_p	Basınç katsayısı değişimi
$C_{p_{\text{başlangıç}}}$	Başlangıç basınç katsayısı
$C_{p_{\text{TOPLAM}}}$	Toplam basınç katsayısı
K	Rijitlik matrisi
x	Elastik deformasyon
F	Kuvvet
M	Kütle matrisi
T_G	Dönüşüm matrisi
P_i	Kontrol noktalarının konumu
$B_{i,n}$	Bernstein polinomu
q	Dinamik basınç
\vec{n}	Normal vektörü
v	Akışkanın hızı
M_∞	Sserbest hava akımının Mach sayısı
u, v	Bezier yüzey artış miktarları
n	Bezier yüzey kontrol noktası sayısı
S	Üçgen alanı
L_2, L_3, L_4	Alan parametresi
Φ	Pertürbasyon hızı
M_x	X ekseninde oluşan moment
M_y	Y ekseninde oluşan moment
y^+	Boyutsuz uzaklık



1. GİRİŞ

Akışkan-yapı etkileşimi (fluid-structure interaction (FSI)), akışkanın özellikleri ve yapının geometrik şekli sayesinde yapı üzerinde kuvvetlerin oluşması, oluşan kuvvet ile birlikte yapının yapısal özelliğine bağlı olarak şekil değiştirmesi ve bu şekil değişimine bağlı olarak yapı üzerinde oluşan kuvvetlerin değişmesi olarak birbirini takip eden iteratif bir süreç olarak tanımlanabilir. Akışkan ile temas edip bundan dolayı şekli değişen elastik yapılarda bu etkileşim incelenmektedir. Akışkan-yapı etkileşimi havacılık alanında üzerinde durulan önemli konulardan biridir. Uçak yapısal tasarım süreçlerine bakıldığında 1981'den itibaren statik yük ve aeroelastisite çalışmaları yapıldığı görülmektedir [1]. Uçak tasarımı sürecinde uçak kanadı için akışkan-yapı etkileşiminin irdelenmesi önem arz etmektedir. Uçak kanadı kaldırma kuvvetinin büyük kısmının elde edildiği ana taşıyıcı elemandır. Kaldırma kuvveti kanat profilinin şekline bağlı olarak etrafından geçen hava akımı ile birlikte oluşan basınç farkı sayesinde oluşmaktadır. Şekil 1.1'de iki boyutlu kanat profili etrafından geçen hava akım çizgileri ile yüksek ve düşük basınç bölgeleri gösterilmiştir [2].



Şekil 1.1 Kanat profili etrafındaki akım çizgileri

Uçak kanadında oluşan yükler genel olarak aerodinamik yükler ve atalet yükleri olmak üzere ikiye ayrılır [3]. Uçak kanat tasarımında tüm yüklerin iyi hesaplanması gerekmektedir. Bu sayede hedeflenen maksimum dayanıklılık, minimum ağırlık, maksimum taşıma gibi parametreler ile birlikte verimli bir uçak kanadı tasarlanabilir. Akışkan-yapı etkileşiminin uçak tasarımının ilk aşamalarında önceden irdelenmesi

gerekmektedir. Uçak kanadı üzerinde akışkan-yapı etkileşimi ile birlikte değişen yükün tahmin edilmesi, hesaplamalara dâhil edilmesi, yapılan çalışmalarda daha iyi sonuç elde edilmesine olanak sağlar. Elastik etkilerin hesaplamalara dâhil edilmesinde kullanılan yöntemlerden biri deneysel verilerdir ancak kullanımı limitli ve pahalıdır. Aeroelastik problemlerin rüzgâr tüneli veya uçuş testi ile test edilmesi tasarımın son aşamasında olduğu gibi maliyetli yöntemlerdir. Bundan dolayı tasarımın erken aşamalarında akışkan-yapı etkileşimi hesaplamalara dâhil edilmelidir.

1.1 Tezin Amacı

Bu tez çalışmasının amacı akışkan-yapı etkileşiminin hesaplara daha etkili ve hızlı bir biçimde dâhil edilmesi için parametrik bir yöntem geliştirilmesidir. Akışkan-yapı etkileşiminin hesaplamalara dâhil edilmesi yüksek maliyet ve zaman gerektirir. Bu tez çalışmasında ön tasarım süreçlerinde veya statik aeroelastik analizlerde etkili bir biçimde kullanılacak, hesaplama süresi ve maliyetini yüksek ölçüde azaltacak bir yöntem önerilmektedir. Bu yöntem ile birlikte uçak kanadı üzerinde şekil değişiminden dolayı değişen yük dağılımının hesaplanması için bir parametrik modelleme yöntemi geliştirilecektir.

Akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarında hem yapısal hem de akışkan analizleri birlikte yapılmaktadır. Tez çalışmasında önerilen yöntem ile birlikte hem yapısal hem de akışkan analizlerinde belirli varsayımlar yapılarak süreç hızlandırılmıştır. Akışkan analizi kısmında ise parametrik yüzey modelleme tekniğinden yararlanılarak aerodinamik etkileşim katsayıları (Aerodynamic Influence Coefficient (AIC)) matrisi oluşturularak hızlıca sonuca ulaşılması hedeflenmiştir. Çalışma boyunca aerodinamik yükler irdelenmiştir, atalet yükleri çalışma kapsamına dâhil edilmemiştir.

Bu tez çalışmasında önerilen yöntem ve yapılan basitleştirmeler ile birlikte akışkan yapı etkileşiminin hesaplamalara hızlı ve etkili bir biçimde dâhil edilmesi hedeflenmiştir.

1.2 Tezin Organizasyonu

Akışkan-yapı etkileşiminin incelendiği ve uçak kanadı için hesaplamaların yapıldığı bu tezin içeriği sırasıyla aşağıdaki gibidir.

İkinci bölümde akışkan-yapı etkileşimi ile ilgili yapılan çalışmalardan bahsedilmiştir. Çalışmalarda kullanılan yöntemler ile öne çıkan farklı yaklaşımlar anlatılmıştır. Bu tez çalışmasının diğer çalışmalara göre olan avantajlarından bahsedilmiştir.

Üçüncü bölümde akışkan-yapı etkileşiminin genel uygulanma yönteminden ve tez çalışması esnasında kullanılan yöntemler açıklanmıştır.

Dördüncü bölümde ise akışkan-yapı etkileşimi için bu tez çalışması kapsamında önerilen metodoloji açıklanmıştır. Literatürde yapılan diğer yaklaşımlarla kıyaslaması yapıp avantajlarından bahsedilmiştir.

Beşinci bölümde önerilen yöntemin uçak kanadı üzerinde uygulaması yapılmıştır. Uçak kanadının oluşturulması, akışkan akış analizleri, yapısal analizler, parametrik yüzey modelleme yöntemleri ile aerodinamik etkileşim katsayıları matrisi bu bölümde yapılmıştır.

Altıncı bölümde uçak kanadı için yapılan çalışmanın sonuçlarından bahsedilmiştir. Sonuçların yorumlanması ve konu ile ilgili öneriler bu bölümde yer almaktadır.

Son bölümde ise akışkan-yapı etkileşimi kapsamında bu tez çalışmasının devamında yapılabilecek gelecek çalışmalardan bahsedilmiştir. Önerilen yöntemin geliştirilmeye açık kısımları irdelenmiştir.



2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

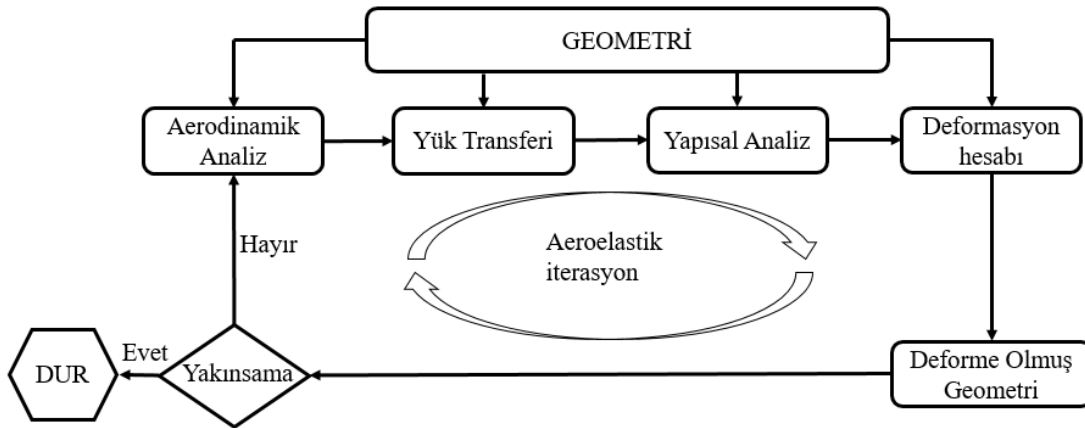
Bu bölümde akışkan-yapı etkileşimi ile ilgili daha önceden yapılmış çalışmalardan bahsedilmiştir. Genel olarak akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarında çözüm süresi ve maliyeti yüksek olduğu için yapılan çalışmalarda belirli varsayımlarla birlikte basitleştirmelere gidilerek çalışmalar yapılmıştır. Bu basitleştirmeler ve yapılan çalışmalarda kullanılan yöntemler aşağıda detaylı bir şekilde sırasıyla bahsedilmiştir.

İlk olarak akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarında izlenen genel yaklaşımdan ve akış şemasından bahsetmek faydalı olacaktır. Akışkan-yapı etkileşimi çalışmaları genel olarak ikiye ayrılır. Bunlar gevşek bağlılık prensibi (loosely-coupled) ve sıkı bağlılık prensibi (strongly-coupled) olarak sınıflandırılabilir. İki yöntemde de akışkan ve yapısal çözüm noktalarındaki değişken bilgilerinin aktarımı yapılır ve analizler sürdürülür. Akışkan-yapı etkileşimi analizlerinde yapının akışkan ile temas eden kısmındaki çözüm noktaları arasında bilgi aktarımı yapılır [4]. Uçak kanadı için kanat içyapısında kaburga (rib), kiriş (spar) gibi elemanlar üzerinde doğrudan aerodinamik yük oluşmadığı için bu noktalar üzerinde bilgi aktarımı yapılmaz. Sıkı bağlılık yönteminde eş zamanlı olarak akış analizi ve yapısal analiz yapılır. Düğüm noktaları hareketlidir. Gevşek bağlılık yönteminde ise analizler ardışık olarak gerçekleştirilir. Akışkan-yapı etkileşimi analizlerinin çoğunda adaptif çözüm ağı kullanılmaktadır ve yapısal şekil değişimine göre akışkan çözüm ağı güncellenmektedir. Birinci yöntemde hesaplama süresi ve maliyet yüksektir, bundan dolayı özellikle eniyileme (optimizasyon) çalışmalarında iteratif analizler yapılması gerektiğinde tercih edilmemektedir [5]. Sıkı bağlılık prensibi kullanılarak oluşturulan algoritmada (fully-coupled) akışkan ve yapısal analizler için yazılan kodların neredeyse tamamı baştan yazılarak tek bir kod içinde birleştirilmesi gerekmektedir. Gevşek bağlılık prensibine bağlı geliştirilen algoritmada ise ayrı ayrı modüller kullanılıp elde edilen değişken değerleri oluşturulan ara yüz yardımıyla bilgi aktarımı yapılır [6].

Gevşek bağlılık prensibine bağlı analiz sürecinin her bir adımı aşağıda sırasıyla tanımlanmıştır [7]. Statik aeroelastik iterasyon için başlangıçta rijit geometride zamandan bağımsız (steady-state) aerodinamik çözüm alınır ve her bir adım sırayla devam eder:

- i. Mevcut geometri ile aerodinamik yüklerin hesaplanması.
- ii. Aerodinamik yüklerin korunumlu olarak yapısal analize aktarılması.
- iii. Yapısal model ile yapıya etki eden yükten dolayı oluşan şekil değişimi bilgisinin hesaplanması.
- iv. Şekil değişimi ile birlikte yeni dış geometrinin akışkan analizine aktarılması.
- v. Birinci ve dördüncü adım arasındaki işlemler, şekil değişimi belirli bir değere yakınsayana kadar tekrarlanır.

Akışkan-yapı etkileşiminde takip edilen (aeroelastik analizler vb.) adımlar ve akış şeması Şekil 2.1’de gösterilmiştir [8].



Şekil 2.1 Akışkan yapı etkileşimi için akış şeması

Yukarıda akışkan-yapı etkileşiminde izlenen adımlar ve iterasyon süreci gösterilmiştir. Aeroelastik iterasyon sürecini hızlandırmak için farklı yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemler yapısal analiz veya akışkan analizi kısmında yapılan varsayımlardan oluşmaktadır:

- i. Yapısal model özelliklerini kaybetmeden daha basit yapılara indirgenmesi (çubuk model kullanılması gibi) [9],[10]

- ii. Aerodinamik analizler için HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) yöntemlerinin yerine panel yöntemi, Vortex-Lattice yöntemi gibi daha basit ve hızlı çözümler elde edilebilen yöntemlerin kullanılması
- iii. Aerodinamik analiz yapmadan doğrusal aerodinamik varsayımından [11] yararlanılarak AIC matrisi ile birlikte yük dağılımının tahmin edilmesi [12]

Akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarında izlenen yol, kullanılan genel varsayımlar ve basitleştirmelerin yapılan çalışmalardaki karşılığı, öne çıkan ve farklılaşan yönlerinden aşağıda sırayla bahsedilmiştir.

Kalinowski'nin [13] çalışması birleştirilmiş uçak kanadının (joined-wing) aero-yapısal en iyilemesi üzerinedir. En iyileme çalışması olduğu için dış geometri parametrik olarak oluşturulmuştur. Parametrik yüzey oluşturulurken B-spline eğrilerinden ve yüzey fonksiyonlarından yararlanılmıştır. Uçağı boyutlandırmak için doğrusal statik analiz yapılmıştır. Uçak etrafındaki akış probleminin çözümünde PANAIR açık kaynak çözücüsü kullanılmıştır. Viskozite kaynaklı viskoz sürükleme hesabı bu çözücüde hesaba dâhil edilmediği için viskoz sürükleme hesabı analitik yöntemlerle tahmin edilip toplam sürükleme hesaplanmıştır. Uçak simetrik olduğu için yarım uçak modeli kullanılmıştır.

Arun Kumar ve diğerleri [14] çalışmalarını delta kanat üzerinde gevşek bağlılık prensibini kullanarak yapmıştır. Aerodinamik kuvvetler yapı üzerine uygulanıp, şekil değişimine göre aerodinamik çözüm ağı her bir fiziksel adımda güncellenmektedir. Yapısal modelin dinamik karakteristiğini doğrulamak için titreşim analizi yapılarak deneysel sonuçlar ile ilk dört doğal frekans değerleri karşılaştırılmıştır.

Başkut ve Akgül [4] çalışmalarında akış analizi için FLUENT, yapısal analiz için NASTRAN ticari yazılımlarını kullanmıştır. Basınç ve şekil değişim bilgisinin yapısal düğüm noktaları ile aerodinamik düğüm noktaları arasında transfer edilmesi için doğrusal interpolasyon yöntemlerinden 'Alternating Digital Tree-ADT' yöntemi kullanılmıştır. İnterpolasyon yapılırken ters mesafe ağırlıklı interpolasyon metodu (Inverse distance weighted interpolation method) kullanılmıştır. Her bir aeroelastik iterasyonda şekil değişimine göre aerodinamik çözüm ağı tekrar oluşturulmuştur. FLUENT ile NASTRAN arasındaki ilişkiyi FORTRAN dilinde yazılmış kod ile sağlamıştır. HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı boyutu için hassasiyet analizi

yapılmış ve deneysel verilerle basınç katsayısı sonuçları karşılaştırılmıştır. İterasyon ise şekil değişimi belirli bir değere yakınsayana kadar devam ettirilmiştir.

Streher [15] çalışmasını rijit bir kanat üzerinde yapmıştır. Çözüm süresi ve hesaplama maliyetini azaltmak için düşey eksendeki şekil değişimi ve kanat açıklığı istikametinde olan eksen etrafındaki dönme serbestlik derecesi olmak üzere iki serbestlik derecesinde çalışılmıştır. Akış analizi şirket içi geliştirilen 'FASTEST-3D' yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Başlangıç değer problemi çözümü yöntemiyle HAD problemi çözülmüştür. Akışkan-yapı etkileşimi çalışması zamana bağlı incelendiği için akışkan hesaplama uzayının sınır şartları zamana bağlı olarak değişmektedir. Çözüm ağı adaptasyonu için sonlu ötesi interpolasyon (Transfinite interpolation-TFI) yöntemini kullanmıştır.

Marisarla ve diğerlerinin [16] çalışmalarında aerodinamik model ile yapısal modelde aynı çözüm ağı kullanılmıştır. Bu sayede akışkan analizi ile yapısal analiz arasındaki bilgi aktarımında interpolasyon yöntemlerine gerek duymadan direk bilgi aktarımı yapılmıştır. Ancak akışkan analizlerinin göreceli olarak yapısal analizlere göre daha sık çözüm ağı kullanılması gerektiği belirtilmiştir. Uçak kanadının yapısal modeli (eşdeğer yapısal özellik verecek şekilde) kiriş elemanlarının birleşiminden oluşturulmuştur. Yapısal modelini doğrulamak için belirli bir yük uygulayıp kanat ucu şekil değişimi hesaplanmıştır. Analitik olarak ankastre kiriş teorisi yardımıyla aynı yük uygulanıp kanat ucu şekil değişimi hesaplanıp sonuçları karşılaştırılmıştır. Kanat ucu şekil değişimine ek olarak yapının doğal frekansları incelenmiştir.

Castellani ve diğerleri [17] çalışmalarında hesaplama süresi ve maliyeti azaltmak için uçak kanadını tamamen modellemek yerine eşdeğer kiriş modeli oluşturmuştur. Kiriş modelinde 6-serbestlik derecesi kullanılmıştır. Kanat, bağlantı elemanları ile birlikte 3-boyutlu kanat kutusu olarak modellenmiştir. Rijitlik matrisi 6-serbestlik derecesinde elde edilmiştir. Eşdeğer yapısal model NASTRAN yazılımı ile elde edilmiştir. Önerdiği yöntemin sonuçları ile kullanılan diğer metotların ilk beş doğal frekans sonuçları karşılaştırılmıştır.

Elsayed ve diğerleri [18] çalışmalarında yapısal modeli çubuk modele indirgemıştır. Eğilme ve burulma momentleri hesaba dâhil edilip, diğer yönlerdeki kuvvet ve momentler ihmal edilmiştir. Çubuk modeli elastik eksen üzerinde oluşturmuştur.

Çubuk modelin ana eksen (principal axes) üzerinde oluşturulması yüksek hassasiyetli atalet bilgisi gerektirdiği için oldukça karmaşıktır. Bundan dolayı geometrik merkez olarak elastik eksen seçilip üzerine model indirilmesi yapılmıştır.

Castrichini ve diğerleri [19] çalışmalarında şekil değişim hesabını yapının dinamik özellikleri (mod şekilleri) üzerinden yapmıştır. Mod şekilleri üzerinden şekil değişimi tahminini ise yüzey fonksiyonları yardımıyla yapmaktadır.

Rodriguez ve diğerleri [7] çalışmalarında uçak kanadını kiriş elemanlardan oluşturmuştur. Üç serbestlik derecesinde Euler-Bernoulli ince-kiriş teorisini kullanarak elastik eksen üzerinde eğilme ve burulma momentlerini hesaplamıştır. Burulma momenti özellikle yerel hücum açısını etkilediği ve bunun sonucu olarak kanat üzerinde oluşan yük değiştiği için önemlidir. Kanadın açıklığı boyunca olan eksenel basma ya da uzama şekil değişimleri ihmal edilmiştir. Kiriş modeli doğrulamak için dört farklı şekilde yük uygulamıştır. Bunlar kanat ucuna noktasal yük uygulanması, kanat ucuna tork uygulanması, kanat üzerinde yayılı sabit yük uygulanması ve kanat üzerinde sabit yayılı tork uygulanmasıdır. Uygulanan farklı yüklemeler sonucunda oluşan şekil değişimleri analitik sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Elastik eksen boyunca yumuşak geçişli bir şekil değişimi (pürüzsüz, sürekli bir şekil değişimi) elde edebilmek için kübik Hermite eğri uydurma fonksiyonlarını kullanmıştır. Sıkıştırılamaz akım rejiminde çalıştığı için Reynolds sayısı etkisini ve yer çekimi etkisini ihmal etmiştir.

Guruswamy ve diğerleri [20] çalışmalarında doğrusal aerodinamik varsayımından faydalanıp aerodinamik yükleri hesaplamıştır. Bunun için aerodinamik etkileşim matrisini oluşturmuştur. Matrisi oluştururken yapının mod şekillerini kullanarak yapıya yer değiştirme değeri uygulayıp Euler/Navier Stokes denklemlerini çözmüştür. Lagrange denklemleri ile her bir mod şeklinin katkısı ile yapının şekli türetilmiştir.

Almedia [21] çalışmasını gevşek bağlılık prensibine göre yapmıştır. Her bir adımda elde edilen basınç katsayısı bilgisi, yapısal nokta elemanların üzerine kuvvet olarak aktarılmıştır. Yapısal model elastik eksen üzerindeki 3-boyutlu kiriş elemanlar ile eşdeğer rijitlik matrisini ve doğal frekansı sağlayacak şekilde oluşturmuştur. Yapısal modelin doğrulanması için üç farklı analiz yapılmıştır, bunlar statik analiz, 'transient' analiz ve modal分析了. Eğilme ve burulma etkilerini ayrı ayrı ele almıştır. Sınır şartı olarak kanat kökünde yer değiştirme ve dönmenin olmadığı varsayılmıştır.

Prananta ve diğeri [22] çalışmalarında aerodinamik denklemleri çok bloklu yapısal ızgaralar (multi-block structured grid) üzerinde Runge-Kutta gevşeme (relaxation) yöntemini kullanarak çözmüştür. Transonik hız rejimindeki süreksizliği hesaba katmak için rüzgâr tüneli verilerini kullanmıştır. Yapısal modeldeki şekil değişimi bilgisini akışkan analizi modeline aktarırken eğri uydurma fonksiyonları kullanmıştır. Bunun sebebi çözüm uzayındaki uyumsuzluk, şekil değişimi bilgisinin ayrık olmasıdır. Aerodinamik kuvvet vektörünü eğri uydurma matrisi ile çarparak yapısal kuvvet vektörünü elde etmiştir.

Taylor ve diğeri [23] çalışmalarını ses üstü hız rejiminde yapmıştır. Doğrusallaştırılmış süpersonik teori yardımıyla yük hesabını yapmıştır. Aerodinamik etkileşim katsayıları Ktichemann'ın taşıma-çizgi teorisinin (lifting-line theory) modifiye edilmesiyle türetilmiştir. Asimetrik koşullar ihmal edilmiştir. Esneklikten dolayı elde edilen yük değişimi başlangıç koşulunda elde edilen yüke eklenip nihai yük dağılımı elde edilmiştir.

Holford ve Taylor [24] çalışmalarında Vortex-Lattice teorisini kullanmıştır. Gerçek şekil değişimini elde edebilmek için 'modal-süperpozisyon' yöntemini kullanmıştır. Farklı şekil değişim modlarının doğrusal kombinasyonlarıyla birlikte şekli değişmiş yapı elde edilmektedir. Kanat üzerine hava akışının geldiği yön ile kanadın açıklığı boyunca elde edilen şekil değişim değerleri çok küçük olduğu için aerodinamik yükler açısından ihmal edilmiştir.

Varello ve diğeri [25] çalışmasında aerodinamik kuvvetleri hesaplamak için 3-boyutlu panel yöntemini kullanmıştır. Yük altında kanat profil şeklinin bozulmadığı varsayılmıştır. Doğrusal varsayım ile yapısal rijitlik matrisini kullanıp şekil değişim hesabı yapılmıştır. Burada şekil değişimi ile yapının rijitlik matrisinin değişmediği varsayılmıştır.

Akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarında bulunan yazarlar ile birlikte kullandıkları akışkan ve yapısal çözümler, çözüm ağı algoritması ve akışkan-yapısal analizleri arasındaki ara yüz yöntemleri Çizelge 2.1'de gösterilmiştir [26].

Çizelge 2.1 Akışkan yapı etkileşiminde kullanılan yöntemler ve ara yüzler.

Yazar	HAD çözücüsü	Yapısal Çözücü	Hareketli Çözüm Ağı Algoritması	Ara yüz Yöntemi
Cunningham ^[27]	TSD	Modal Analiz	-	-
Robinson ^[28]	Euler	Modal Analiz	Yay Yöntemi	-
Lee-Rausch and Batin ^[29]	Navier-Stokes	Modal Analiz	Yay Yöntemi	-
Soulaimani ^[30]	Sonlu Elemanlar	(Ticari)	ALE	-
Farhat and Lessoine ^[31]	Navier-Stokes	Sonlu Elemanlar Analizi	ALE	-
Kamakoti ^[32]	Navier-Stokes	Bernoulli-Euler Kiriş	TFI	Doğrusal İnterpolasyon
Liu ^[33]	Euler	Sonlu Elemanlar Analizi	TFI	Eğri Uydurma (Spline)
Guruswamy ^[20]	Navier-Stokes	Sonlu Elemanlar Analizi	Grid oluşturma	Lokal korunum şeması
Newmann ^[34]	Euler	Sonlu Elemanlar Analizi	Yay Yöntemi	Yığılı (Lumped)
Liu ^[35]	Euler ya da Navier-	Modal Analiz	AIM3D	Eğri Uydurma (Spline)
Schuster ^[36]	Euler ya da Navier-	Katsayılar Etkileşimi ya da	Cebirsel Kesme	-
Kuntz and Menter ^[37]	CFX-5	ANSYS	-	MpCCI
Thirifay and Geuzine ^[38]	CANAERO's CFD	MSC/NASTRAN	-	MpCCI
Heinrich ^[39]	DLR's TAU	MSC/NASTRAN	-	MpCCI

Çizelge 2.1'de verilen çalışmalarda hesaplama maliyetini artıran en önemli kısım kullanılan ara yüz oluşturma yöntemi olarak düşünülebilir çünkü elde edilen AIC matrisinin boyutu yüzey modellemede kullanılan yöntemdeki nokta sayısına bağlıdır. Literatürde yaygın olarak kullanılan AIC oluşturma yöntemi tüm düğüm noktalarına aynı büyüklükte ayrı ayrı yer değiştirme uygulanıp akışkan analizinin yapılmasıdır. Nokta sayısının fazla olması deformasyon davranışı doğruluğunu artırsa da, hesaplama maliyetini artırmamak için azaltılması gerekmektedir. Bu tez çalışmasında daha önce yapılan çalışmalardan farklı olarak AIC matrisi parametrik yüzey modelleme yönteminden yararlanılarak oluşturulmuştur.

Bu çalışmada uçak kanadı üzerinde uygulama yapılmıştır. Kanat profili tasarımı ve eniyileme çalışmalarında şekil parametrisasyonu önemli rol oynamaktadır. Farklı eğri oluşturma yöntemleri kullanılarak kanat profilleri oluşturulabilir. Bu yöntemlere Ferguson eğrileri, B-Spline, Hicks-Henne fonksiyonları, CST (Class/Shape Transformation), ve PARSEC (Parametric Section) örnek olarak verilebilir. Her bir yöntemin öne çıkan yönleri olduğu gibi dezavantajları da vardır. Çalışmanın amacı ve tasarımcının odaklandığı parametre göz önünde bulundurularak bu yöntemler arasından en uygun olanı seçilmelidir.

Ferguson eğrileri Hermite eğri oluşturma yöntemlerinden türetilmiştir. Ferguson eğrileri ve Spline yöntemleri standart CAD araçlarında kullanılan eğri oluşturma yöntemleridir. Hicks-Henne ve PARSEC kanat profili oluşturmak için geliştirilen özel yöntemlerdir. Hicks-Henne ile kanat profili farklı fonksiyonların (bump functions) süperpoze edilmesi ile elde edilir. Kanat profili oluşturulurken çok sayıda farklı fonksiyonlar kullanılması gerekir ve o yüzden değişken sayısı fazladır. PARSEC yöntemi doğrudan kanat profili oluşturulmak için tasarlandığından bu yöntemde sabit 11 değişken vardır. Bu değişkenler kullanılarak kanat profilleri oluşturulmaktadır. B-Spline ise Bezier eğrilerinin genelleştirilmiş halidir.

Her bir yöntem sadelik, sezgisel olması, bütünlük, ortogonallik ve kusursuzluk açısından 0-4 arasındaki puanlandırması Çizelge 2.2’de gösterilmiştir [40]. Puanlandırma yapılırken farklı kanat profilleri üzerinde çalışılmıştır ve her bir yöntem 0-4 arasında bir puanlama yapılmış ve en iyi puan 4 olacak şekilde belirlenmiştir.

Çizelge 2.2 Kanat profili parametrisasyon yöntemlerinin puanlandırılması

Yöntem	Sadelik	Bütünlük	Ortogonalite	Kusursuzluk	Sezgisellik
Ferguson Eğrisi	4,0	2,4	0,0	4,0	2,0
Hicks-Henne	1,0	4,0	0,0	4,0	3,0
B-Spline	3,5	3,9	0,0	4,0	3,0
PARSEC	2,9	2,8	4,0	2,9	4,0
CST	2,9	3,7	4,0	4,0	4,0

Sadelik yönünden incelendiğinde, Ferguson eğrileri ve PARSEC yönteminde parametre sayısı sabittir ancak diğerlerinde eğrinin karmaşıklığına göre parametre

sayısı daha fazla ya da daha az olabilir. Hicks-Henne yönteminde farklı fonksiyonlar süperpoze edilerek kanat profili oluşturulur ve çok sayıda parametre kullanılmaktadır.

Bütünlük yönünden incelendiğinde ise Ferguson eğri yöntemi, keskin dönüşlü eğrileri yakalamakta limitlidir. Bu yöntemde Hermite eğrilerinde olduğu gibi başlangıç ve bitiş noktaları ve buradaki tanjant vektörleri tanımlıdır. Eğri üzerinde bir bölgenin lokal kontrolü sağlanamamaktadır. Daha yumuşak geçişli eğrilerde kullanılması uygundur. Bütünlüğü yakalama açısından B-Spline yöntemi çok iyi sonuç verse de bütünlük kriterinde en iyi sonuç Hicks-Henne fonksiyonları ile elde edilmektedir. Bunun sebebi çok sayıda değişken kullanmasıdır. O yüzden Çizelge 2.2’de de görüldüğü gibi sadelik bakımından Hicks-Henne eğrileri dezavantajlıdır.

PARSEC yöntemi kanat profili eniyileme çalışmalarında çok daha sezgiseldir. Çünkü tüm tasarım parametreleri (hücum kenarı yarıçapı, firar kenarı kalınlığı gibi) geometrik bir anlam taşımaktadır. Bu yüzden tasarımcı için bu parametreleri bilmesi ve değiştirdiğinde nelerin değişebileceğini öngörmesi açısından önemlidir. Bu parametreler, eniyileme sürecinde tasarımcı açısından kullanışlıdır.

Tüm yöntemlerin avantaj ve dezavantajları incelendiğinde bu tez çalışmasının amacına uygun olarak B-Spline yönteminin kullanılması uygun olacaktır. Bu çalışmada minimum değişken sayısı kullanılarak kanat profili ve yüzeyinin en iyi şekilde modellenmesi hedeflenmektedir. O yüzden, sadelik ve bütünlük açısından bu çalışmada kullanılması en uygun yöntem B-Spline eğri oluşturma yöntemidir. B-Spline yöntemi ise Bezier eğrilerinin genelleştirilmiş halidir. Eğri şeklinin lokal kontrolünü Bezier yöntemine göre daha iyi sağlar. Fakat B-Spline eğrilerini oluşturmak için Bezier yöntemine göre daha fazla değişkenin kullanılması gerekmektedir. Dolayısıyla çalışmanın da odağı olan ses altı eğitim uçakları kanat profillerini yüksek doğrulukta modellemek için B-Spline eğrilerinin kullanımı Bezier eğrilerinin kullanımına göre daha maliyetli olacaktır. Bezier eğrileri B-Spline yönteminin basit hali olduğundan basit eğriler için çok iyi sonuçlar verebilmektedir. O yüzden, bu çalışma odağındaki kanat profili eğri ve yüzeylerinde maliyeti artıracak B-Spline eğrileri yerine aynı doğruluğu sağlayabilecek Bezier eğrilerinin kullanımı uygun olacaktır. Ancak eğrinin karmaşıklığı arttığında, eğri derecesi de artacağı için hata miktarı artmaktadır. Karmaşık eğrileri oluşturmak için yüksek dereceli Bezier

eğrileri kullanmak yerine hedeflenen eğriyi daha alt eğrilere ayrılması ve küçük dereceli Bezier eğrileri kullanılması daha iyi sonuç vermektedir. Diğer bir deyişle eğrinin alt eğrilere ayrılması ve birden fazla Bezier eğrileri ile modellenerek karmaşık eğrilerinin yüksek doğrulukta oluşturulması da mümkündür. Bu sebeplerden dolayı ve çalışmada hedeflenen kanat profil eğrisi karmaşık bir formda olmadığı için daha basit modelleme yöntemi ve az sayıda değişken kullanan Bezier eğri ve yüzey oluşturma yöntemi kullanılmıştır.

Bu tez çalışmasında oluşturulacak AIC matrisi grid deformasyon tekniğinde kullanılan düğüm noktaları yerine Bezier yüzeyi ile oluşturulan kanat yüzeyinin kontrol noktaları kullanılarak oluşturulmuştur. Böylece AIC matrisi tüm düğüm noktaları kullanılarak oluşturmak yerine çok daha az sayıdaki Bezier kontrol noktaları ile elde edilmiştir. Bu çalışmada önerilen yöntemin en nemli avantajı tüm düğüm noktalarına ayrı ayrı yer değiştirme uygulanıp çözüm almak yerine sadece yüzeyi oluşturan kontrol noktalarına yer değiştirme uygulanıp çözüm alınmasıdır. Çok az sayıda kontrol noktası kullanılarak AIC matrisi oluşturulduğunda matrisin boyutu oldukça küçük hale gelmektedir. Ayrıca kontrol noktaları deforme edildiğinde elde edilen yüzey, düğüm noktalarının aksine pürüzsüz olarak elde edilmektedir. Bu durum daha gerçekçi bir şekil değişimini temsil etmektedir. Buna ek olarak yapısal modelde basitleştirmelere gidilmiştir. Bunun sonucunda çözüm süresi ve hesaplama maliyeti azalmış, çok hızlı bir şekilde sonuca ulaşılması hedeflenmiştir. Tüm bu yaklaşımlar sayesinde akışkan-yapı etkileşimi, hızlı ve etkili bir biçimde düşük hesaplama süresi ve maliyeti ile hesaplamalara dâhil edilmiş olacaktır.

3. KULLANILAN YÖNTEMLER

3.1 Genel Akışkan-Yapı Etkileşimi Problem Tanımı

Bu tez çalışmasında akışkan-yapı etkileşimi problemi için akışkan analizi yapılacaktır. Akışkan analizi uçak kanat yapısı üzerindeki basınç katsayısını hesaplamak için kullanılır. Basınç katsayısı hesabında ki girdiler Eşitlik (3.1)'de verilmiştir.

$$C_p = f(Q, M) \quad (3.1)$$

Burada Q akış analizi girdi değişkenleri ve M hesaplamanın yapıldığı çözüm ağı olarak tanımlanabilir. Basınç katsayısı (C_p), Q ve M 'nin bir fonksiyonudur.

Yapısal analiz kısmında doğrusal elastisite denklemleri yapısal sonlu elemanlar kullanılarak çözülür. Eşitlik (3.2)'de doğrusal elastisite denklemi gösterilmiştir.

$$[K][x] = [F] \quad (3.2)$$

Burada K yapısal rijitlik matrisi, x ise yapının elastik deformasyonu vektörü olarak tanımlanabilir. F ise kuvvet vektörünü gösterir.

Akışkan-yapı etkileşimi için, yapıya uygulanan Eşitlik (3.2)'deki kuvvetler aslında, Eşitlik (3.1)'de hesaplanan basınç katsayısı dağılımının bir fonksiyonu olarak akışkan analizinden elde edilir [7]. Eşitlik (3.3)'te ilişki gösterilmiştir.

$$F = C_p(Q) \quad (3.3)$$

Eşitlik (3.1)'de elde edilen akışkan analizi çözüm ağı Eşitlik (3.2)'de elde edilen deformasyon bilgisinin bir fonksiyonudur ve Eşitlik (3.4)'te gösterilmiştir.

$$M = M(x) \quad (3.4)$$

Akışkan analizinden elde edilen basınç kuvvetleri yapı yüzeyine uygulanır ve bunun sonucu olarak yapının özelliğine bağlı olarak yapısal deformasyon oluşmasına sebep olur. Yapının şeklinin değişmesi ve dolayısıyla akışkan analizinin çözüm ağının değişmesi yapı üzerinde oluşan kuvvetleri etkiler. Bu akışkan-yapı arasındaki etkileşim yapının karakteristiğini etkilemektedir. Bu etkileşimin eş zamanlı ya da ardışık olarak incelenmesi olarak iki farklı şekilde incelenebilir [41]. Akışkan-yapı etkileşimi problemi yukarıda bahsedildiği şekilde uygulanabilir ve Eşitlik (3.1)-(3.4) arası ardışık olarak yapılan analizler bu çalışmada tercih edilmiştir.

3.2 Yapısal Modelin İndirgenmesi

Yapısal analizlerde kullanılan sonlu elemanlar modellerinin, daha hassas sonuçlar verebilen analizler yapmak için detaylı bir şekilde modellenmesi gerekmektedir. Detaylı modellemenin sonucu olarak daha yüksek hesaplama maliyeti gerekir. Gerçekleştirilen analizlerde karmaşıklığı azaltıp zamandan da tasarruf sağlamak amacıyla analiz çözümünü kısaltıcı yaklaşımlar yapılmaktadır. Bu yaklaşımın temeli sonlu elemanlar modeli boyutunun, yapının özelliklerinin de korunarak daha düşük bir boyuta indirgenmesi üzerinedir. Ancak yapısal modelin indirgenmesi ile birlikte çözüm hassasiyetinin azalacağı unutulmamalıdır [42]. Model indirgeme yaklaşım metodları üçe ayrılır. Bunlar sistem matrislerinin azaltılması, komponent mod sentezi ve çubuk modele indirgeme olarak sınıflandırılabilir.

3.2.1 Sistem matrislerinin azaltılması

Literatürde sonlu elemanlar modelinin boyutunu azaltmak için birçok teknik vardır. Bu teknikler, tüm modelin sistem matrislerinin bir dönüşüm matrisi kullanılarak indirgenmesi prensibine dayanmaktadır.

Guyan indirgeme yöntemi, sistem kütle ve rijitlik (stiffness) matrislerinin boyutunu indirmek için kullanılan en yaygın yöntemdir. Bu yöntem aynı zamanda statik yoğunlaşma (static condensation) olarak da kabul edilir. Çünkü kütle (eylemsizlik) matrisi indirgeme sürecinde ihmal edilir. Bu yöntem indirgenmiş rijitlik matrisini sağlar ve statik yapısal analiz için iyi sonuçlar verir [43].

Hareket denkleminin genel hali Eşitlik (3.5) verilmiştir.

$$M\ddot{x} + Kx = F \quad (3.5)$$

Burada M kütle matrisini, K rijitlik matrisini, x fiziksel yer değiştirme ve F ise uygulanan dış kuvveti ifade etmektedir.

Guyan yöntemi statik çözümler için türetildiğinden Eşitlik (3.5)'ten kütle matrisi kısmının çıkarılıp bölünmüş şekilde yazılmış hali Eşitlik (3.6)'da gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} K_{ss} & K_{sm} \\ K_{ms} & K_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_s \\ x_m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_s \\ F_m \end{Bmatrix} \quad (3.6)$$

Buradaki alt indisler, “ m ” (master dof) modelde kullanılan bağımsız elemanları (master elements), “ s ” ise bağımlı elemanları (slave elements) ve modelde ihmal edilen serbestlik derecesini ifade etmektedir. Guyan yöntemi bağımlı elemanlar üzerine kuvvet gelmediği varsayımını yapar. Eşitlik (3.6)'dan kuvvet çıkarılıp düzenlendiğinde Eşitlik (3.7) elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} x_s \\ x_m \end{Bmatrix} = [T_G] \{x_m\} \quad (3.7)$$

Burada T_G dönüşüm matrisidir. İndirgenmiş kütle ve rijitlik matrisi aşağıdaki gibi yazılır:

$$[M_G] = [T_G]^T [M] [T_G] \quad [K_G] = [T_G]^T [K] [T_G] \quad (3.8)$$

Guyan yönteminde atalet terimleri ihmal edildiği için dinamik analizlerde yaklaşık sonuç verir. Bu yaklaşımı iyileştirmek için bağımlı elemanlarda matrislere dâhil edilir. Bu yönteme ise Geliştirilmiş İndirgenmiş Sistem (Improved Reduced System (IRS)) denir.

Sistem matrislerinin azaltılmasında kullanılan diğer bir yöntem ise modal indirgemedir. Bu yöntemde tüm modelin mod şekilleri kullanılarak indirgenmiş kütle ve rijitlik matrisi elde edilir.

3.2.2 Komponent mod sentezi

Süper-eleman tekniği olarak da bilinen bu yöntemin temeli, büyük ve karmaşık sonlu elemanlar modelin alt parçalara ayrılarak ayrı ayrı analiz edilmesi ve daha sonra birleştirmesi prensibine dayanmaktadır. Örneğin bir uçak yapısı; kanat, gövde, kuyruk, paylon gibi karmaşık alt komponentlere ayrılabilir. Her bir alt komponent ayrı analiz edilip sınır şartları süper-eleman tekniği ile birleştirilir. Bu yöntem sayesinde büyük boyuttaki sonlu elemanlar modeli alt parçalara ayrılarak daha etkili bir biçimde analiz edilebilir. Komponent mod sentezi yönteminde ‘Craig-Bampton metodu’ en popüler ve yaygın olarak bilinen tekniktir [43].

3.2.3 Çubuk modele indirgeme

Çubuk model (stick model) olarak bilinen basitleştirilmiş sonlu elemanlar kiriş modeli havacılık uygulamalarında ve multi-disipliner tasarım eniyileme çalışmalarında yaygın olarak kullanılır. Özellikle uçak yapılarında kullanılan bu yöntemde, uçak yapısının eğilme (bending) ve dönme (twisting) deformasyonunun iyi tahmin edilmesi modelin rijitlik karakteristiğinin doğruluğuna bağlıdır. Çubuk model oluşturma süreci, ana yapının rijitlik özelliklerinin hesaplanması ve bu özelliklerin yapının elastik eksenindeki kiriş elemana aktarılması şeklindedir [44]. Burada yapının dinamik özelliklerini temsil edecek eşdeğer bir çubuk model oluşturulur.

Çubuk modele indirgeme yönteminde iki farklı metot izlenebilir. Bunlar, (1) sistem matrislerinin azaltılması ve (2) kısıtlı kuvvet (constraint force) ve yoğunlaştırılmış kütle (concentrated mass) yöntemleridir. Sistem matrislerinin azaltılması Bölüm 3.2.1’de bahsedilmiştir. Ancak çubuk model oluşturulurken, sistem matrisleri yapı üzerindeki noktalara indirgenmesi yerine yapının elastik eksen üzerindeki noktalara indirgenir. Elastik eksen üzerinde yeni oluşturulan noktalar ana eleman (master eleman) olarak seçilip bu elemanlar üzerine sistem matrisleri azaltılarak çubuk model oluşturulur [43].

Kısıtlı kuvvetler tekniği indirgenmiş rijitlik matrisini tahmin etmek için kullanılır ve yoğunlaştırılmış kütle yöntemi ile indirgenmiş kütle matrisi elde edilir. Eşitlik (3.6)’da atalet terimleri ihmal edilip rijitlik matrisi eşitliğin diğer tarafına yazıldığında Eşitlik (3.9) elde edilir.

$$K_{ij} = \frac{F_i}{x_j} \quad (3.9)$$

Burada K_{ij} , 'j' noktasına uygulanan birim deformasyondan dolayı oluşan 'i' noktasındaki kuvveti temsil eder. Kısıtlı kuvvetler tekniğinde çubuk model oluşturulurken, yapının elastik eksen üzerindeki tüm düğüm noktaları sabitlenip diğer noktalar serbest bırakılır. Daha sonra birim yer değiştirme ya da birim dönme elastik eksen üzerindeki düğüm noktalarına uygulanır. Her bir statik sonlu elemanlar analizi, düğüm noktalarındaki reaksiyon veya tekil nokta kısıtlama kuvvetlerini verir. Bu reaksiyon kuvvetleri indirgenmiş rijitlik matrisinin sütunlarını oluşturur [45].

3.3 Aerodinamik Etkileşim Katsayılar (AIC) Matrisi

AIC matris yöntemleri, deformasyondan kaynaklı değişen geometri üzerindeki aerodinamik parametreleri hesaplamak için kullanılır. Değişen geometrinin tekrar modellenip yeniden akışkan analizi yapılması yüksek hesaplama maliyeti gerektirir. Bu yöntemin amacı hedeflenen parametrenin değişim bilgisinin bir matriste birleştirilip, bu parametre ile ilgili değişimin hızlıca matris çarpımı yardımıyla elde edilmesidir. AIC matrisinin temeli doğrusal aerodinamik varsayımına dayanmaktadır. Matrisin içinde bir birimlik değişime karşılık gelen aerodinamik değişimdeki değişim bilgisi vardır. Bu yöntemin etkin bir biçimde kullanılabilmesi için kullanılan değişkenin doğrusal bölgede olması, bir başka ifade ile doğrusal olarak değişim göstermesi gerekir. AIC matrisi; şekil değişiminde kaynaklı değişen yük bilgisini içermektedir. AIC matrisi için 'grid deformasyonu' tekniği yaygın olarak kullanılmaktadır [21].

Bu çalışmada değişen geometrinin üzerindeki yük dağılımı tahmin edilecektir. Bunun için AIC matrisi için basınç katsayısı (pressure coefficient- C_p) bilgisi kullanılacaktır. AIC matrisi, birim yer değiştirmeye karşılık gelen geometri üzerindeki basınç katsayısı değişiminin bilgisini içerir. Yapının başlangıç yükü ve bunun sonucu olarak deformasyon bilgisi elde edildiğinde, deformasyon bilgisi AIC matrisi ile ilişkilendirilip değişen basınç katsayısı bilgisi elde edilir. Bu nedenle, basınç

katsayısının değişimi $[\delta C_p]$, AIC matrisi ve deformasyon matrisi ile çarpılarak hesaplanır.

$$[\delta C_p] = [AIC] * [x] \quad (3.10)$$

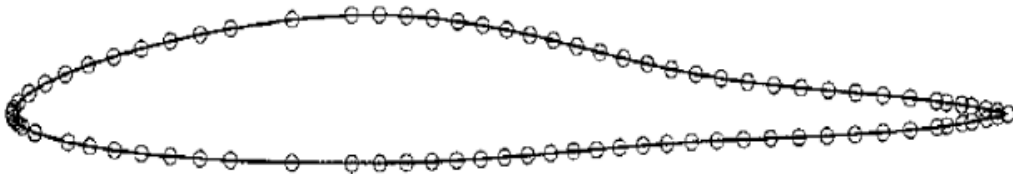
Geometri zerindeki toplam basınç katsayısı $[C_{pTOPLAM}]$, başlangıçtaki basınç katsayısı $[C_{pbaşlangı}]$ ve deformasyondan kaynaklı elde edilen basınç katsayısının $[\delta C_p]$ toplanması ile elde edilir.

$$[C_{pTOPLAM}] = [C_{pbaşlangı}] + [\delta C_p] \quad (3.11)$$

Eşitlik (3.10) ve (3.11) ile elde edilen basınç katsayısı bilgisi dinamik basınç ile çarpılıp yapı üzerindeki basınç dağılımı elde edilebilir. Böylece yapı üzerindeki yeni yk dağılımı yeniden bir akışkan analizi yapılmadan elde edilebilir.

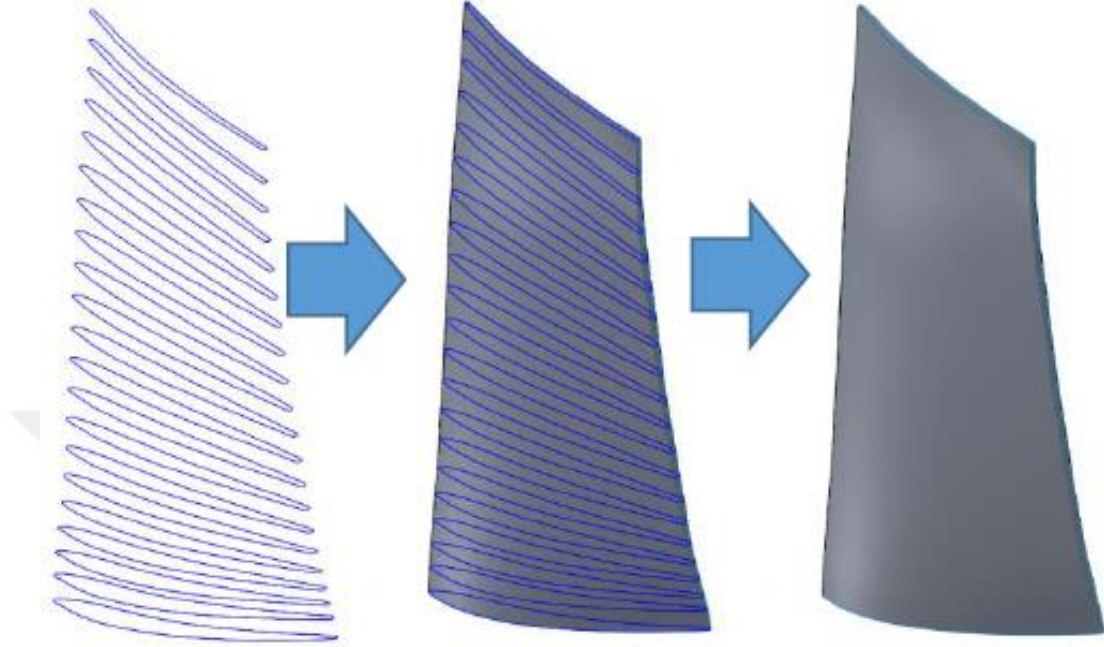
3.4 Bezier Yüzey Modelleme

Eğri veya yüzey oluşturmak için iki farklı modelleme yaklaşımı mevcuttur. Bunlar ayırık (discrete) ve polinom yaklaşımlarıdır. Ayırık yaklaşımda, değişkenler çok sayıda grid noktalarıdır. Bir türbin kanat profili eğrisini elde etmek için kullanılan çok sayıdaki grid noktaları Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Bu yaklaşımın en büyük avantajı uygulanmasının kolay olmasıdır. Yaklaşımın z, noktaların ayrı ayrı birleştirilmesine dayanır. Kullanılan nokta sayısı arttıkça eğrinin pürüzsüzlüğü de artacaktır. Ancak bu yaklaşımın dezavantajı hiçbir Şekilde pürüzsüz eğri ve buna bağlı olarak pürüzsüz yüzey elde edilememesidir. Teorik olarak sonsuz sayıda noktadan pürüzsüz eğri ya da yüzeyler oluşturulabilir [46].



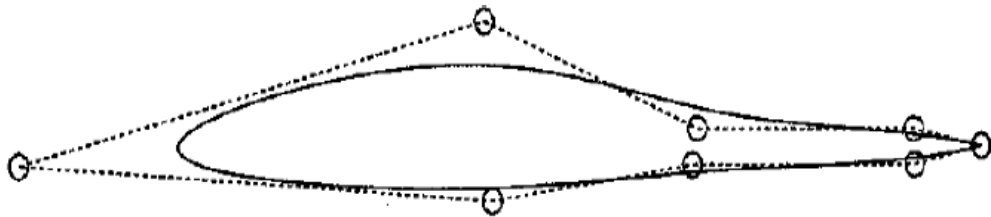
Şekil 3.1 Grid noktaları ve elde edilen türbin kanat profili

Bu yaklaşım ile elde edilen türbin kanat yüzeyi Şekil 3.2’de gösterilmiştir. Türbin kanadını istenilen hassasiyette elde etmek için çok sayıda kanat profili kesiti kullanılmıştır ve bu kesitler arası doldurularak (lofting) türbin yüzeyi elde edilir [47].



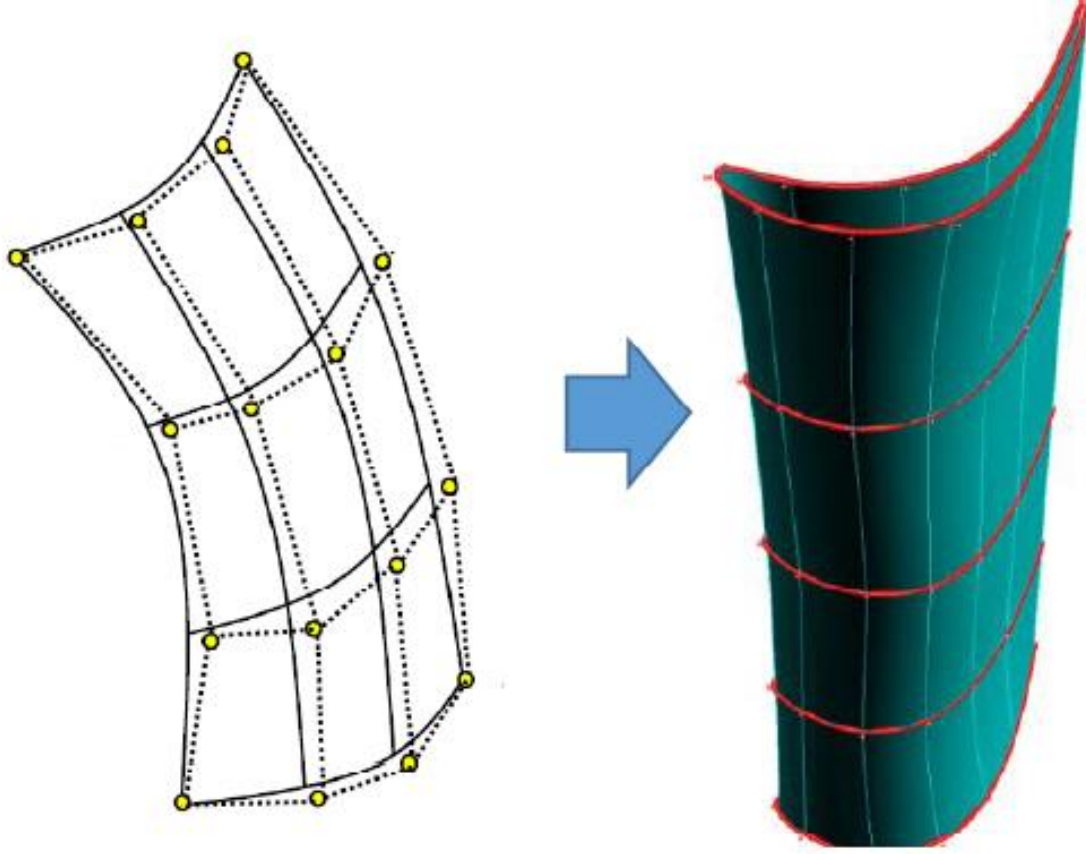
Şekil 3.2 Ayırık yaklaşım ile elde edilen türbin kanat yüzeyi

Polinom yaklaşımında ise değişkenler çok sayıdaki grid noktaları yerine kontrol noktaları (control vertices (CVs)) kullanılmaktadır. Ayırık yöntemle oluşturulan türbin kanat profili, polinom yaklaşımı ile kontrol noktaları kullanılarak elde edilmiştir. Kontrol noktaları ve elde edilmiş türbin kanat profili Şekil 3.3’te gösterilmiştir. Polinom yaklaşımı ile çok az sayıda değişken kullanılarak aynı profil pürüzsüz bir şekilde elde edilebilir. Bu yaklaşımda hedeflenen şekli elde etmek için kontrol noktalarının konumu iyi belirlenmelidir. Kontrol noktalarının konumu için eniyileme çalışmasının yapılması gerekir, dolayısıyla bu yaklaşımın ayırık yaklaşıma göre zorluğu bu kısımdır. Çünkü ayırık yaklaşımda noktalar eğri üzerindedir.



Şekil 3.3 Kontrol noktaları ve elde edilen kanat profili

Polinom yaklaşımı ile ayrık yaklaşıma göre çok daha az kesit kullanılarak elde edilen türbin kanat yüzeyi Şekil 3.4'te gösterilmiştir. Bu yaklaşım ile birlikte pürüzsüz yüzey elde edilir [48].



Şekil 3.4 Polinom yaklaşımı ile elde edilen türbin kanat yüzeyi

Bu tez çalışmasında Bezier eğrileri ve Bezier eğri polinom yaklaşımının 3-boyuta genişletilmiş hali olan Bezier yüzey modelleme yaklaşımı kullanılmıştır. Bezier eğrisi polinomu Eşitlik (3.12)'de gösterilmektedir.

$$P(u) = \sum_{i=0}^n B_{i,n}(u)P_i \quad (3.12)$$

Burada ' u ' fonksiyonun artış miktarı ($0 < u < 1$ aralığındadır), ' P_i ' kontrol noktalarının konumu ve ' $B_{i,n}$ ' ise Bernstein polinomunu ifade etmektedir. Bernstein polinomu ' u 'ya bağlıdır ve Eşitlik (3.13)'te gösterilmiştir. Eşitlik (3.12)'de ' $u=0$ ' için eğrinin başlangıç noktası, ' $u=1$ ' için ise eğrinin bitiş noktasının konumu elde edilir.

$$B_{i,n}(u) = \binom{n}{i} u^i (1-u)^{n-i} \quad (3.13)$$

Burada ‘ n ’ kontrol noktası sayısını ifade etmektedir. Bezier eğrisinin derecesi kullanılan kontrol sayısının bir eksiğidir. Örneğin n ’inci dereceden bir Bezier eğrisi oluşturmak için $n+1$ tane kontrol noktasına gerekmektedir.

İki boyutlu Bezier polinomu ‘ v ’ değişkeni ile birlikte 3-boyuta genişletilebilir ve ‘ u ’ ve ‘ v ’ değişkenine bağlı Bezier yüzey polinomu elde edilir. Bu polinom Eşitlik (3.14)’te gösterilmiştir.

$$P(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m B_{i,n}(u) B_{j,m}(v) P_{i,j} \quad (3.14)$$

Burada eğri denklemine ilave edilen ‘ v ’ eğrinin 3-boyuta genişletildiği yöndeki artış miktarı ve ‘ $B_{j,m}$ ’ ise bu yöndeki Bernstein polinomudur. Kontrol noktalarının konumu en iyileştirme çalışması ile belirlendikten sonra kolaylıkla istenilen yüzey parametrik bir biçimde oluşturulabilir [49].

3.5 Aerodinamik Yük Bilgisinin Yapısal Eleman Üzerine Aktarılması

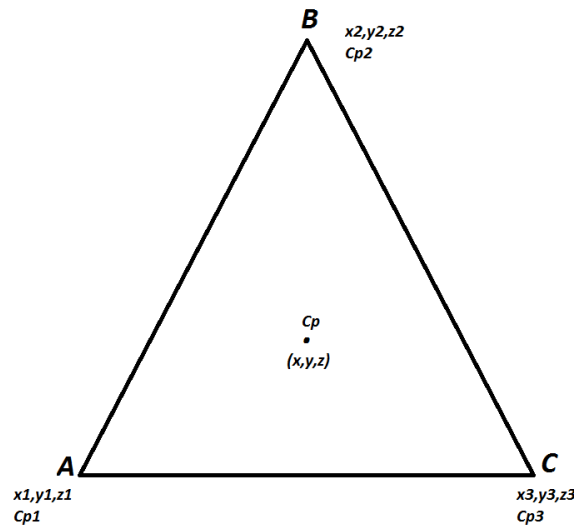
Akışkan-yapı etkileşimi çalışmalarının önemli adımlarından biri aerodinamik yük bilgisinin yapısal model üzerindeki elemanlara aktarılmasıdır. Yük dağılım işlemi; HAD, rüzgâr tüneli ya da uçuş verilerine dayanan aerodinamik yük bilgisini yapısal anlamda incelemek üzere sonlu elemanlar modeli (SEM) üzerinde ifade etme süreci olarak ifade edilebilir. HAD yöntemleri, akış hareketi, ısı transferi ve bunlarla ilgili problemleri, akış denklemlerinin sonlu farklar, sonlu hacimler gibi sayısal yöntemlerden faydalanıp bilgisayar ortamında çözen yöntemlerin geneline denir [3]. HAD ile elde edilen aerodinamik yükün olduğu grid noktalarındaki bilginin yapısal model üzerindeki ilgili grid noktalarına bu bilginin aktarılması olarak da yük aktarımı tanımlanabilir. Burada zaman alan nokta aerodinamik grid noktaları ile yapısal model grid noktalarının birebir uyumlu olmamasıdır.

Aynı yüzey üzerinde olan aerodinamik ve yapısal grid noktaları arasında yapılan kuvvet aktarımı için izlenen yol sırasıyla aşağıda verilmiştir [50].

- i. Aerodinamik yük bilgisinin (basınç ya da basınç katsayısı) kuvvete çevrilmesi.
- ii. Her bir kuvvet bilgisinin yapısal model üzerinde hangi noktalara aktarılacağına belirlenmesi.
- iii. Belirlenen yapısal grid noktalarına aktarılacak kuvvetin hangi oranda aktarılacağına belirlenmesi.
- iv. Belirlenen oran ile kuvvetin yapısal noktalara aktarılmasıdır.

Adım-1: HAD çözümünden elde edilmiş basınç katsayısı (C_p) bilgisinin kuvvete çevrilmesidir. Bu çalışmada HAD çözüm ağı elemanları üçgen elemandan oluştuğu için üçgen eleman üzerinden anlatılmıştır. Benzer şekilde diğer eleman tipleri için de yapılabilir. Temelde bu yöntemde, üçgen elemanların her köşe noktasında hesaplanan C_p bilgilerini kullanarak üçgen elemanların merkezinde ortalama bir C_p hesaplanır ve bu ortalama C_p 'nin üçgen elemanın her yerinde aynı olduğu varsayılır. Bu varsayım ile birlikte alan bilgisi ve dinamik basınç bilgisi yardımıyla üçgen merkezinde kuvvet bulunur. Kuvvetin doğrultusu ise üçgen üzerinde iki vektörün vektörel çarpım (cross product) işlemi sonucu elde edilir. Böylece bir üçgen elemanın merkezindeki kuvvet elde edilmiş olur. Bu yöntem tüm HAD elemanları için uygulandığında nokta bulutu olarak kuvvet büyüklüğü ve doğrultusu elde edilmiş olur

Örnek bir HAD çözüm ağında kullanılan üçgen elemanı Şekil 3.5'te gösterilmiştir. Üçgen elemanın merkezi ve köşelerindeki basınç katsayısı ve koordinatlar gösterilmiştir.



Şekil 3.5 HAD çözüm ağında kullanılan üçgen eleman örneği

Üçgen elemanın her yerinde aynı olduğu varsayımı ile ortalama basınç katsayısı hesabı, köşe noktadaki basınç katsayısının aritmetik ortalaması olarak hesaplanır ve Eşitlik (3.18)'de gösterilmiştir.

$$x = \frac{x_1 + x_2 + x_3}{3} \quad (3.15)$$

$$y = \frac{y_1 + y_2 + y_3}{3} \quad (3.16)$$

$$z = \frac{z_1 + z_2 + z_3}{3} \quad (3.17)$$

$$Cp = \frac{Cp_1 + Cp_2 + Cp_3}{3} \quad (3.18)$$

Kuvvet bilgisini elde etmek için alan bilgisine ihtiyaç duyulmaktadır. Üçgen elemanın alanı iki kenar üzerindeki vektör yardımıyla hesaplanabilir. Şekil 3.5'te gösterilen üçgen elemanın alanı, \vec{AB} ve \vec{AC} vektörlerinin üzerine kurulan üçgenin alanı eşittir ve üçgen alanı hesabı Eşitlik (3.19)'da gösterilmiştir.

$$S = \frac{1}{2} |\vec{AB} \times \vec{AC}| \quad (3.19)$$

Burada \vec{AB} ve \vec{AC} vektörlerinin elde edilmesi Eşitlik (3.20), (3.21)'de gösterilmiştir.

$$\vec{AB} = (x_2 - x_1)i + (y_2 - y_1)j + (z_2 - z_1)k \quad (3.20)$$

$$\vec{AC} = (x_3 - x_1)i + (y_3 - y_1)j + (z_3 - z_1)k \quad (3.21)$$

Kuvvet bilgisine geçişte kullanılacak son bilgi ise kuvvetin doğrultusudur. Üçgen eleman üzerindeki kuvvetin doğrultusu yüzeye diktir. Üçgen eleman bir düzlem belirttiği için kuvvetin doğrultusu ile üçgen elemanın normali aynıdır. Bir düzlem üzerinde iki vektörün çapraz çarpımı bu düzleme dik bir vektör verir. Bu bilgi yardımıyla yukarıda elde edilen vektörler kullanılarak düzleme dik vektör elde edilir. Bu vektör normalize edildiğinde üçgen elemanın normali elde edilmiş olur.

Sağ el kuralı göz önünde bulundurularak üçgen elemanın yüzeyine dik bir vektör Eşitlik (3.22) kullanılarak elde edilir.

$$\vec{N} = \vec{AC} \times \vec{AB} \quad (3.22)$$

Elde edilen yüzeye dik vektör Eşitlik (3.23) yardımıyla normalize edilir. Normalize edilmiş vektör üçgen elemanın normalidir.

$$\vec{n} = \frac{\vec{N}}{|\vec{N}|} \quad (3.23)$$

Elde edilen bilgiler kullanılarak üçgen merkezindeki kuvvet Eşitlik (3.24)'teki gibi hesaplanır.

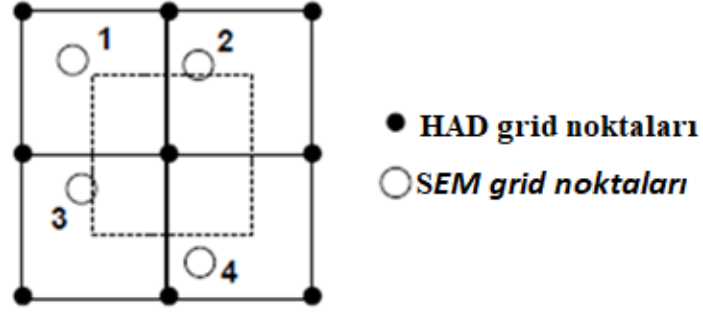
$$\vec{F} = (q)(Cp)(S)(\vec{n}) \quad (3.24)$$

Bu eşitlikte F üçgen merkezinde elde edilen kuvvet, q dinamik basınç, Cp üçgen üzerindeki ortalama basınç katsayısı, S üçgenin alanı ve \vec{n} ise üçgen elemanın yüzey normalini ifade etmektedir. Dinamik basınç hesabı ise Eşitlik (3.25) yardımıyla elde edilir.

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (3.25)$$

Burada ρ akışkanın yoğunluğu, v ise akışkanın hızıdır. Bir üçgen eleman için yapılan bu işlem her bir eleman için tekrarlandığında aerodinamik yük bilgisi (basınç katsayısı) kuvvete dönüştürülmüş olur ve aerodinamik kuvvetlerin olduğu nokta bulutu elde edilmiş olur.

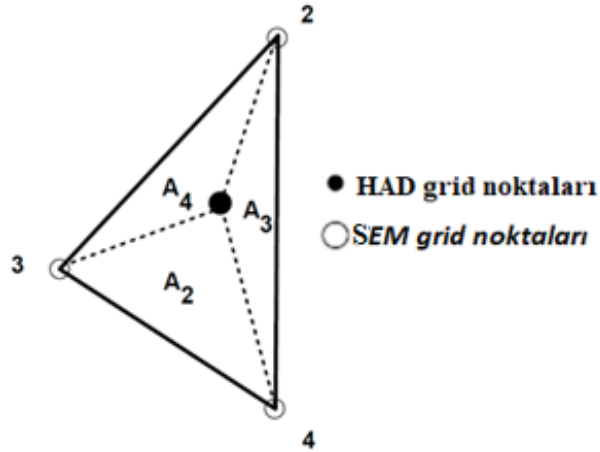
Adım-2: Basınç bilgisi kuvvet bilgisine çevrildikten sonra elde edilen nokta bulutundaki her bir kuvvet noktasının hangi yapısal eleman üzerindeki grid noktalarına aktarılacağı belirlenmesidir. Aerodinamik kuvvet bilgisinin olduğu grid noktaları (HAD grid noktaları) ve kuvvetin aktarılacağı yapısal grid noktalarına (SEM grid noktaları) bir örnek Şekil 3.6'da gösterilmiştir. . Çözüm ağının sıklığına göre kaç noktaya aktarım yapılacağı ayrıca değerlendirilmelidir. Bu tez çalışmasında önerilen yöntemin içeriğinden dolayı yapısal modelin tüm düğüm noktalarına aktarmak yerine indirgeme yapılan noktalara taşınmıştır.



Şekil 3.6 HAD ve SEM grid noktaları

Adım-3: Kuvvetin aktarılacağı SEM grid noktaları Adım 2’de belirlendikten sonra kuvvetin bu noktalara aktarılacağı belirlenir. HAD noktasındaki kuvveti yapısal grid noktalarına aktarmak için alan koordinatı parametresi kullanılır.

Literatürde genel olarak üç noktaya aktarım kullanıldığından, alan koordinatı parametresini elde etme süreci, örnek olarak üç yapısal grid noktasına aktarım için verilmiştir [50]: (1)Yapısal üç grid noktası ile bir üçgen oluşturulur. (2) Aktarılacak kuvvetin olduğu nokta ile bu üçgenin köşeleri birleştirilip küçük alanlar oluşturulur ve bu alanların toplam alana oranı belirlenir. Üç yapısal nokta ile oluşturulan üçgen ve aktarılacak kuvvetin konumu ve oluşturulmuş alt üçgenler Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



Şekil 3.7 Aktarılacak kuvvet ve üç yapısal grid noktası

Burada toplam alan Eşitlik (3.26)’da gösterilmiştir.

$$A = A_2 + A_3 + A_4 \quad (3.26)$$

Alan parametresi ise yapısal grid noktası karşısında kalan alanın toplam alana oranı olarak elde edilir. Üç yapısal grid noktalarının alan parametre hesabı sırasıyla Eşitlik (3.27), (3.28), (3.29)'da gösterilmiştir.

$$L_2 = \frac{A_2}{A} \quad (3.27)$$

$$L_3 = \frac{A_3}{A} \quad (3.28)$$

$$L_4 = \frac{A_4}{A} \quad (3.29)$$

Adım-4: Alan parametresi belirlendikten sonra her bir yapısal grid noktasına aktarılan kuvvet Eşitlik (3.30), (3.31), (3.32) yardımıyla elde edilir.

$$F_2 = (L_2)(F_{CFD}) \quad (3.30)$$

$$F_3 = (L_3)(F_{CFD}) \quad (3.31)$$

$$F_4 = (L_4)(F_{CFD}) \quad (3.32)$$

Böylece aerodinamik kuvvet bilgisi en yakın üç yapısal grid noktasına alan parametresi oranında aktarılmış olur. Takip edilen adımlar her bir kuvvet noktası için tekrar uygulandığında tüm kuvvet bilgisi ilgili yapısal noktalara aktarılmış olur. Bu yöntem ile birlikte kuvvet skaler olarak değil vektörel olarak aktarılmış olur.

Bu tez çalışmasında SE modelinde indirgeme yapıldığı için aerodinamik yük bilgisi SE modelin dış yüzeyindeki tüm düğüm noktalarına Adım 3 ve 4'te anlatılan üç noktaya aktarım süreci kullanılarak aktarılmamıştır. Bunun yerine indirgeme yapılmış model üzerine doğrudan aktarım yapılmıştır. Bu çalışmada kullanılan HAD ile yapılan akışkan analizi sonucunda elde edilen basınç katsayısı bilgisi Adım 1'deki işlemler yapılarak kuvvet bilgisine dönüştürülmesi Bölüm 5.2.2'de gösterilmiştir. Elde edilen kuvvet bilgisinin indirgeme noktalarına taşınması ise Bölüm 5.5'te gösterilmiştir.

3.6 Panel Yöntemi – PANAIR yazılımı

Panel yöntemleri, ses altı ve ses üstü hızlarda uçan uçaklarda doğrusal, viskoz olmayan ve girdapsız akım (irrotational flow) çözmek için kullanılan sayısal yöntemlerdir. Diğer sayısal yöntemlere göre (HAD gibi) daha hızlı çözüm elde edildiği için panel yöntemi tercih edilir. Potansiyel akım kullanılarak geliştirilen yöntemler hızlı çözümler sunabilmektedir. Panel yöntemi, potansiyel akımların (kaynak, ikili (doublet) ve girdap) yüzey dağılımına dayanır. Panel yöntemleri ilk olarak düşük mertebeli sıkıştırılmaz ve ses altı akışlar için geliştirilmiştir[51],[52]. İlk başarılı ses üstü panel metodu ise 1960'ların ortalarında kullanılabilir olmuştur [53],[54]. Yüksek mertebeli panel yöntemleri çok daha fazla analitik işlem gerektirmektedir ve dolayısıyla hesaplama süresi ve maliyeti artmaktadır.

Panel yönteminde, kanat profili etrafındaki potansiyel akım çözümüne doğrusal paneller üzerinde sabit girdap dağılımı ve akım fonksiyonu türünden bir sınır koşulu uygulanır. Panel yöntemlerinde Prandtl-Glauert denklemleri çözülür. Kaynak, ikili (doublet) ve girdap tekillikleri olarak bilinen akım fonksiyonlarının Prandtl-Glauert denkleminde temel analitik çözümleri vardır. Panel yöntemleri, bu tekilliklerin yüzey dağılımlarının, panel olarak adlandırılan küçük dörtgen bölümler üzerinde veya uçak yüzeyinin bir kısmına yakınlaştırılması ilkesine dayanmaktadır. Bunun sonucunda bindirilmiş (superimposed) tekilliklerin dağılımı otomatik olarak Prandtl-Glauert denklemini karşılar. Çözümün istenen geometriye karşılık gelmesini sağlamak için panellerin ayrı ayrı noktalarına sınır koşulları uygulanır. Matematikçiler bu ayrık noktalara kollokasyon noktaları, panel yöntemi kullanıcıları ise kontrol noktaları olarak atıfta bulunurlar [55].

Panel yöntemleri genel olarak düşük mertebeli veya yüksek mertebeli tanımlanır. Düşük mertebeli olması her panel üzerinde sabit dayanımlı tekillik (constant-strength singularity) dağılımları kullanmasını ifade eder ve paneller genellikle düzdür. Daha yüksek mertebelilerde ise tekillik dağılımları örneğin doğrusal veya ikinci dereceden (quadratic) olabilir ve panellerin şekli eğri olabilir [55].

Panel yönteminde kullanılan Prandtl-Glauert denklemleri zamandan bağımsız ses altı akış için Eşitlik (3.33)'te gösterildiği gibi yazılır. Ses üstü hızlar için ise Eşitlik (3.34)'teki gibi yazılır.

$$\tilde{\nabla}^2 \Phi = (1 - M_\infty^2) \Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz} = 0 \quad (3.33)$$

$$-\tilde{\nabla}^2 \Phi = (M_\infty^2 - 1) \Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz} = 0 \quad (3.34)$$

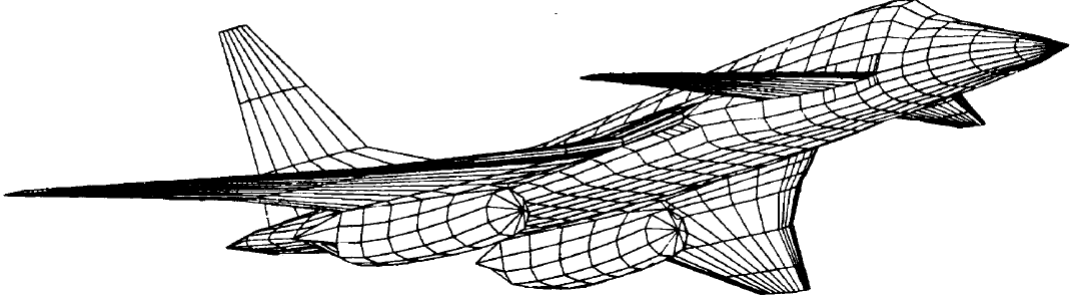
Burada ' M_∞ ' serbest hava akımının mach sayısı (free stream mach number) ve ' Φ ' pertürbasyon hızı potansiyelidir (perturbation velocity potential). Ses altı denklemler için eşitlikler eliptik (Laplace denklemi gibi), ses üstü için ise eşitlikler hiperboliktir (dalga denklemi gibi) [55].

Prandtl-Glauert denklemi, sıkıştırılabilirlik etkilerini (Mach sayısının akışkan yoğunluğu üzerindeki etkisi) içeren akışkan akış denklemlerinin en basit şeklidir. Bu denklem genel Navier-Stokes denklemlerinden tüm viskoz ve ısı transferi terimlerinin ihmal edilmesi, akışın girdapsız olma varsayımı ve doğrusal olmayan tüm terimlerin çıkarılması ile elde edilir. Bu varsayımlar akışın viskoz olmayan, girdapsız ve doğrusal olduğu anlamına gelir ve akışın zamandan bağımsız olduğu varsayılır. Fiziksel olarak bu varsayımlar, akış ayrılması, yüzey sürtünme sürüklemesi ve transonik şokların panel yöntemleri ile tahmin edilememesi anlamına gelir. Kaldırma kuvvetinden kaynaklı oluşan sürükleme (induced drag) hesaplamalara dâhil edilir [55].

Yapı etrafındaki akış problemi çözümünde PANAIR açık kaynak çözücüsü kullanılabilir. Program genel olarak 3-boyutlu aerodinamik ve hidrodinamik problemlerin çözümünde kullanılmaktadır. Program, ses altı ve ses üstü mach sayılarında doğrusallaştırılmış potansiyel akış sınır-değer probleminin çözmek için yüksek dereceli panel metodunu kullanır [56].

PANAIR çözücüsünde ikinci dereceden panel yöntemi kullanılmaktadır. Panel yöntemi kullanıldığı için hızlı çözümler alınabilir ancak viskozite kaynaklı viskoz sürükleme hesabı hesaplamalara dâhil edilmez. Bundan dolayı viskoz sürükleme hesabı ihmal edilmiş olur. PANAIR çözücüsü yüzey akış özelliklerini (akış yönü, basınç, mach sayısı gibi) çıktı olarak sağlar. Uçak için bu çıktılar yapı yüzeyinde basınç katsayısı (C_p) dağılımı, aerodinamik taşıma, sürükleme ve moment katsayıları

ve yapı üzerine etkiyen toplam yük bilgisi olarak gösterilebilir [13]. PANAIR programında çözüm alınmış savaş uçağı modeli Şekil 3.8’de gösterilmektedir.



Şekil 3.8 Ses üstü savaş uçağı için PANAIR modeli

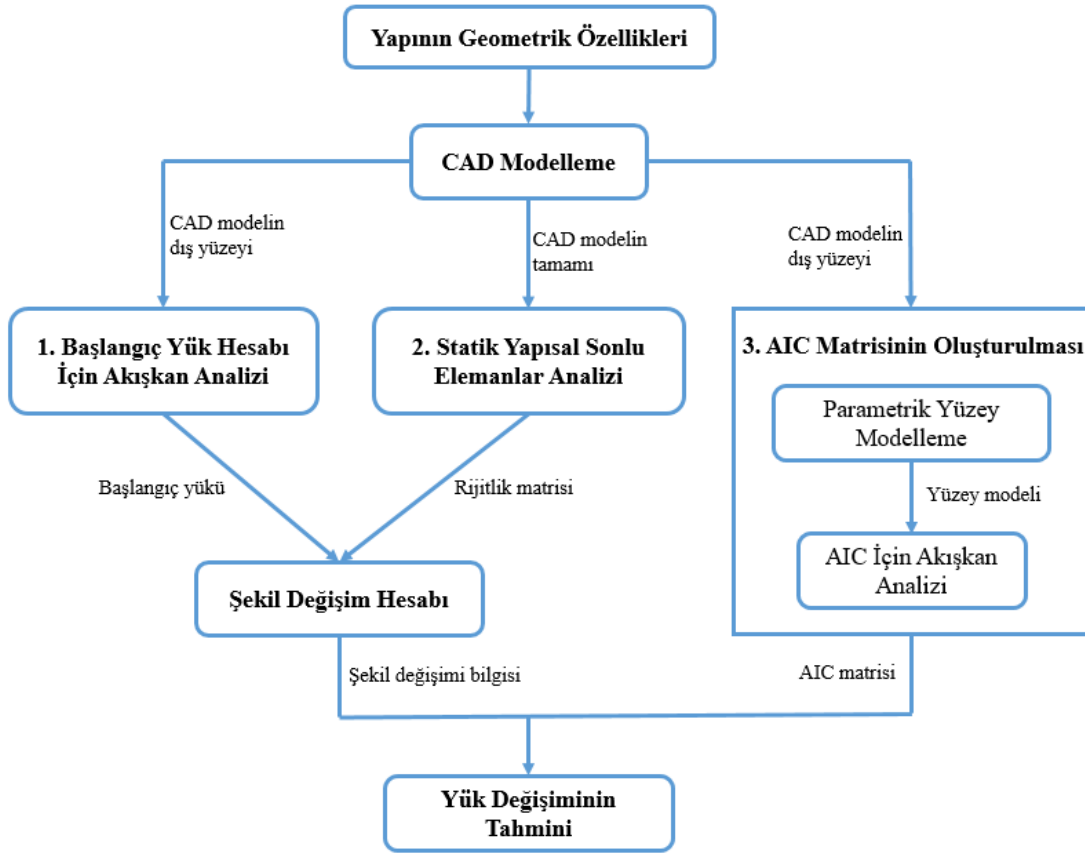


4. ÖNERİLEN METODOLOJİ

Akışkan-yapı etkileşiminden dolayı yapı üzerinde değişen yükün tahmini için önerilen yöntemin akış şeması Şekil 4.1’de gösterilmiştir. Başlangıçta, akışkan-yapı etkileşimi çalışılacak yapının tanımlanması gerekir. Yapının özellikleri ile birlikte ilk olarak yapının bilgisayar destekli tasarım (computer-aided design (CAD)) modeli oluşturulmalıdır. CAD model oluşturulduktan sonra, önerilen yöntemde, Şekil 4.1’de gösterildiği gibi üç temel adım takip edilir. Birinci adım başlangıç yük hesabı için akışkan analizinin yapılması, ikinci adım yapının sonlu elemanlar modelinin oluşturulması ve üçüncü adım ise AIC matrisinin elde edilmesidir. Bu üç adım birbirinden bağımsız olarak yapılabilir. Birinci adımda elde edilen yük bilgisi, ikinci adımda elde edilen sonlu elemanlar modeli ile ilişkilendirildiğinde yapının şekil değişimi bilgisi elde edilir. Şekil değişimi bilgisi, üçüncü adımda oluşturulan AIC matrisi ile ilişkilendirildiğinde yapı üzerinde şekil değişiminden kaynaklı değişen yük bilgisi elde edilmiş olur.

Yukarıda bahsedilen adımlar sırasıyla detaylandırılmıştır. İlk olarak bilgisayar destekli tasarım programı yardımıyla hedef geometrinin özellikleri belirlenip CAD modeli oluşturulmalıdır. Oluşturulan CAD model üç temel adımda girdi olarak kullanılmaktadır.

Birinci adımda akışkan analizi için CAD modelin sadece dış yüzeyi, bir başka deyişle akışkan ile temas eden yüzeyi, girdi olarak kullanılır. Akışkan özellikleri ve çevre şartları dikkate alınarak akışkan analizi gerçekleştirilir. Bölüm 3.5’te anlatılan yöntem ile basınç katsayısı bilgisi kuvvet bilgisine dönüştürülür. Böylece birinci adım için başlangıç yük bilgisi elde edilmiş olur.



Şekil 4.1 Kullanılan yöntemin akış şeması

İkinci adımda ise sonlu elemanlar modelini oluşturmak için CAD modelin tamamı girdi olarak kullanılır. Yapının yük altında ne kadar deforme olduğunu hesaplamak için sonlu elemanlar modeli oluşturulmalıdır. Burada yapının malzeme özellikleri de ayrıca tanımlanmalıdır. Sonlu elemanlar modeli oluşturulduktan sonra bu bölümde analizleri hızlandırmak için basitleştirmeler yapılabilir. Bir başka deyişle sonlu elemanlar modeli daha basit bir forma indirgenebilir. İndirgeme yöntemlerinden Bölüm 3.2’de bahsedilmiştir. Bu çalışmada indirgeme yöntemleri arasından çubuk modele indirgeme tercih edilmiştir. Çünkü havacılık uygulamalarında uçak kanadının çubuk modele indirgenmesi aeroelastik analizlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Yapının indirgeneceği noktalar yapının özelliğine göre farklılık gösterebilir. Uçak kanadı için çubuk modelin elastik eksen üzerinde veya kaburga, kiriş ve flanş gibi elemanların kesiştiği yerlerde oluşturulması tercih edilir. İndirgeme ile birlikte yapının özellikleri mümkün olduğunca korunarak sonlu elemanlar modeli ve bununla birlikte rijitlik matrisi elde edilmiş olur. Böylece büyük boyutta rijitlik matrisi kullanmak yerine daha hızlı ve etkili çözüm almak için küçük boyutta rijitlik matrisi elde edilmiş

olur. Böylece her bir adımda yapısal analiz yapmak yerine rijitlik matrisi yardımıyla statik yapısal analiz yapılır ve şekil değişimi bilgisi matris çarpımıyla hızlıca elde edilebilir.

İlk iki adımda elde edilen başlangıç yük bilgisi ve rijitlik matrisi bilgisi ilişkilendirildiğinde yapının şekil değişim bilgisi ve dolayısıyla deforme olmuş yapı elde edilmiş olur. Burada dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta, yük bilgisinin yapısal modelin indirgendiği noktalar üzerine taşınmasıdır.

Üçüncü adımda ise modelin AIC matrisini oluşturmak için CAD modelin sadece dış yüzeyi girdi olarak kullanılır. Bu adım kendi içinde iki kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısımda parametrik yüzey modelleme tekniği yardımıyla yapının dış yüzeyinin modellenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada Bezier yüzey modelleme tekniği önerilmektedir. Bezier yüzey modelleme yönteminden Bölüm 3.4'te bahsedilmiştir. Diğer karmaşık yöntemlere göre (NURBS ve B-Spline) daha basittir. Bezier eğrileri ile yüzey oluşturulurken kontrol noktaları (control vertex) kullanılmaktadır. Buradaki en önemli nokta hedeflenen geometriyi elde etmek için kontrol noktalarının konumunun iyi belirlenmesidir. Kontrol noktalarının konumu belirlenip hedeflenen geometrinin dış yüzeyi oluşturulduğunda, aynı zamanda Bezier yüzey modelleme tekniğinde kullanılan artış miktarı sayısına göre yüzey üzerinde istenilen sıklıkta nokta bulutu elde edilebilmektedir. İkinci kısımda bu nokta bulutundan faydalanıp akışkan analizi yapılacaktır. Yüzey üzerindeki noktalardan faydalanıp akış çözümü için çözüm ağı oluşturulmaktadır. Daha hızlı çözüm almak için panel yöntemleri tercih edilebilir.

Bu çalışmada kullanılan AIC matrisinin anlamı birim yer değiştirmeye karşılık gelen yapı üzerinde değişen yük bilgisini içermesidir. . Literatürde yaygın olarak kullanılan AIC matrisi oluşturma yöntemi tüm düğüm noktalarına aynı büyüklükte ayrı ayrı yer değiştirme uygulanıp akışkan analizinin yapılmasıdır. Bu tez çalışmasında daha önce yapılan çalışmalardan farklı olarak AIC matrisi parametrik yüzey modelleme yöntemi olan Bezier yüzey modelleme yönteminden faydalanılmıştır. Bu matris, yaygın olarak kullanılan düğüm noktaları ile oluşturmak yerine çok daha az sayıdaki Bezier kontrol noktaları ile elde edilmiştir. Böylece, bu çalışmada önerilen yöntemin en önemli avantajı tüm düğüm noktalarına ayrı ayrı yer değiştirme uygulanıp çözüm almak yerine sadece yüzeyi oluşturan kontrol noktalarına yer değiştirme uygulanıp çözüm

alınmasıdır. Çok az sayıda kontrol noktası kullanılarak AIC matrisi oluşturulduğunda matrisin boyutu oldukça küçük hale gelmektedir. Çünkü tüm düğüm noktalarının toplam sayısının yanında yüzeyi oluşturan Bezier yüzey kontrol noktalarının sayısı oldukça azdır.

Ayrıca kontrol noktasının konumu değiştirildiğinde Bezier yüzey fonksiyonlarının özelliğinden dolayı yapı üzerinde yumuşak geçişli (pürüzsüz) şekil değişimi elde edilmiş olur ve bu durum gerçekte oluşan şekil değişimini daha iyi yansıtmaktadır. AIC matrisi oluşturulurken kontrol noktalarına yer değiştirme uygulanır. Elde edilen yeni şekil ile akış analizi yapılır ve yer değiştirmenin uygulanmadığı başlangıçtaki şekli değişmemiş yapı ile arasında değişen yük miktarı hesaplanır. Bu süreç tüm kontrol noktaları için uygulandığında aradaki yük değişim miktarları ayrı ayrı elde edilir. Böylece her bir kontrol noktasının bir birimlik yer değiştirmesine karşılık gelen yapı üzerindeki yük değişim miktarı bilgisi elde edilmiş olur. Bu bilgi AIC matrisinin içinde depolanır.

Bu çalışma kapsamında uçak kanadı için uygulama yapıldığında belirlenen her bir istasyondaki her bir kontrol noktası için aynı miktarda yer değiştirme uygulanacaktır. Her bir istasyondaki kontrol noktalarına aynı yer değiştirme uygulandığında o bölgedeki kanat profili değişmeyecektir ve bu sayede kanat profili korunmuş olacaktır. Bu çalışma da uçak kanadı üzerine durulmuştur ancak önerilen yöntem sadece uçak kanadı için sınırlı değildir.

Birinci ve ikinci adımda elde edilen bilgiler kullanılarak yapının belirli bir yük altındaki şekil değişimi bilgisi elde edilmiştir. Şekil değişim bilgisi ile AIC matrisi ilişkilendirildiğinde yapı üzerinde değişen yük bilgisi elde edilmiş olur. Burada şekil değişimi bilgisi sonlu elemanlar modelinin çubuk modele indirildiği noktalar üzerindedir. Bu noktalar ile kontrol noktaları arasındaki ilişki kullanılarak kontrol noktalarının ne kadar yer değiştirdiği bilgisi elde edilebilir. Kontrol noktalarının yer değiştirme bilgisi AIC matrisi ile doğrudan ilişkilidir. Çünkü AIC matrisi oluşturulurken kontrol noktasının bir birim yer değiştirmesine karşılık gelen yük değişim bilgisi elde edilmiştir. Böylece yapının şekil değiştirmesinden kaynaklı değişen yük miktarı elde edilmiş olur. Başlangıçta elde edilen yük bilgisine değişen yük miktarı eklendiğinde yapı üzerindeki toplam yük elde edilir. İstenirse bu süreç

tekrarlı olarak devam ettirilebilir. Burada elde edilen toplam yük başlangıç yükü gibi tekrar hesaba dâhil edilir. Rijitlik matrisi ve AIC matrisi hazır halde bulunduğu için hızlıca yeni elde edilen yük ile değişen yük miktarı tekrar elde edilebilir. İstenirse burada bir önceki adımda elde edilen deformasyon bilgisi ile elde edilen şekil değişimi değerleri karşılaştırılır ve bu değer belirli bir değere yakınsayana kadar analiz adımları tekrarlı olarak devam ettirilebilir. Belirlenecek yakınsama değeri için ise kare ortalamalarının karekökü yöntemi (Root mean square) kullanılabilir.





5. UÇAK KANADI İÇİN UYGULAMA

Bu çalışmada uçak kanadı üzerinde deformasyondan kaynaklı değişen yük tahmini için parametrik bir yöntem geliştirilmiştir. Önerilen yöntemde doğrusal aerodinamik varsayımından yararlanılacağı için incelenen uçak kanadının bu varsayımın kullanılabilceği uçuş rejimi bölgesinde olması tercih edilmiştir. Ses altı (subsonic) hızlarda görev yapan temel eğitim uçakları bu varsayımın kullanılabilceği uçuş rejimi bölgesinde görev yapmaktadır. Temel eğitim uçaklarına HÜRKUŞ, Pilatus PC-21, KAI KT-1 uçakları örnek olarak verilebilir. Şekil 5.1’de Türk Başlangıç ve Temel Eğitim Uçağı olan HÜRKUŞ gösterilmiştir [57].



Şekil 5.1 Türk Başlangıç ve Temel Eğitim Uçağı-HÜRKUŞ

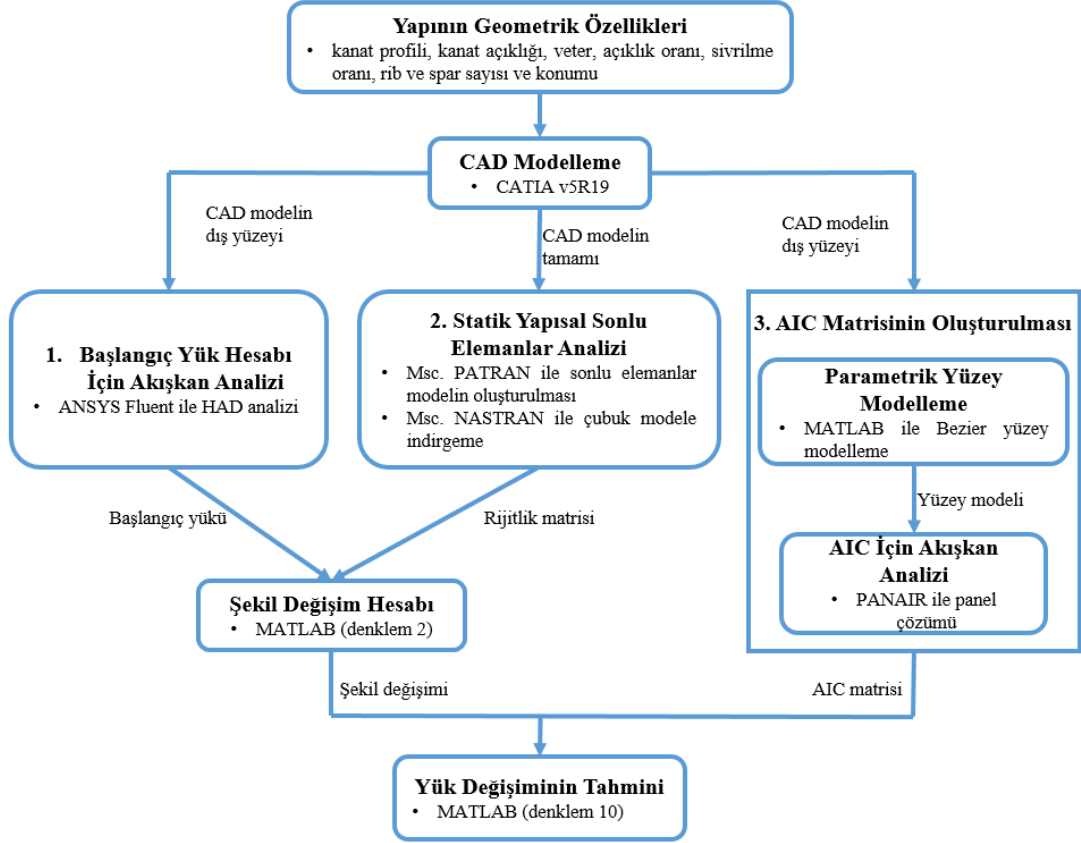
Bu sınıftaki uçakların kanat özellikleri göz önünde bulundurularak bu çalışmada kullanılacak olan kanadın özellikleri Çizelge 5.1’de gösterilmiştir. Bu çalışmada tek kanat kullanılacaktır. Bu sınıftaki uçakların ortalama kanat açıklığı 10 m olup gövde genişliği yaklaşık olarak 1 metre olduğu için çalışmadaki kanat uzunluğu 4,5 metre olarak belirlenmiştir. Seçilen kanat profili ise ses altı hızlar için uygun bir profildir.

Çizelge 5.1 Kullanılan uçak kanadının özellikleri.

Kanat özellikleri	
Kanat profili	NACA6412
Yarı kanat açıklığı	4500 mm
Veter (kanat kökü)	1000 mm
Veter (kanat ucu)	500 mm
Sivrilme oranı	0,5
Kanat yerleşim açısı	0
Kiriş (spar) sayısı	2
Kaburga (rib) sayısı	14

Bu çalışmada önerilen yöntemin uygulanması için takip edilecek yol sırasıyla şu şekildedir. İlk olarak uçak kanadının CAD (Computer Aided Design) modeli belirlenen özellikler ile oluşturulacaktır. Oluşturulan CAD modelinin dış yüzeyi kullanılarak akışkan analizi yapılacaktır. Akışkan analizi başlangıç yük hesabı için kullanılmaktadır. Daha sonra CAD model kullanılarak yapısal analizlerde kullanılması için sonlu elemanlar modeli oluşturulacaktır. Uçak kanadının dış yüzeyi Bezier yüzey modelleme tekniği ile oluşturulup burada kullanılan Bezier yüzey kontrol noktaları (control vertex) ile AIC matrisi elde edilecektir. Yapısal model ve başlangıç yük bilgisi ile kanadın deformasyonu elde edilip deformasyon bilgisi ile AIC matrisi ilişkilendirilip değişen yük miktarı hesaplanacaktır. Uçak kanadı için deformasyon kaynaklı değişen yük tahmini için izlenilecek adımlar sırasıyla detaylandırılmıştır.

Şekil 4.1’de genel hatları ile verilen yöntemin akış çizelgesi, bu bölümde uçak kanadı için yapılan uygulamada her bir adım için kullanılan yöntem ve programları içerecek şekilde Şekil 5.2’de gösterilmiştir.



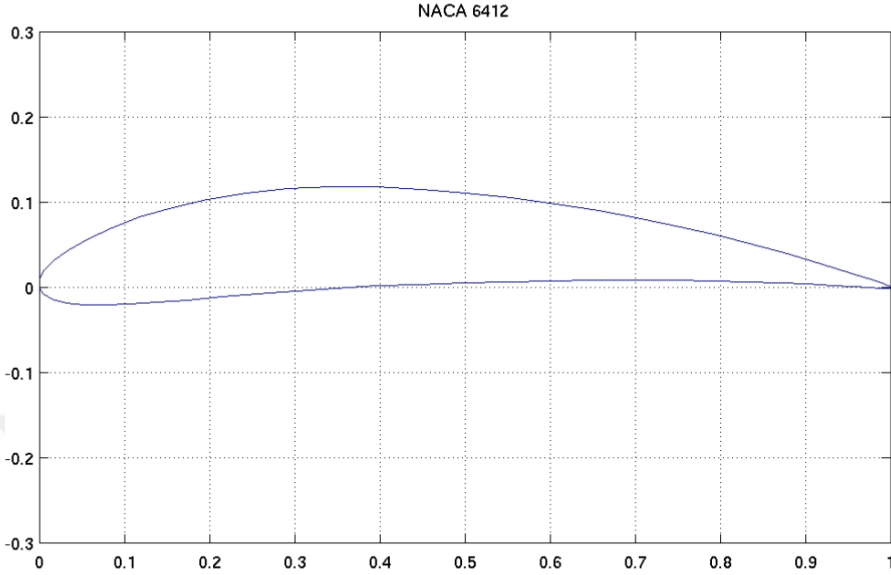
Şekil 5.2 Akış şeması, kullanılan programlar ve yöntemler

5.1 Uçak Kanadı CAD Modelin Oluşturulması

Uçak kanadının CAD modeli CATIA v5r19 programı yardımıyla oluşturulmuştur. Kanat modeli, kaburga, kiriş ve kanat yüzeyinden oluşur. Kanat yüzeyi, kaburga ve kirişler 2-boyutlu kabuk (shell) eleman olarak modellenmiştir. Kullanılan kanat profili (NACA 6412) Şekil 5.3'te gösterilmiştir. Bu profilin koordinatları Ek 1'de verilmiştir [58]. Kanat modelinde kullanılan sparların her bir kaburga istasyonunda, veter üzerindeki konumu aynıdır. Ana spar veterin %25'ine arka spar ise veterin %65'ine gelecek şekilde konumlandırılmıştır. Veterin yüzdesi hücum kenarı için %0 iken firar kenarı için %100 olarak tanımlanmıştır.

Ölçeklendirilmiş kanat profilinin veteri 1 birimdir. Kanat profili her yerde aynıdır. Kaburga elemanları oluşturulurken her bir kaburganın konumuna göre karşılık gelen veter uzunluğu ile çarpılıp 14 adet kaburga profili elde edilmiştir. Kaburgaların kanat açıklığı boyunca (y eksenini boyunca) konumları Çizelge 5.2'te verilmiştir. Veter

uzunlukları ise kaburgaların konumu ve sivrilme oranı göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır. Kaburga numaralandırması kanat kökünden kanat ucuna doğru sıralanmıştır.

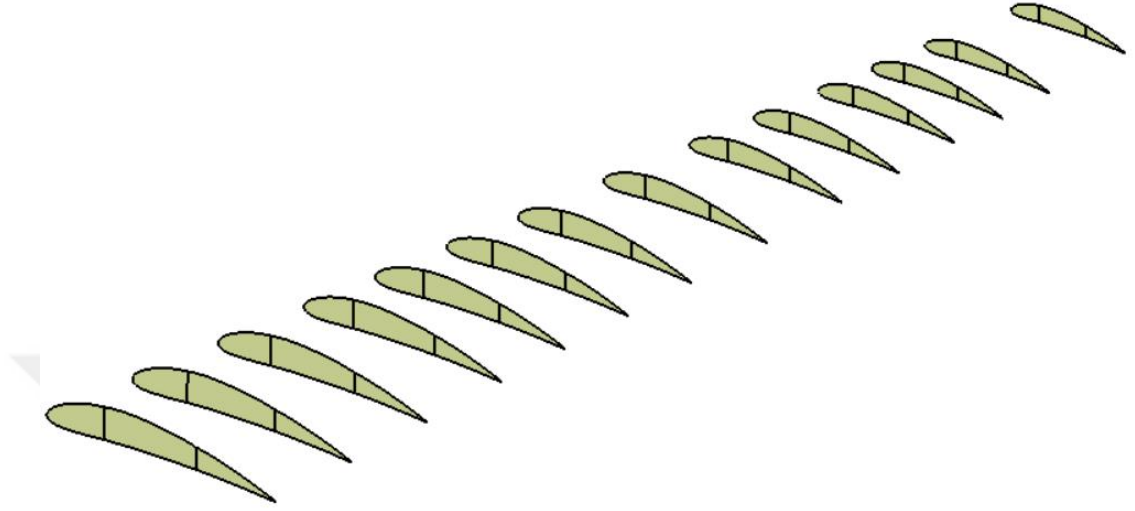


Şekil 5.3 NACA 6412 ölçeklendirilmiş kanat profili

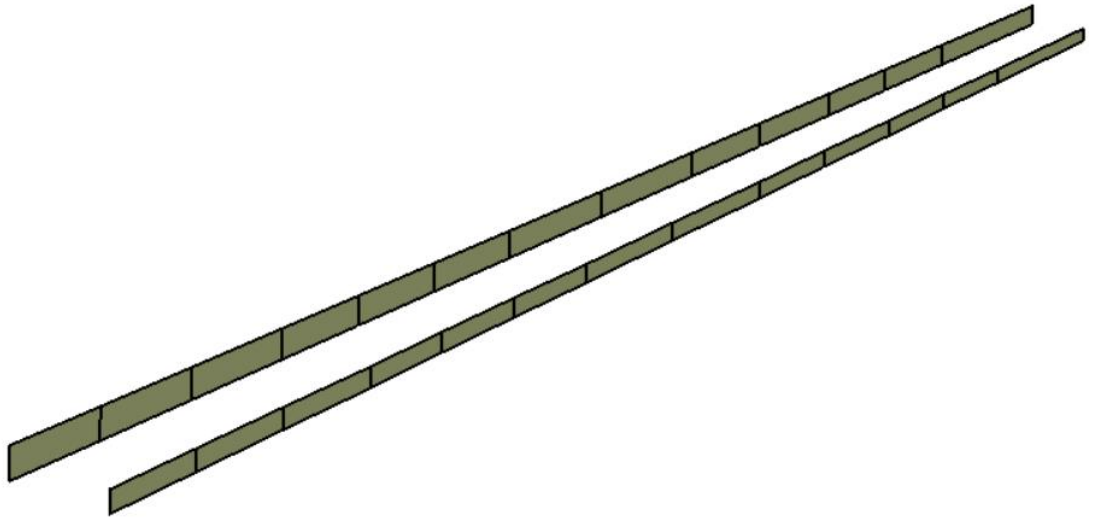
Çizelge 5.2 Kaburga elemanların konumları ve veter uzunlukları.

Kaburga	Y	Veter Uzunluğu
Numarası	[mm]	[mm]
Rib-1	500,0	1000,0
Rib-2	900,0	955,6
Rib-3	1300,0	911,1
Rib-4	1700,0	866,7
Rib-5	2033,3	829,6
Rib-6	2366,7	792,6
Rib-7	2700,0	755,6
Rib-8	3100,0	711,1
Rib-9	3500,0	666,7
Rib-10	3800,0	633,3
Rib-11	4100,0	600,0
Rib-12	4350,0	572,2
Rib-13	4600,0	544,4
Rib-14	5000,0	500,0

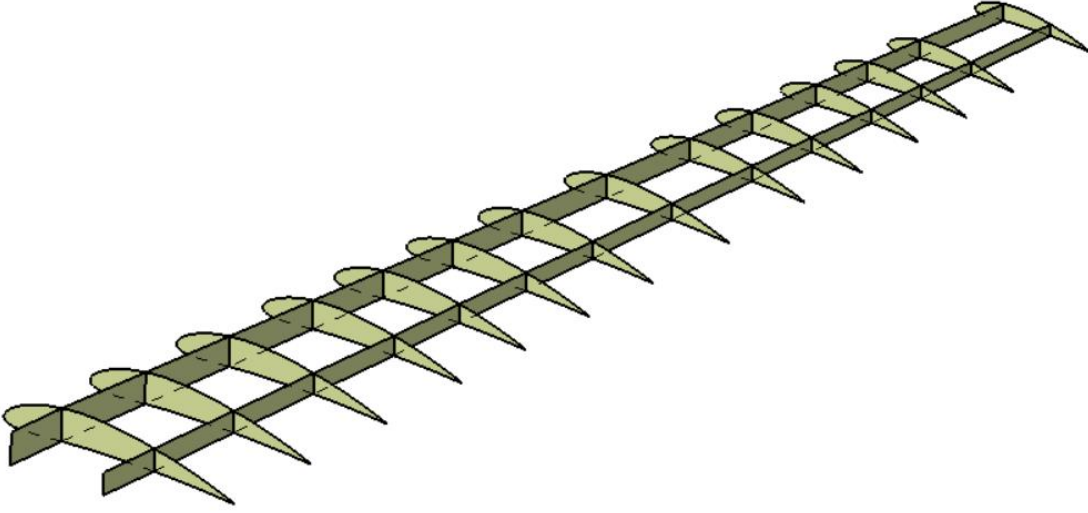
Kanat modeli için oluşturulan kaburga ve kiriş elemanları Şekil 5.4 ve Şekil 5.5'te gösterilmiştir. Kaburga ve kiriş elemanların birleştirilmiş hali Şekil 5.6'da gösterilmiştir. Bu elemanların üzeri kanat yüzeyi ile kapatıldığında elde edilen uçak kanadı modeli ise Şekil 5.7'de gösterilmiştir.



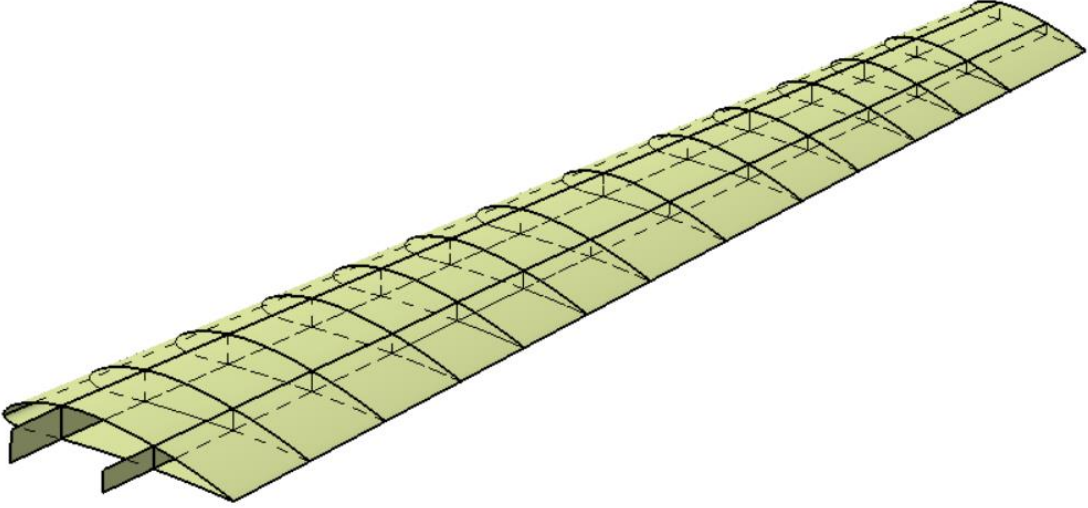
Şekil 5.4 Kanat için oluşturulan kaburga (rib) elemanları



Şekil 5.5 Kanat için oluşturulan kiriş (spar) elemanları



Şekil 5.6 Kaburga ve kiriş elemanlarının birleştirilmiş hali



Şekil 5.7 Uçak kanadının CAD modeli

Çalışmanın kapsamından dolayı gerçekte uçak kanadının içindeki detay elemanlar ve yapılar (takviye elemanları, yakıt tankı vs.) modellenmemiştir.

5.2 Başlangıç Aerodinamik Yük Hesabı İçin Akışkan Analizi

Bu tez çalışmasında şekil değişiminden kaynaklı değişen yük miktarının tahmin edilmesi üzerine çalışılmaktadır. Değişen yük miktarının hesaplanabilmesi için öncelikle şekil değişiminin bilinmesi gerekir. Uçak kanadının etrafındaki hava akışından dolayı oluşan yük şekil değişimine sebep olmaktadır. Bu yüzden çalışmanın

başında başlangıçta yapı üzerine etkiyen yükün belirlenmesi gerekmektedir. Bu yük yapısal modele uygulandığında yapının şekil değişimi belirlenecektir. Bu bölümde başlangıç yük hesabı belirlenecektir ve bunun için ilk olarak uçak kanadı etrafında akışkan analizi yapılmıştır. Daha sonra akış problemi çözüldükten sonra elde edilen basınç katsayısı değeri kullanılarak yapı üzerindeki başlangıç yükü hesaplanmıştır. Yapısal modeldeki indirgemelerden dolayı elde edilen yük, yapısal modelin indirgeneceği noktalar üzerine taşınmıştır.

5.2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ile akış problemi çözümü

Akışkan analizi için bu çalışmada HAD yöntemlerinden faydalanarak çözüm alınmıştır. Akışkan analizleri için çok daha hızlı çözüm elde edilebilen panel yöntemleri de mevcuttur ancak başlangıçta oluşan yükün daha doğru hesaplanabilmesi için bu yöntem tercih edilmiştir. Bu çalışmada kanat etrafındaki akış problemi HAD çözücüsü olan ANSYS Fluent yardımıyla çözülmüştür. Fluent programında akışkan, ısı transferi gibi problemler zamandan bağımsız ve zamana bağlı olarak çözülebilir. Ayrıca 2-boyutlu veya 3-boyutlu akış alanlarında kullanılabilir [59]. Genel olarak akış problemleri Navier-Stokes denklemleri olarak nitelendirilebilir. Fluent ve benzeri diğer yazılımlarda, bu denklemlerde bir takım kabuller yapılır. Bazı ayrıştırılmalar yapıp sayısal yöntemlerden faydalanılır ve bu denklemlerin çözümüne ulaşılır. Analitik olarak az sayıda ki basit akış halleri dışında çözüm mevcut değildir [60]. Bu yazılımlar sonuç olarak yapı üzerindeki basınç dağılımı ve katsayıları verebilir. Buradan yola çıkarak yapı üzerindeki kuvvet ve momentler hesaplanabilir.

Fluent ile akışkan analizi yapılırken iki farklı çözücü tipi vardır. Problemin tipine göre Basınç Tabanlı veya Yoğunluk Tabanlı çözücü tipi seçilmelidir. Akış esnasındaki yoğunluk değişiminin akış alanına etkisi ihmal edilemeyecek mertebede ise Yoğunluk Tabanlı çözücü seçilmelidir. Gazların yoğunluk değişimi, bir başka deyişle sıkıştırılabilirliği, Mach 0.3 ve üzeri hızlarda dikkate değer hale gelmektedir [61]. Bu çalışmada Mach 0.4 hız rejiminde akış analizi yapılacağı için Yoğunluk Tabanlı çözücü kullanılmıştır. Bu tez çalışmada ses altı uçuş rejiminde ve yüksek hücum açılarında analiz yapılmayacağı, yüksek hücum açısından kaynaklı akım ayrılması olaylarının fazla olmayacağı düşünülerek tek denklemlerli türbülans modeli olan Spalart-Allmaras modeli tercih edilmiştir [60]. Spalart-Allmaras modeli kinematik eddy

viskozitesi için modellenmiş iletim (transport) denklemini çözen bir denklem modelidir [62]. Spalart-Allmaras türbülans modeli uçak ve uzay uygulamaları için dizayn edilmiştir. Özellikle sınır tabaka içindeki duvar etrafındaki akışta iyi sonuçlar vermektedir. Bu model türbülanslı akış hesaplarının kritik olmadığı kaba simülasyonlar için en iyi seçim olmaktadır. Ayrıca türbülanslı sınır tabakanın daha iyi çözümlenebilmesi için y^+ değeri dikkate alınmıştır. Bu değer 1 veya daha küçük olması gerekmektedir [63]. Çözüm ağı oluşturmada yaygın olarak kullanılan Pointwise [64] uygulaması yardımıyla y^+ değerinin 1 veya daha küçük olmasını sağlayacak ilk eleman boyutu belirlenmiştir. İlk eleman boyutu $3,0377 \times 10^{-6}$ m olarak hesaplanmıştır.

Bu çalışmada doğrusal aerodinamik varsayımı yapılacağı için ses-altı hız rejiminde görev yapan uçaklar referans alınarak kanat modeli oluşturulmuştur. Uçağın deniz seviyesinde 0,4 Mach hızında simetrik uçuş şartlarında seyir uçuşu yaptığı senaryo referans alınarak akışkan analizi yapılmıştır. Uçuş koşulu ve havanın özellikleri Çizelge 5.3'te gösterilmiştir.

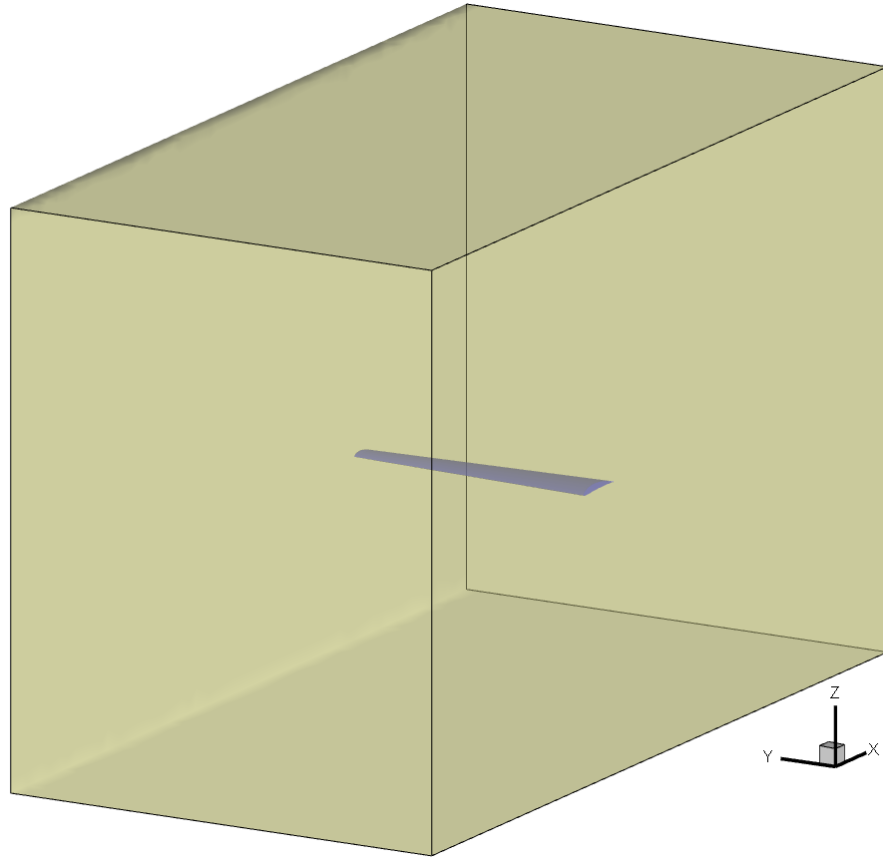
Çizelge 5.3 Akışkan analizi yapılan koşullar.

Parametre	Değeri	Birimi
Hız	0,4	Mach
Havanın yoğunluğu	1,225	Kg/m ³
Hücum açısı (alfa)	0	Derece
Yana kayış açısı (beta)	0	Derece
Basınç	101325	Pa
Sıcaklık	288,16	Kelvin
Reynolds Sayısı	$9,07 \times 10^6$	-

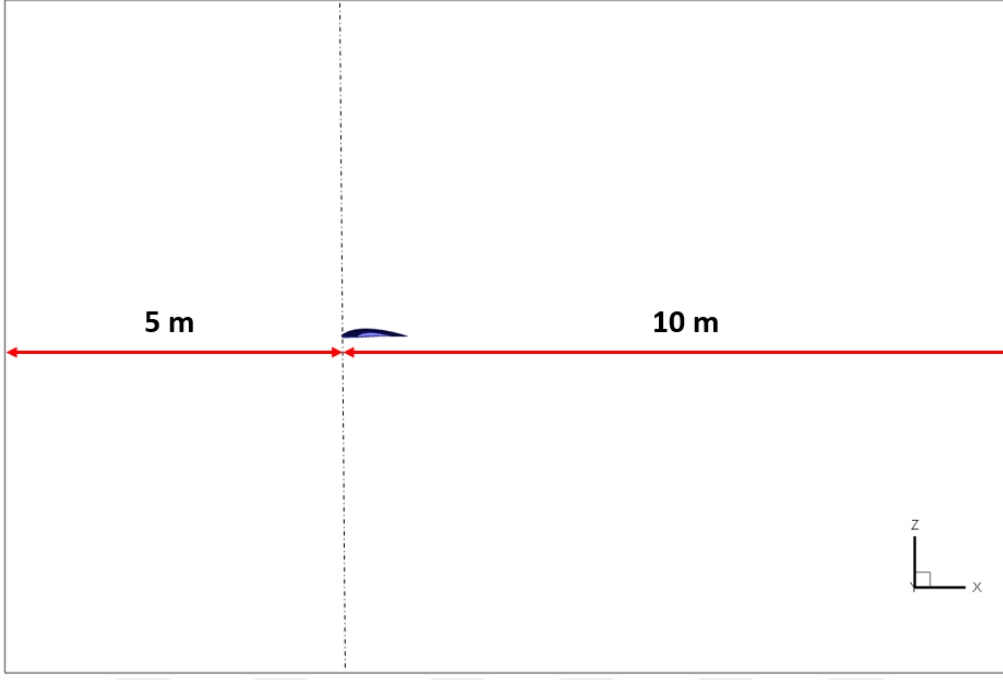
Bu koşullara ek olarak uçak gövdesi modellenmemiştir. Çalışma kapsamında yana kayış açılı (side-slip) uçuş koşulu olmadığından ve kök bölgesindeki akış etkisi ihmal edildiği için uçak gövdesi modellenmemiştir.

Akış analizi için bir önceki bölümde elde edilen CAD modelin dış yüzeyi kullanılmıştır. Akış analizinde çözüm ağı oluşturulurken 'ANSYS-Mesher' kullanılmıştır. Kanat yüzeyi girdi olarak programa eklenmiştir.

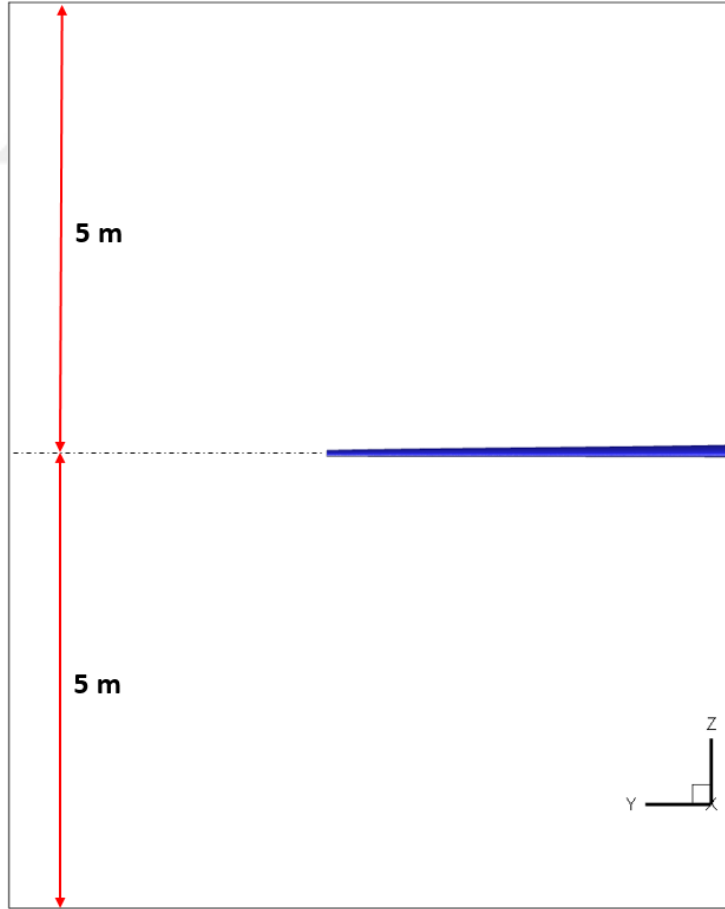
Akış analizi için ilk olarak çözümün yapılacağı kontrol hacminin belirlenmesi gerekir. Kontrol hacmi boyutunun belirlenmesi iyi bir çözüm elde etmek için önemlidir. Akışın iyi simüle edilebilmesi için kontrol hacminin yeteri kadar büyük olması gerekmektedir. Kontrol hacminin büyümesi çözüm uzayını da genişleteceği için hesaplama süresi ve maliyeti arttırmaktadır. Bu çalışma kapsamında daha önce yapılan çalışmalarda göz önünde bulundurularak kontrol hacminin boyutu belirlenmiştir [14]. Hesaplama maliyeti ve bu tez çalışmasında kullanılan bilgisayarın kapasitesi de göz önünde bulundurulmuştur. Bu durum göz önüne alındığında kontrol hacminin sınırları; kanadın ön tarafı akışın geldiği yönde 5 m, kanadın iz bölgesi arka tarafında ise 10 m olacak şekilde belirlenmiştir. Kanadın üst ve alt kısmı için 5 m olacak şekilde belirlenmiştir. Simetrik çözüm sınır şartı kullanılacağı için kanat kökünden kanat açıklığı doğrultusu ise 8 m olarak belirlenmiştir. Kontrol hacminin izometrik görünümü ve kanat Şekil 5.8’de gösterilmiştir. Kanadın kontrol hacminde sırasıyla yandan, önden ve üstten görünümü ve kontrol hacmi sınırlarına olan mesafesi Şekil 5.9, Şekil 5.10 ve Şekil 5.11’de gösterilmiştir.



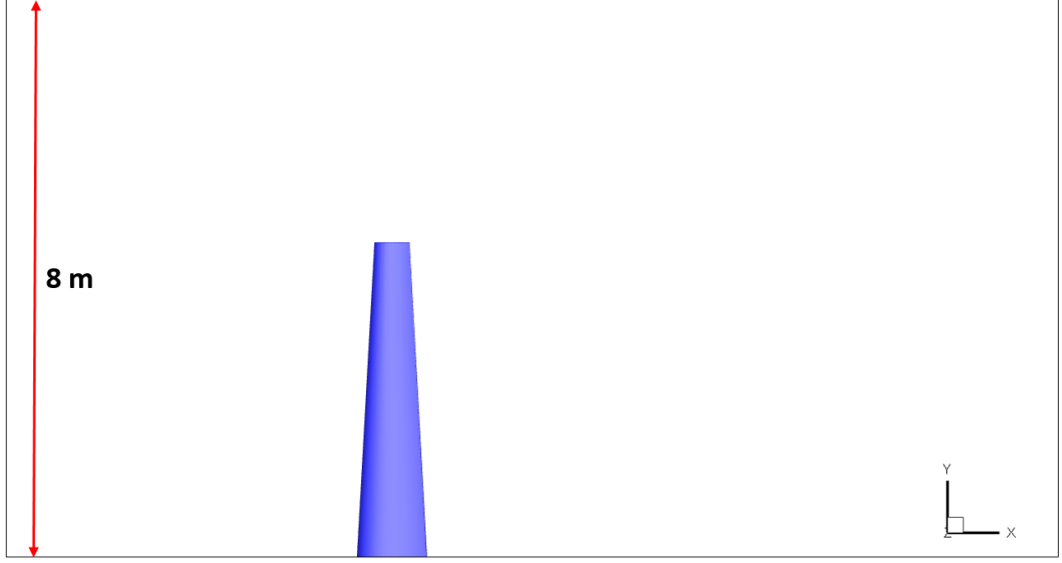
Şekil 5.8 Kontrol hacminin izometrik görünümü



Şekil 5.9 Kontrol hacmi yandan görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi



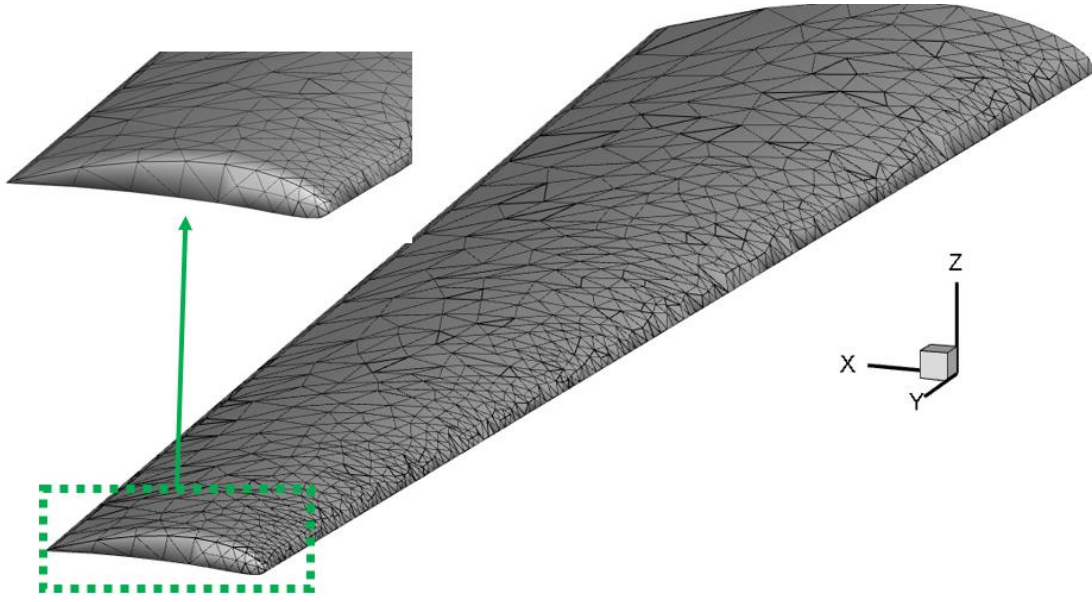
Şekil 5.10 Kontrol hacmi önden görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi



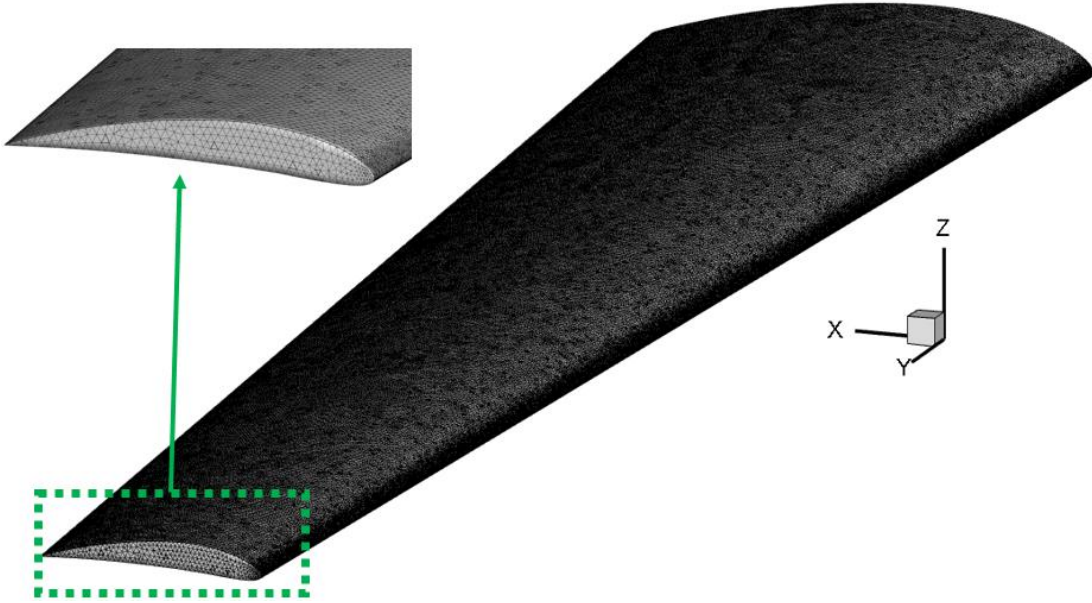
Şekil 5.11 Kontrol hacmi üstten görünümü-kanadın sınırlara olan mesafesi

Kontrol hacmi oluşturulduktan sonra kanat geometrisinin CAD modeli kullanılarak kontrol hacminden kanadın hacmi çıkarılmıştır. Böylelikle geride kalan hacim akışkan analizinde kullanılacak çözüm uzayı olarak kullanılmıştır.

Çözüm uzayı belirlendikten sonra çözüm uzayı içinde kullanılan çözüm ağının belirlenmesi gerekir. Analizlerde kullanılan çözüm ağı eleman sayısının minimum olarak belirlenmesi temel hedef olmalıdır. Çözüm ağına kullanılan eleman sayısı arttıkça çözüm hassasiyeti artacaktır ancak bunun sonucu olarak analiz süresi uzamaktadır. Bunun için çözüm ağı hassasiyet analizi yapılır. Hassasiyet analizinde farklı çözüm ağı sıklığında çözüm uzayı oluşturulup akışkan analizi yapılır. Elde edilen sonuçlarda çözüm ağı sıklığının arttığı ancak sonucun değişmediği nokta belirlenir. Böylece minimum eleman sayısı kullanılarak ideal çözüm ağı belirlenmiş olur. Bu tez çalışması kapsamında uçak kanadı için çözüm ağı hassasiyet analizi yapılmıştır. Çözüm ağına kullanılan eleman sayısı ve boyutu değiştirilerek akışkan analizi yapılmıştır. Seyrek çözüm ağı ve sık çözüm ağı ile oluşturulan kanat yüzeyi üzerindeki çözüm ağı Şekil 5.12 ve Şekil 5.13'te gösterilmiştir. Seyrek çözüm ağına özellikle kanadın hücum kenarının iyi modellenemediği görülmektedir. Bu bölgelerde yüksek basınç değişimi olduğu için bu değişimi seyrek çözüm ağı ve büyük eleman boyutu ile yakalamak mümkün değildir. Bu durumdan dolayı çözüm ağı sıklaştırılırken özellikle hücum kenarında daha küçük ve sık eleman kullanılmasına dikkat edilmiştir.



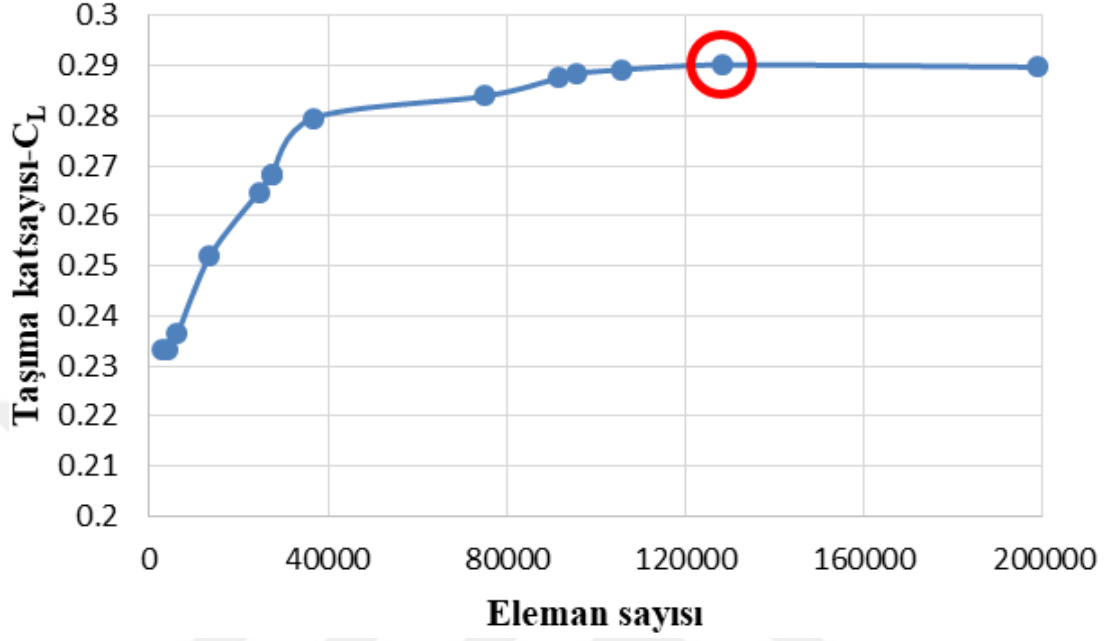
Şekil 5.12 Kanat yüzeyinin seyrek çözüm ağı ile oluşturulması



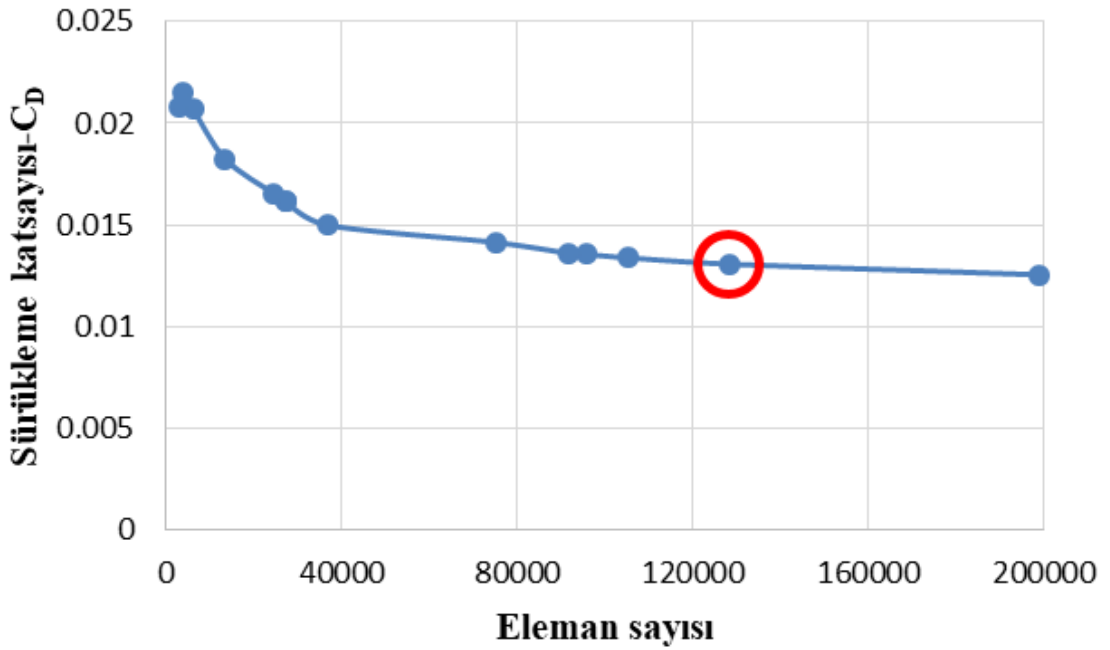
Şekil 5.13 Kanat yüzeyinin sık çözüm ağı ile oluşturulması

Her bir analiz için kanadın toplam taşıma katsayısı (lift coefficient- C_L) ve sürüklenme katsayısı (drag coefficient- C_D) incelenmiştir. Katsayı hesabı ilgili doğrultudaki toplam kuvvetin kanat alanına ve dinamik basınca bölünmesiyle elde edilmektedir. Yapılan analiz sonuçlarının çözüm ağından bağımsız olduğunu göstermek için bu katsayıların yakınsadığı değer belirlenip bu değer elde edildiği minimum çözüm ağı sayısı

belirlenmiştir. Analizlerde kullanılan kanat üzerindeki toplam eleman sayısının taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısına göre değişimleri Şekil 5.14 ve Şekil 5.15'te gösterilmiştir.



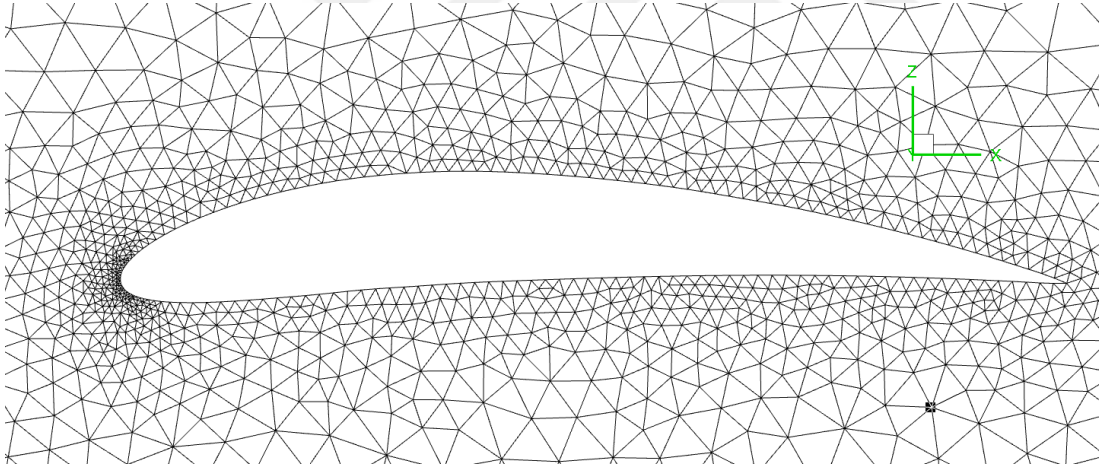
Şekil 5.14 Taşıma katsayısının eleman sayısına göre değişimi



Şekil 5.15 Sürüklenme katsayısının eleman sayısına göre değişimi

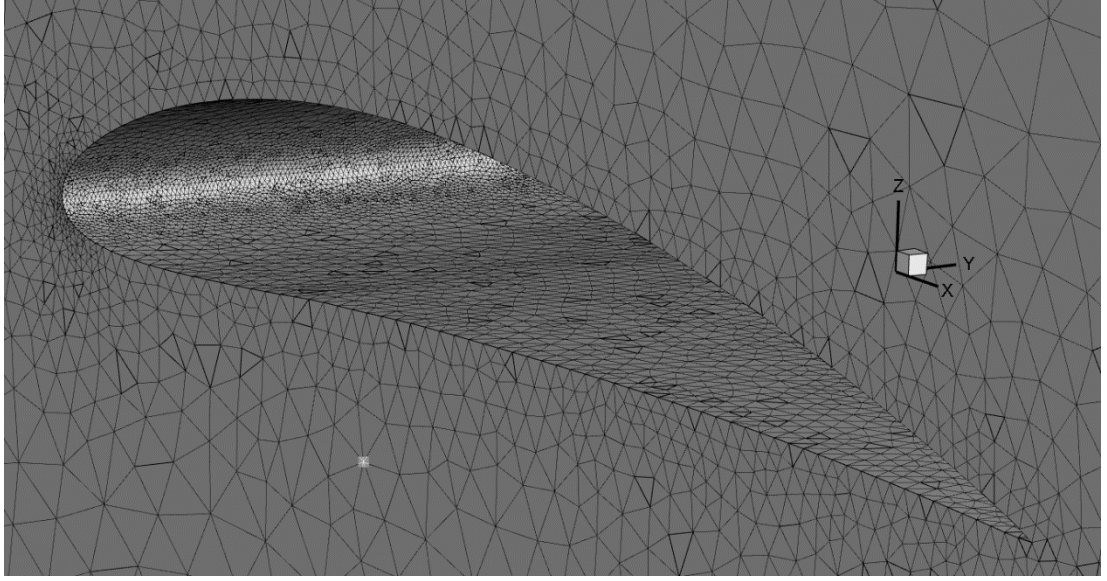
Her iki grafikte 128364 eleman sayısına denk gelen çözümün ideal çözüm ağı olduğuna karar verilmiştir. Bir sonraki analiz adımında çözüm ağı sayısının neredeyse iki katına çıkmasına rağmen sonucun değişmediği görülmektedir. Hassasiyet analizi yapılırken birinci derece elemanlar ile çözüm alınmıştır. Ayrıca, hassasiyet analizinde belirlenen çözüm ağı için ikinci dereceye sahip elemanlar kullanılarak da çözüm alınmış ve birinci derece elemanlar ile alınan sonucun ikinci derece elemanlar ile alınan sonuç ile çok yakın olduğu görülmüştür. Birinci derece elemanlar ile alınan sonuçta kanat üzerinde oluşan toplam aerodinamik yük 23070 N iken ikinci derece elemanlar ile alınan sonuçta toplam aerodinamik yük 22943 N olarak hesaplanmıştır. İki sonuç arasında bu koşul için oluşan fark sadece %0,55'tir. O yüzden, birinci derece elemanlar ile çözümde hesaplama maliyeti zaman olarak yarı yarıya düştüğünden ve sonuçlar çok yakın olduğundan birinci derece elemanlar ile belirlenen çözüm ağı sıklığı ile akışkan analizleri yapılmıştır.

Kanat profili etrafında kullanılan çözüm ağı Şekil 5.16'da gösterilmiştir.



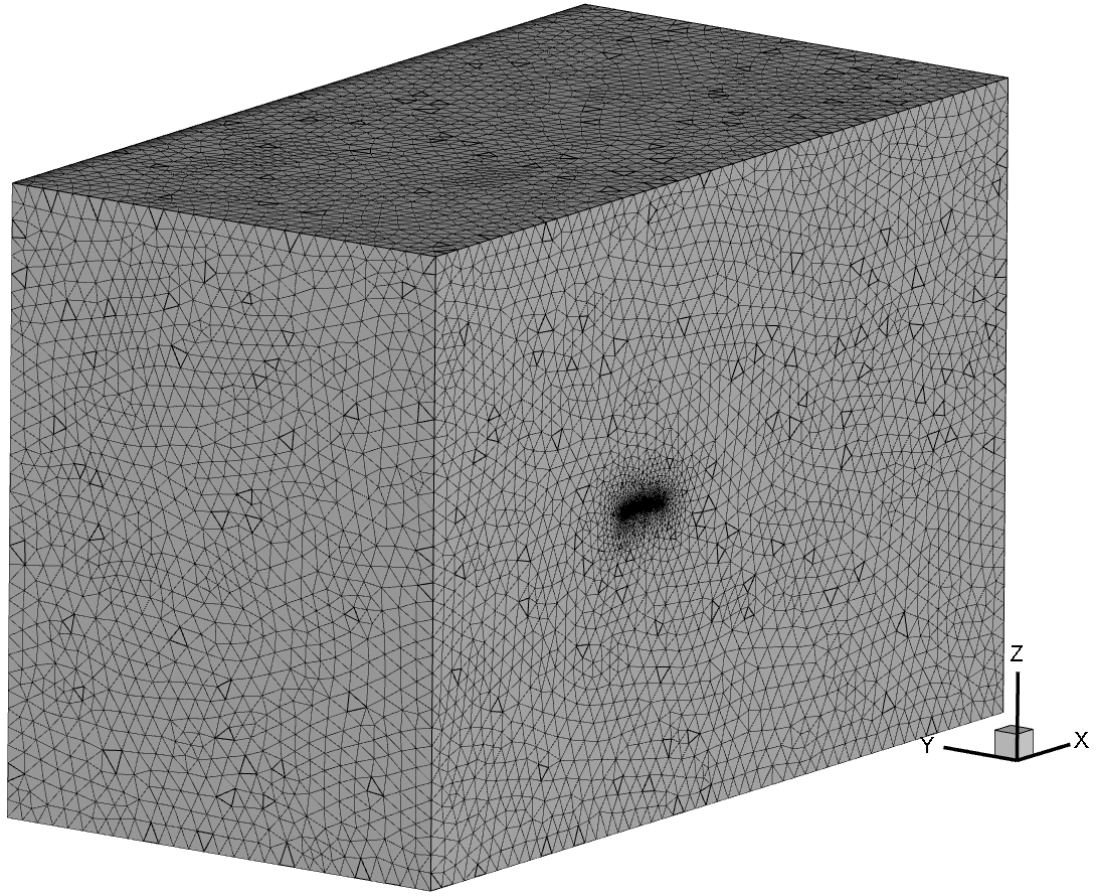
Şekil 5.16 Kanat profili etrafında kullanılan çözüm ağı

Kanat bölgesinin çözüm uzayındaki görünümü ise Şekil 5.17'de gösterilmiştir.



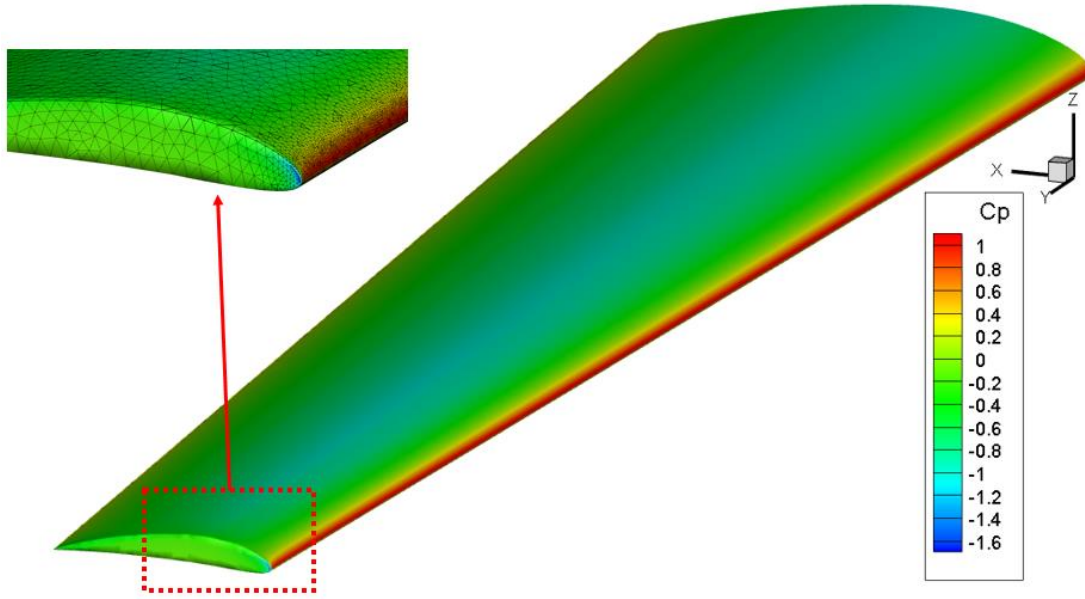
Şekil 5.17 Kontrol hacminde kanat bölgesindeki çözüm ağı

Elde edilen 3-boyutlu kontrol hacminin çözüm ağı Şekil 5.18’de gösterilmiştir.



Şekil 5.18 Kontrol hacmi çözüm ağı

Belirlenen çözüm ağı ile elde edilen kanat yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.19'da gösterilmiştir.

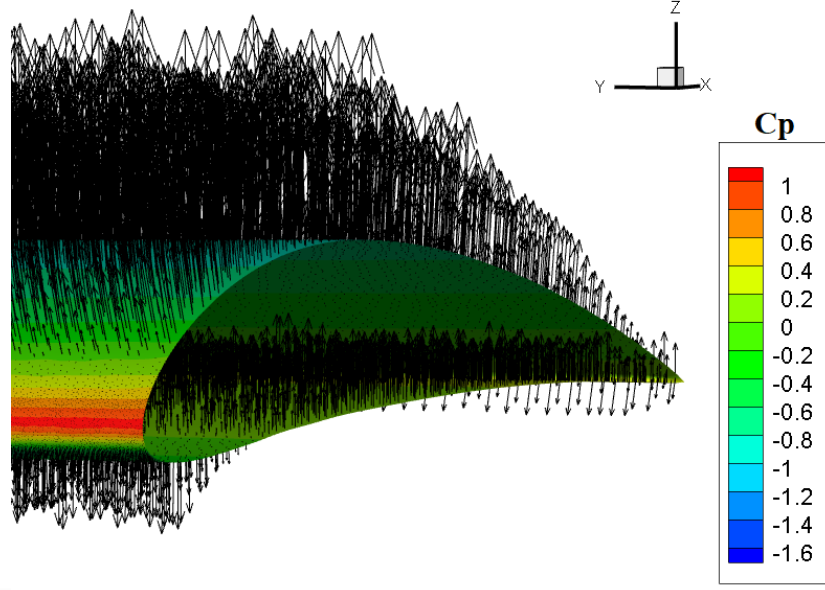


Şekil 5.19 Kanat üzerinde basınç katsayısı (Cp) dağılımı

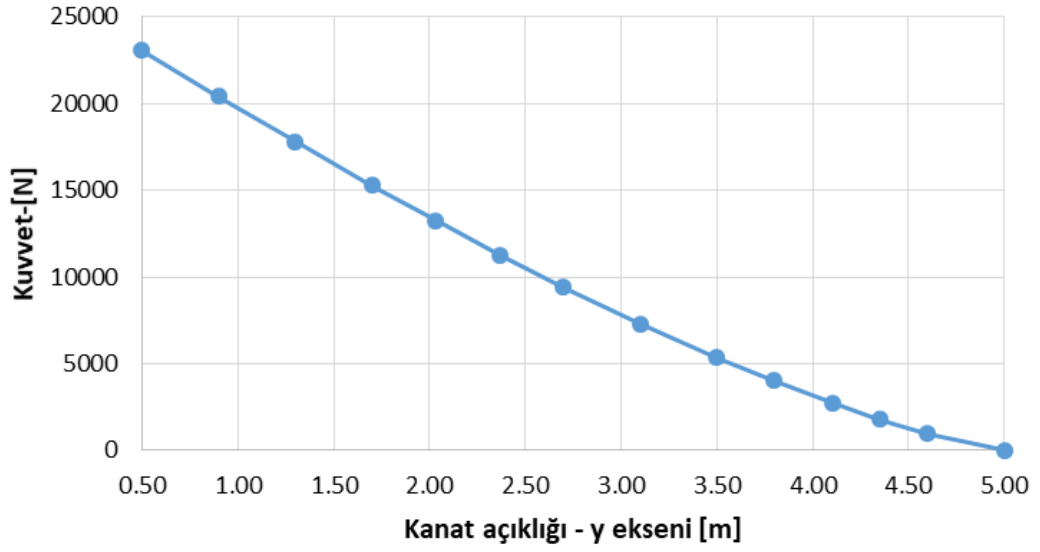
5.2.2 Basınç dağılımdan kuvvet dağılımına geçiş

Akış analizi ile elde edilen basınç katsayısı bilgisi bölüm 3.5'te anlatılan yöntem ile birlikte kuvvet bilgisine dönüştürülmüştür. Her bir üçgen eleman için normal doğrultusu ile birlikte kuvvet bileşenleri elde edilmiştir. Kanat üzerindeki kuvvet dağılımının vektör ile gösterimi kanat kök kısmı için Şekil 5.20'de gösterilmiştir. Pozitif basınç katsayısının olduğu yerlerde kuvvet vektörünün doğrultusu yüzeyin içine doğrudur. Tam tersi durumda ise yüzeyin dışına doğrudur. Burada elde edilen kuvvet bilgisi başlangıç yükü olarak kullanılacaktır.

Kanat açıklığı boyunca (spanwise) düşey yöndeki (z yönü) kuvvet dağılımı Şekil 5.21'de gösterilmiştir. Burada gösterilen kuvvet dağılımı kanat ucundan kanat köküne doğru entegre edilerek elde edilen dağılımdır. Bu dağılım kanat kökünde oluşan toplam kuvveti de göstermektedir. Toplam kuvvet aerodinamik etkilerden dolayı kanadın ürettiği taşıma kuvvetini de göstermektedir. Kanat kökünde, kanat-gövde bağlantısı toplam yükün taşındığı kısımdır.



Şekil 5.20 Kanat kök bölgesindeki kuvvet vektörleri



Şekil 5.21 Kanat açıklığı boyunca düşey yönde entegre edilmiş kuvvet dağılımı

5.3 Statik Yapısal Sonlu Elemanlar Analizi

Bu bölümde uçak kanadının sonlu elemanlar modelinin oluşturulmasından bahsedilecektir. Uçak kanadının sonlu elemanlar modeli oluşturulurken CAD modelin tamamı girdi olarak kullanılmıştır. Şekil 5.2'de de gösterildiği gibi bu bölüm iki

kısımdan oluşmaktadır. İlk kısımda CAD model, malzeme özellikleri ve yapının kalınlık bilgisi kullanılarak uçak kanadının sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur. İkinci kısımda ise elde edilen sonlu elemanlar modeli daha basit bir modele indirgenmiştir. Sonlu elemanlar modelinin indirgenmesi ise sonlu elemanlar modelini temsil eden daha basit yapıda ki sonlu elemanlar modelinin oluşturulması olarak ifade edilebilir. Sonlu elemanlar modelinin indirgenmesindeki amaç hesaplama maliyetinin azaltılması ve çözüm süresinin hızlandırılmasıdır. Özellikle en iyileme çalışmalarında iteratif çalışmalarda bu yaklaşım yapılmaktadır. İki aşamanın sonunda uçak kanadının indirgenmiş sonlu elemanlar modeli ve bunun sonucu olarak uçak kanadının rijitlik matrisi elde edilmiş olur.

5.3.1 Sonlu elemanlar modelin oluşturulması

Uçak kanadının sonlu elemanlar modeli Msc PATRAN programı yardımıyla oluşturulmuştur. Sonlu elemanlar modelini oluşturmak için yapının geometrisine ve malzeme özelliklerine ihtiyaç duyulmaktadır. Yapının geometrik özellikleri CAD modelden sağlanmıştır. CAD modelin tamamı girdi olarak kullanılır. Ancak CAD model oluşturulurken kabuk (shell) elemanlar kullanıldığı için yapı içindeki elemanların kalınlık bilgisi mevcut değildir. Bu yüzden kalınlık bilgisinin tanımlanması bu kısımda yapılmıştır. Bu çalışmada kullanılan uçak kanadı modelinin eleman kalınlıkları her yerde aynı kabul edilmiştir ve Çizelge 5.4'te elemanların kalınlıkları gösterilmiştir. Bu çalışma kapsamında uçak yapısı içinde bulunan takviye elemanları (stringer, flange vs) modellenmediği için ana taşıyıcı eleman olan sparın kalınlığı mevcut uçaklarda kullanılan spar kalınlığına göre daha fazla olarak belirlenmiştir. Bu çalışmada uçak yapısında kullanılan malzeme her yerde aynı olacak şekilde belirlenip alüminyum kullanılmıştır. Alüminyumun malzeme özellikleri Çizelge 5.5'te verilmiştir. Çalışma kapsamında uçak kanadı detaylı modellenmemiştir. Çünkü çalışmanın amacı uçak kanadının detaylı sonlu elemanlar analizinin yapılması yerine belli bir yük altında yapının ne kadar deforme olduğu bilgisinin elde edilmesidir ve sadece dış yüzey şeklinin değişimi önemlidir. Böylece belli yük altında ki deformasyon bilgisi ile dış yüzey şeklinin hızlıca tahmin edilip şekil değişiminin sebep olduğu yük değişimi hesaplanabilecektir.

Çizelge 5.4 Uçak kanadı eleman özellikleri.

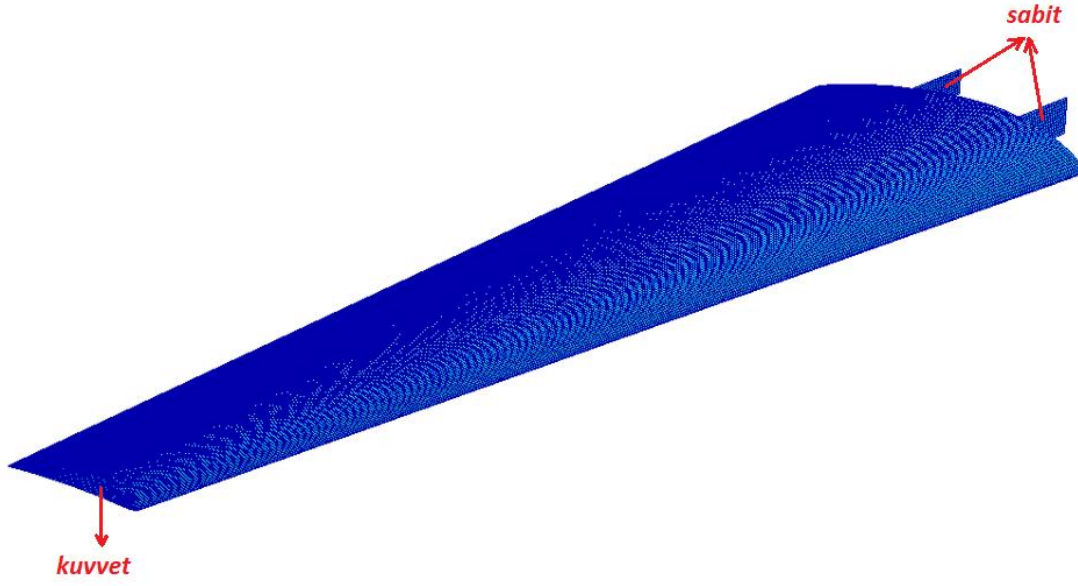
Eleman	Kalınlık [mm]
Rib	3
Spar	10
Kabuk	2,5

Çizelge 5.5 Alüminyum özellikleri.

Alüminyum Özellikleri	
Elastik modül	70 GPa
Poisson oranı	0,3
Yoğunluk	2700 kg/m ³

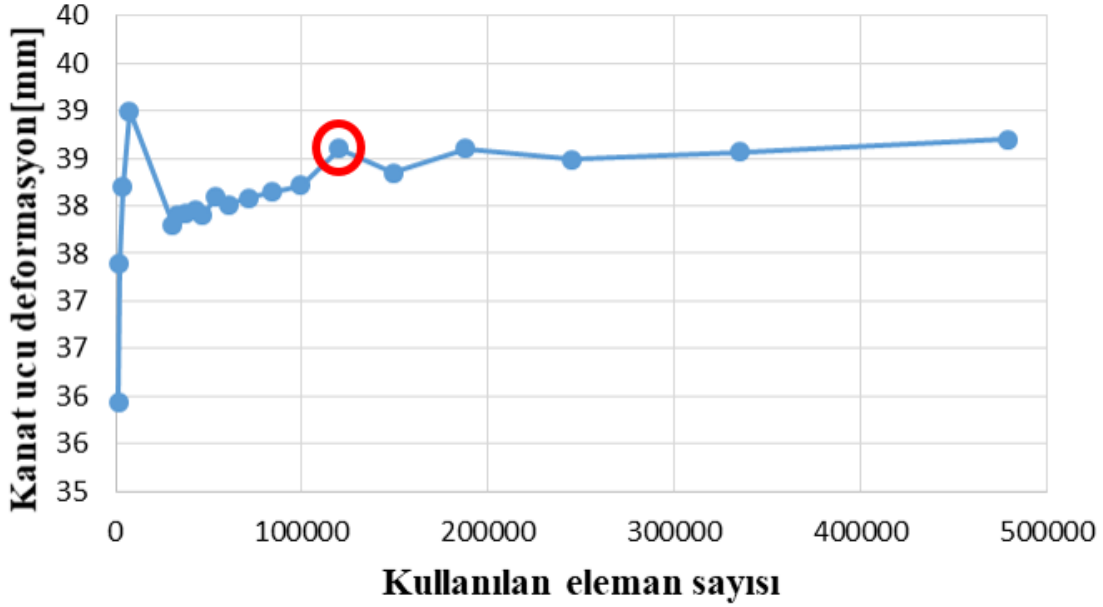
Malzeme özellikleri ve eleman kalınlıkları tanımlandıktan sonra sonlu elemanlar modeli için çözüm ağı oluşturulmuştur. Kullanılan çözüm ağındaki eleman büyüklükleri ve sayısı daha iyi ve hassasiyeti yüksek çözüm elde etmek için önemlidir. Kullanılan eleman sayısı arttıkça çözüm süresi de artmaktadır. Ancak kullanılan çözüm ağı sayısı azaldıkça çözüm hassasiyeti azalmaktadır. Bu yüzden istenilen hassasiyette çözüm alınabilecek minimum eleman sayısının kullanıldığı sonlu elemanlar çözüm ağı oluşturulmalıdır. Bu çalışma kapsamında kullanılan çözüm ağı sayısını belirlemek için izlenen yöntem şu şekildedir: (1) Kanat kökü sabitlenip kanat ucuna sabit bir kuvvet uygulanmıştır. (2) Çözüm ağı sayısı artırılarak ayrı ayrı statik analiz yapılmıştır. (3) Her bir analiz sonucunda kanat ucu yer değiştirmesi incelenmiştir. (4) Kanat ucu deformasyonun çözüm ağı sayısı ile neredeyse değişmediği bölge belirlenip (çözüm ağı sayısından bağımsız olduğu yer) bu çözüm ağı sayısı ile sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur.

Yapılan analizlerde kanat ucuna uygulanan kuvvet ve kanat kökünün sabitlendiği yer Şekil 5.22’de gösterilmiştir.



Şekil 5.22 Sonlu elemanlar modelinin sınır şartları ve uygulanan kuvvet

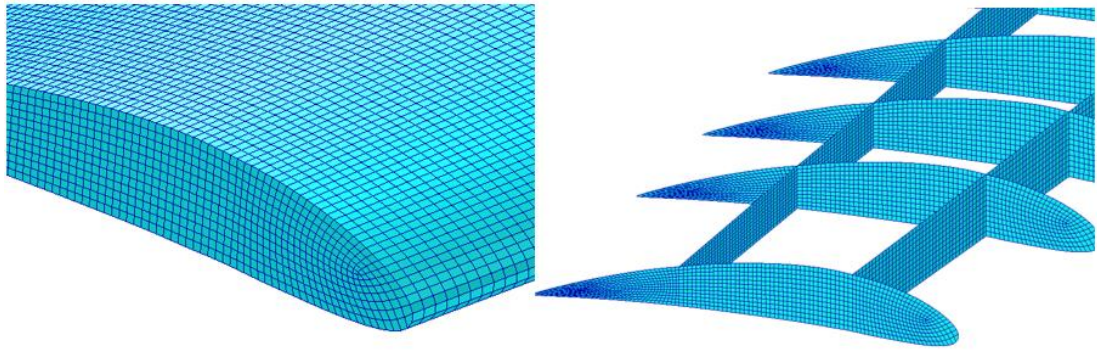
Şekil 5.23'te ise sonlu elemanlar modelinde kullanılan eleman sayısına göre elde edilen düşey yöndeki kanat ucu yer değiştirmesi gösterilmiştir.



Şekil 5.23 Kanat ucu deformasyonunun kullanılan eleman sayısına göre değişimi

Şekil 5.23'te kırmızı olarak işaretlenmiş çözüm ağı sayısı bu çalışmada kullanılacak çözüm ağı sayısı (120138) olarak belirlenmiştir. Bu değerden sonra çözüm ağı sayısının artması ile elde edilen sonuç çok az değiştirmektedir. Bu yüzden bu değer

seçilmiştir. Belirlenen çözüm ağı sayısına göre elde edilen sonlu elemanlar modelinden bir kesit Şekil 5.24'te gösterilmiştir.



Şekil 5.24 Belirlenen çözüm ağı ile kanat yüzeyi, kaburga ve kiriş elemanların oluşturulması

5.3.2 Sonlu elemanlar modelin indirgenmesi

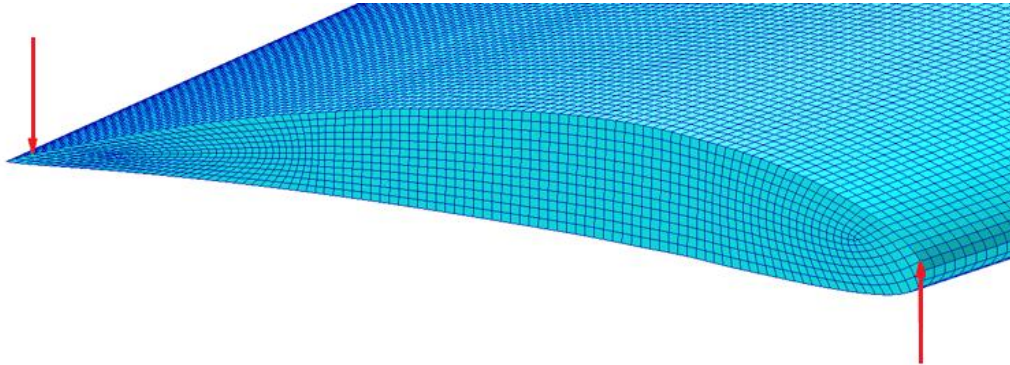
Bu çalışmada uçak kanadının sonlu elemanlar modeli oluşturulduktan sonra yapının özellikleri korunarak daha basit bir sonlu elemanlar modeli oluşturulacaktır. Sonlu elemanlar modelinin indirgeme yöntemleri Bölüm 3.2'de anlatılmıştır. Bu çalışmada uçak kanadı çubuk model (stick model) üzerine indirgenecektir. Uçak kanadı için yapının indirgeneceği noktalar elastik eksen veya kaburga, kiriş, flanş gibi elemanların kesiştiği noktalar üzerinde belirlenir. Bu çalışmanın amacı olabildiğince çözüm süresi ve maliyeti düşürmek olduğu için statik analiz kısmında da bu hedeflenmektedir. Bundan dolayı yapısal model indirgenirken mümkün olan en az sayıda düğüm noktası üzerine indirgeme yapılacaktır.

İlk olarak elastik eksen belirlenip elastik eksen ile her bir kaburga elemanının kesiştiği noktalar üzerinde indirgeme yapılmıştır. Uçak kanadı modelinde 14 kaburga elemanı olduğu için 14 nokta üzerinde indirgeme yapılmıştır. Daha sonra kaburga ve kirişlerin kesiştiği noktalar üzerinde indirgeme yapılmıştır. 14 kaburga ve 2 kirişten oluşan kanat modelinde toplamda 28 nokta üzerinde sonlu elemanlar modelin basitleştirilmesi yapılmıştır. Daha fazla nokta üzerinde indirgeme yapılması çözüm hassasiyetini artıracaktır ancak mümkün olan en az sayıda nokta kullanılması hedeflenmektedir. İki farklı şekilde yapılan indirgeme ile birlikte indirgeme öncesi sonlu elemanlar modelin

dinamik özellikleri karşılaştırılmıştır. Nihai indirgenmiş model belirlendikten sonra değişen yük tahmininde indirgenmiş model kullanılmıştır.

5.3.2.1 Elastik eksenin belirlenmesi

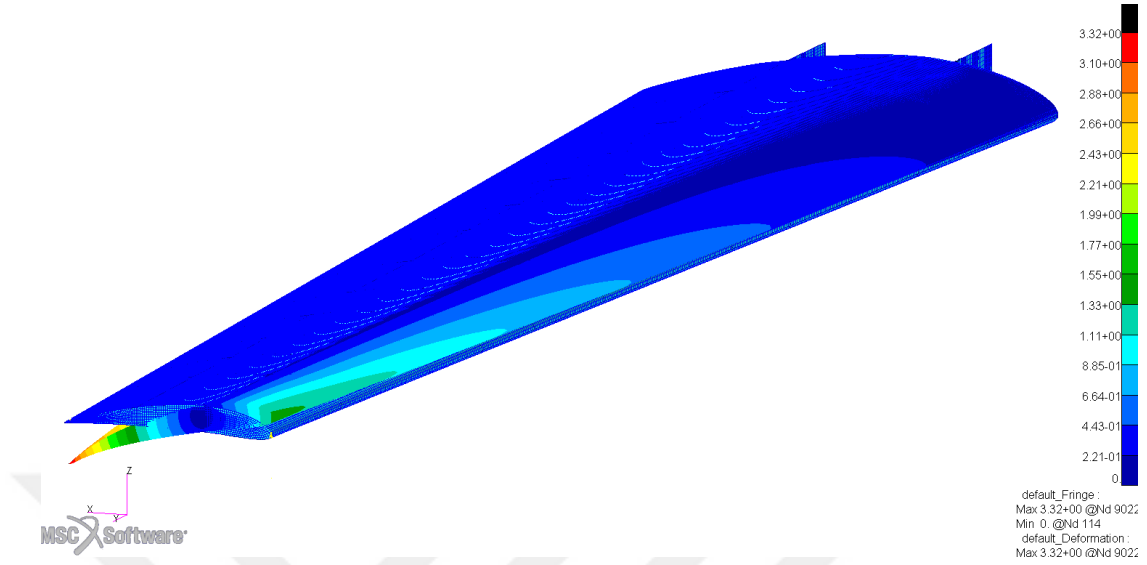
Uçak kanadının elastik eksenini; yapı üzerine düşey yönde yük uygulandığında yapının herhangi bir dönmeye maruz kalmadığı, sadece düşey yönde deformasyonun olduğu hat olarak tanımlanabilir. Uçak kanadının elastik ekseninin belirlenmesinde kullanılan yaygın iki yöntem vardır. İlki uçak kanadının her bir bölmesinin kayma merkezinin hesaplanması ve bu kayma merkezlerinin birleştirilmesi ile elastik eksenin belirlenmesidir [65]. Uçak kanadının elastik ekseninin belirlenmesinde kullanılan diğer yaygın yöntem ise kanat ucuna düşey doğrultuda zıt yönde aynı büyüklükte iki kuvvet uygulanıp deformasyonun sıfır olduğu (dönmenin olmadığı) bölgenin belirlenmesidir. Deformasyonun olmadığı hat üzerinden elastik eksenin geçtiği varsayılır. Bu çalışmada ikinci yöntem kullanılmıştır. Kanat ucuna uygulanan kuvvetler Şekil 5.25'te gösterilmiştir. Sonlu elemanlar modeli oluşturulurken yapılan analizdeki gibi kanat kökü benzer şekilde sabitlenmiştir ve yapısal statik analiz yapılmıştır.



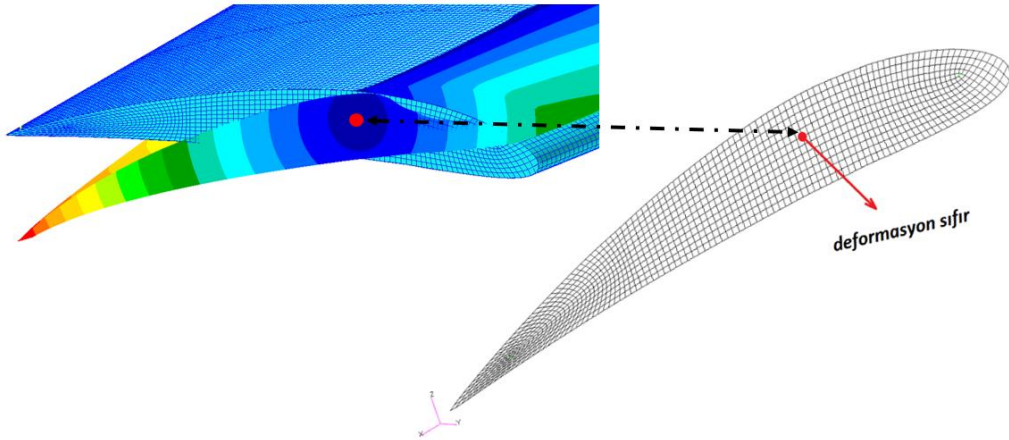
Şekil 5.25 Elastik eksen için uygulanan kuvvetler

Uygulanan kuvvetler ve sınır şartları altında elde edilen şekil değişimi Şekil 5.26'da gösterilmiştir. Uygulanan yük ve sınır şartları altında şekil değişiminin olmadığı noktalar her bir kaburga elemanı üzerinde belirlenmiştir. Şekil 5.27'de kanat ucu kaburga elemanında şekil değişiminin sıfır olduğu düğüm noktası gösterilmiştir. Yapı üzerine uygulanan kuvvet zıt yönde aynı büyüklükte olduğu için uygulanan net kuvvet sıfırdır. Ancak iki kuvvetin oluşturacağı moment aynı yönde olduğu için uygulanan

kuvvetten dolayı uçak kanadı elastik eksen etrafında döner. Uygulanan kuvvet altında dönmenin olmadığı yerin elastik eksen üzerinde olduğu kabul edilir.

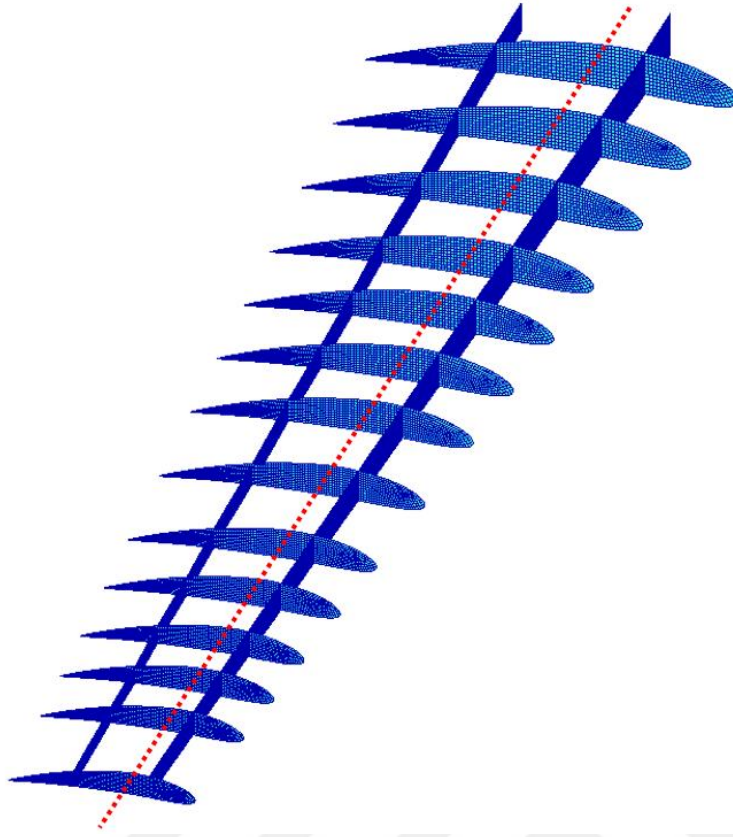


Şekil 5.26 Elastik eksenin belirlenmesi



Şekil 5.27 Şekil değişiminin olmadığı noktanın belirlenmesi

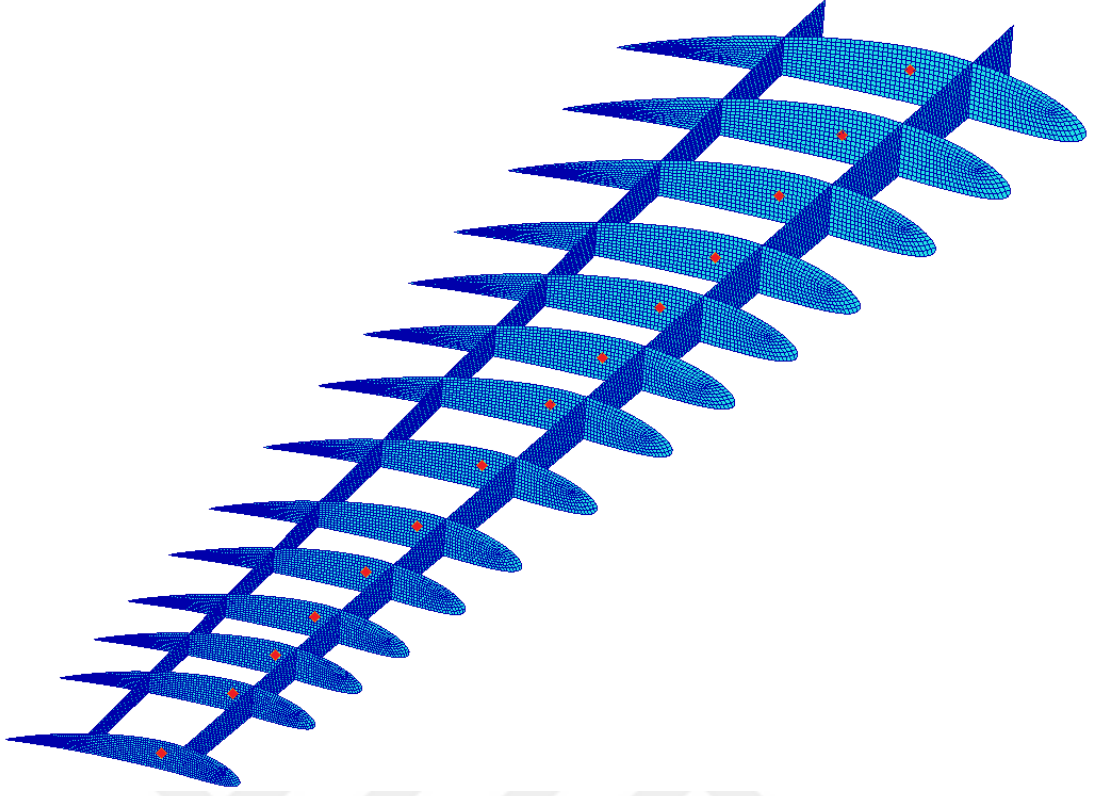
Bu çalışmada kullanılan uçak kanadı modelinde 14 tane kaburga elemanı bulunmaktadır. Yapılan statik analiz sonucunda her bir kaburga elemanı üzerinde dönmenin sıfır olduğu düğüm noktaları belirlenmiştir. Bu noktaların aynı zamanda elastik eksen üzerinde olduğu kabul edilmiştir. Belirlenen düğüm noktaları ve bu nokta üzerinden geçtiği varsayılan elastik eksen Şekil 5.28'de gösterilmiştir. Bu analiz ile birlikte elastik eksenin geçtiği hat belirlenmiştir.



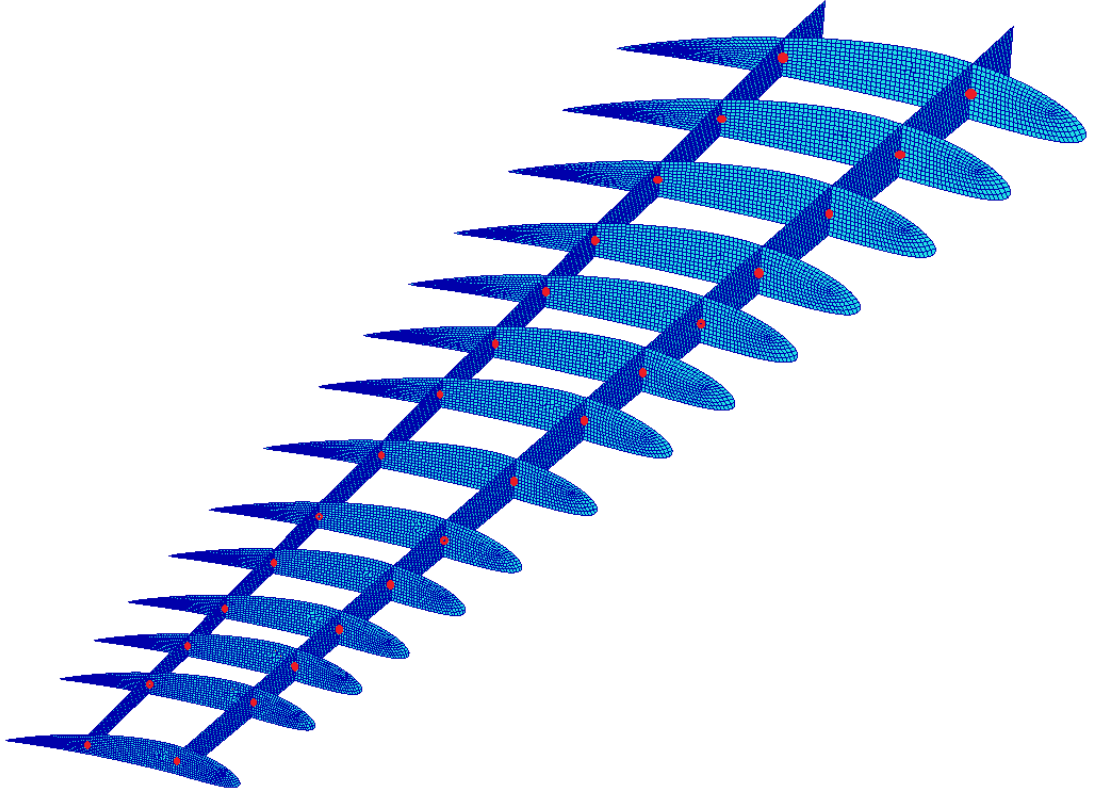
Şekil 5.28 Uçak kanadının elastik ekseni (çizgisi)

5.3.2.2 Çubuk modele indirgeme

Uçak kanadının çubuk modele indirgenmesi Msc NASTRAN programı yardımıyla yapılmıştır. Bu tez çalışmasında iki farklı konumlarda indirgeme noktaları seçilip basitleştirmeler yapılmıştır. Birincisinde elastik eksen ile kaburga elemanlarının kesişim noktası olan ve elastik eksen hattı belirlenirken elde edilen noktalar üzerine indirgeme yapılmıştır. Burada 14 nokta vardır ve Şekil 5.29'da gösterilmiştir. İkincisinde ise kaburga ve kiriş elemanlarının kesişim yerlerinde bulunan düğüm noktaları üzerine indirgeme yapılmıştır. Kanat modelinde 14 adet kaburga ve 2 adet kiriş elemanı olduğu için toplamda 28 nokta kullanılmıştır. Kaburga ve kiriş elemanlarının kesişim yerinde birden fazla düğüm noktası vardır ancak orta noktada olan düğüm noktaları tercih edilmiştir. Şekil 5.30'da seçilen düğüm noktaları gösterilmiştir.



Şekil 5.29 14 nokta ile indirgeme yapılan düğüm noktaları



Şekil 5.30 28 nokta ile indirgeme yapılan düğüm noktaları

Uçak kanadı sonlu elemanlar modelinde 6-serbestlik derecesi vardır. Model indirgenirken matrisin boyutunu da azaltmak ve analizleri hızlandırmak için daha az sayıda serbestlik derecesi kullanılmıştır. Serbestlik derecesi ve kullanılan nokta sayısı azaltılırken yapının özellikleri mümkün olduğunca korunması gerekmektedir. Uçak kanadı üzerinde yük dağılımını etkileyen baskın kuvvet ve moment düşey yöndeki taşıma kuvveti (z yönü) ve kuvvetlerden kaynaklı oluşan yapının kanat açıklığı boyunca olan ekseni (y ekseni) etrafındaki dönme momenti, bir başka deyişle burulma momentidir. Dönmenin etkisi, uçak kanadı için yerel hücum açısının değişmesi taşıma katsayısını da doğrudan etkileyeceği için yerel dönme yük dağılımını doğrudan etkilemektedir. Benzer çalışmalarda uçak kanadı için genelde iki [15] veya [7] üç serbestlik derecesinde indirgeme yapılmaktadır. Bu serbestlik derecesinden ilk ikisi düşey yönde oluşan kuvvet (F_z) ve y ekseni etrafında oluşan momenttir (M_y). Bunlara ek olarak üçüncü serbestlik derecesi ise z yönünde oluşan şekil değişimini etkileyen eğilme momentidir (M_x). Diğer yönlerde oluşan kuvvetler ve momentin oluşturacağı şekil değişimi ve bu şekil değişimi sonucu kanat üzerinde değişen aerodinamik yük miktarı ihmal edilebilecek kadar azdır [24]. Bunlar kanat açıklığı ve veter boyunca oluşacak yer değiştirmelerdir.

Bu tez çalışmasında her iki indirgeme şeklinde iki ve üç serbestlik derecesi kullanılarak uçak kanat modeli indirgemesi yapılmıştır. Ancak nihai indirgenmiş modelde 3-serbestlik dereceli model kullanılacaktır. Bunun sebebi uçak kanadı üzerinde eğilme momentinden (M_x) kaynaklı düşey yönde oluşan deformasyonun göz ardı edilmesi istenmemektedir.

İndirgemedeki kullanılan 'ASETI' Msc NASTRAN kart formatı Ek 2'de verilmiştir [66]. Bu kart ile birlikte analiz yapıldığında 'punch' dosyası çıktısı elde edilmiştir ve bu çıktı dosyasının ilk kısmı Ek 3'te verilmiştir. 'Punch' dosyasının içinde rijitlik matrisinin bilgisi vardır. Bu çıktı, rijitlik matrisi simetrik bir matris olduğu için köşegen elemanları ve köşegenin alt kısmında kalan alt üçgen matris elemanları bilgisini içermektedir. İki farklı indirgeme noktalarında ve iki farklı serbestlik derecesinde toplam dört farklı kombinasyonda indirgeme yapılmıştır. İndirgenmemiş model ve indirgenmiş modellerde kullanılan düğüm noktası sayısı, serbestlik derecesi ve buna bağlı olarak modelin rijitlik matrisinin boyutu Çizelge 5.6'de verilmiştir. Rijitlik matrisinin boyutu eleman sayısı ve serbestlik derecesi ile doğrudan ilişkilidir.

Bundan dolayı tabloda da görüleceği üzere indirgenmiş modelde kullanılan düğüm noktası sayısının oldukça az olması ve serbestlik derecesinin de azaltılması ile birlikte rijitlik matrisinin boyutu indirgenmemiş modele göre çok düşük mertebelere inmektedir. Böylece çalışmanın amacına uygun rijitlik matrisi boyutunun azaltılması ile birlikte yapılacak sonlu elemanlar analizinin süresi ve hesaplama maliyeti azaltılmış olacaktır.

Çizelge 5.6 Rijitlik matrisi karşılaştırması

	Düğüm noktası sayısı	Serbestlik derecesi (dof)	Rijitlik matrisi boyutu
Orijinal model	120138	6	720828 x 720828
İndirgenmiş model	14	2	28 x 28
İndirgenmiş model	14	3	42 x 42
İndirgenmiş model	28	2	56 x 56
İndirgenmiş model	28	3	84 x 84

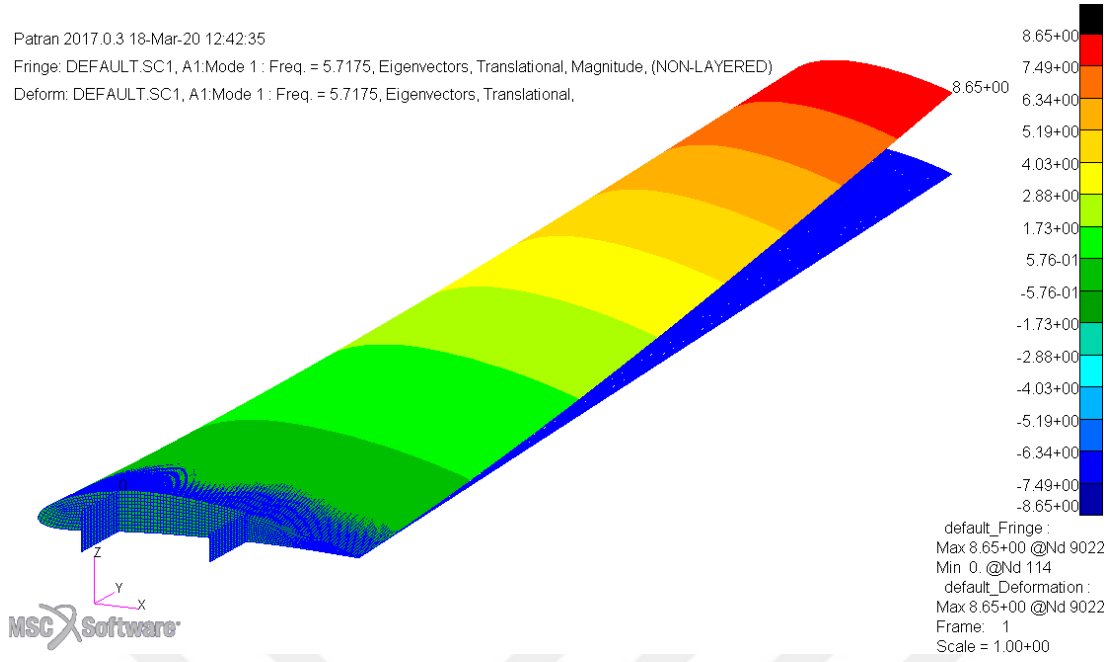
5.3.2.3 İndirgeme yapılan modellerin doğrulanması

Sonlu elemanlar modeli indirgendikten sonra indirgemenin ne kadar doğru olduğunun incelenmesi gerekmektedir. Bu bölümde orijinal model ile indirgenmiş modellerin doğal frekansları karşılaştırılacaktır. Bu yüzden tüm modeller için Msc NASTRAN yazılımı kullanılarak modal analiz yapılmıştır. Orijinal modelin birinci ve ikinci eğilme modu Şekil 5.31 ve Şekil 5.32’de sırasıyla gösterilmiştir. Burulma modu ise Şekil 5.33’te gösterilmiştir.

Patran 2017.0.3 18-Mar-20 12:42:35

Fringe: DEFAULT.SC1, A1:Mode 1 : Freq. = 5.7175, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: DEFAULT.SC1, A1:Mode 1 : Freq. = 5.7175, Eigenvectors, Translational,

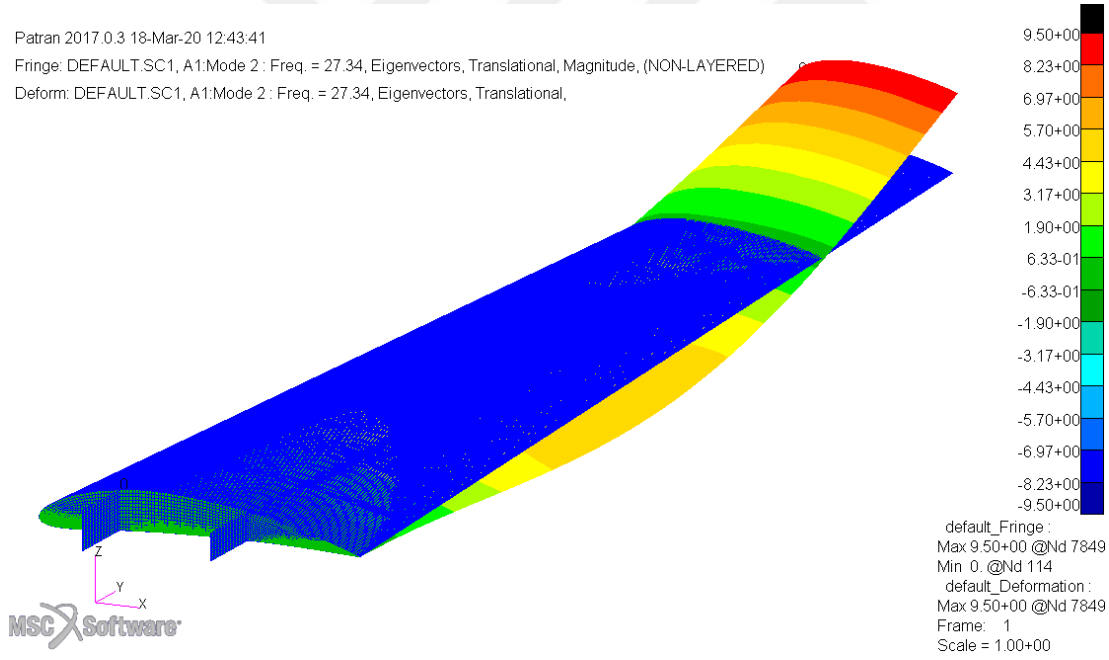


Şekil 5.31 Orijinal modelin 1. eğilme modu

Patran 2017.0.3 18-Mar-20 12:43:41

Fringe: DEFAULT.SC1, A1:Mode 2 : Freq. = 27.34, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: DEFAULT.SC1, A1:Mode 2 : Freq. = 27.34, Eigenvectors, Translational,

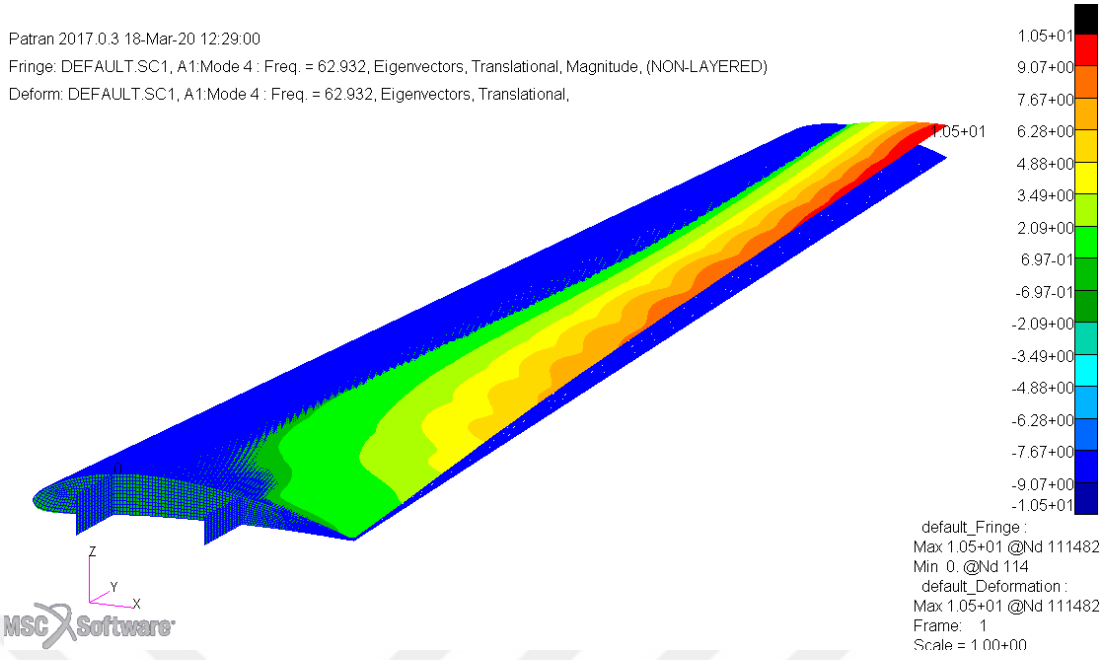


Şekil 5.32 Orijinal modelin 2. eğilme modu

Patran 2017.0.3 18-Mar-20 12:29:00

Fringe: DEFAULT.SC1, A1:Mode 4 : Freq. = 62.932, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: DEFAULT.SC1, A1:Mode 4 : Freq. = 62.932, Eigenvectors, Translational,



Şekil 5.33 Orijinal modelin burulma modu

Dört farklı seçenek üzerinde model indirgemesi yapılmıştır. İndirgenen modeller 14 noktalı model ve 28 noktalı modellerdir. Her iki nokta sayılı model için iki ve üç serbestlik dereceli (degree of freedom (dof)) indirgeme yapılmıştır. Orijinal model ile indirgeme yapılan dört farklı çubuk modelin doğal frekansları karşılaştırılmıştır. Modellerin birinci eğilme modu, ikinci eğilme modu ve burulma modları Çizelge 5.7’de gösterilmiştir. Bu tabloda indirgenmemiş model ile farklı lokasyonlarda ve farklı serbestlik derecelerinde indirgeme yapılan modellerin doğal frekansları karşılaştırılmıştır.

Çizelge 5.7 Orijinal model ve indirgenen modellerin doğal frekansları.

Yapısal SE Modeli	1. Eğilme modu [Hz]	2. Eğilme modu [Hz]	Burulma modu [Hz]
Orijinal model	5,717486	27,33988	62,93246
14 düğüm noktalı-2	5,722523	27,57491	-
14 düğüm noktalı-3	5,722523	27,57490	-
28 düğüm noktalı-2	5,717837	27,40327	63,75086
28 düğüm noktalı-3	5,717837	27,40327	63,75081

Doğal frekans sonuçlarına göre orijinal model ile indirgeme yapılan tüm çubuk modellerin birinci ve ikinci eğilme modları oldukça yakın çıkmıştır. Bunun anlamı indirgenen modeller orijinal modeli eğilme yönüyle iyi temsil etmektedir. Eğilme şeklinde oluşabilecek şekil değişimleri indirgenmiş modeller üzerinden hesaplanabilir. Ancak burulma modu 14 düğüm noktalı modelde oluşmamıştır, 28 noktalı modelde ise orijinal modele yakın bir değer elde edilmiştir. Burulma yönündeki kanadın şekil değişimi bu çalışma için büyük önem arz etmektedir. Çünkü kanat üzerinde burulma yönünde oluşabilecek küçük değerdeki şekil değişimi büyük yük değişimlerine sebep olmaktadır.

Sonuç olarak orijinal uçak kanat modeli çubuk modele indirgenildiğinde yapının dinamik özelliklerinin korunduğu görülmektedir. Böylece indirgenmiş çubuk model orijinal kanat modeli temsil edebildiği için yapılan çalışmalarda kullanılması uygundur. Bu çalışma kapsamında 14 noktalı model modelin dönme karakteristiğini iyi temsil edemediği için tercih edilmemiştir. Bu çalışma kapsamında 28 noktalı üç serbestlik dereceli çubuk model kullanılmıştır. Çünkü eğilme momentini temsil eden üçüncü serbestlik derecesi düşey yöndeki deformasyonu daha iyi hesaplamak için çalışma kapsamına dâhil edilmiştir. 28 noktalı üç serbestlik dereceli indirgenmiş modelin rijitlik matrisi 84x84 boyutundadır.

5.4 AIC Matrisinin Oluşturulması

Bu tez çalışmasında uçak kanadı için Aerodinamik Etkileşim Katsayılar (AIC) matrisi oluşturulmuştur. Bu çalışma kapsamında kullanılan AIC matrisinin amacı şekil değişiminden kaynaklı değişen uçak kanadı üzerindeki basınç katsayısı dağılımı bilgisinin elde edilmesidir. AIC matrisinde bir birimlik deformasyona karşılık gelen değişen basınç katsayısı bilgisi vardır. Bölüm 3.3'te bahsedildiği gibi yaygın olarak kullanılan AIC matrisi oluşturma yöntemi grid deformasyon tekniğidir. Bu yöntemde yapı üzerindeki tüm düğüm noktalarına yer değiştirme uygulanarak AIC matrisi oluşturulmaktadır. Önerilen yöntemde ise AIC matrisini oluşturmak için çok daha az sayıdaki noktaya yer değiştirme uygulanmıştır.

Çalışma kapsamında takip edilen yol sırasıyla açıklanmıştır. İlk olarak uçak kanadının dış yüzeyi parametrik yüzey modelleme yöntemi olan Bezier yüzey modelleme tekniği

kullanılarak oluşturulmuştur. AIC matrisi yüzey oluşturulurken kullanılan kontrol noktalarına belirli yer değiştirmelerin uygulanması ile elde edilecektir. Daha sonra kontrol noktalarının bir birimlik yer değiştirmesine karşılık gelen yapı üzerindeki basınç katsayısı değişimi bilgisinin elde edilmesi gerekmektedir. Bir birimlik yer değiştirme bilgisi için etkin yer değiştirme değeri belirlenmiştir. Etkin yer değiştirme değeri belirlendikten sonra her bir kontrol noktası için bu değerler kullanılarak AIC matrisi oluşturulmuştur. Bu tez çalışmasında tek bir kontrol noktasına yer değiştirme uygulamak yerine her bir istasyondaki kontrol noktalarının aynı değerde hareket ettirilmesiyle AIC matrisi oluşturulacaktır. Böylece AIC matrisinin boyutu azalacağı gibi aynı zamanda her bir istasyon aynı anda hareket ettirildiği için kanat profili korunmuş olacaktır. Böylece bu çalışmada kullanılan uçak kanadı modeli için AIC matrisi elde edilmiş olur ve şekil değişimi bilgisi ile ilişkilendirildiğinde yapı üzerindeki değişen basınç katsayısı dağılımı ve bununla birlikte değişen yük bilgisi hızlıca elde edilir.

5.4.1 Bezier yüzey yöntemi ile uçak kanadının parametrik modellenmesi

Bu tez çalışmasında kullanılan Bezier yüzey modelleme yöntemi ile uçak kanadı yüzeyinin oluşturulması için takip edilen adımlar sırasıyla şu şekildedir: İlk olarak uçak kanadı profili Bezier yüzey eğri oluşturma yöntemiyle oluşturulmuştur. Hedeflenen NACA6412 kanat profilini oluşturmak için kullanılan kontrol noktalarının sayısı ve konumunun belirlenmesi gerekir. Kontrol noktalarının konumunu belirlemek için *En Küçük Kareler Yöntemi (Least-Square Method)* kullanılmıştır. Kanat profili Bezier eğrisi ile elde edildikten sonra elde edilen kontrol noktaları yardımıyla kanat yüzeyi oluşturulmuştur.

Yapılan çalışmada kullanılan uçak kanat profili kanat açıklığı boyunca aynı ancak kanat ucuna doğru gidildikçe daralmaktadır. Bezier eğrisi ile kanat profili oluşturulurken normalize edilmiş kontrol noktalarının konumu en iyileme yapılarak bulunmuştur. Normalize edilmiş kontrol noktalarına faktörleme yapılarak uçak kanadı üzerinde herhangi bir kısımdaki kanat profili elde edilebilmektedir. Normalize edilmiş kanat profilinin veteri 1 birim olduğu için istenilen kısımdaki profili elde edebilmek için o kısımdaki veter uzunluğu ile faktörlendiğinde kontrol noktalarının konumu kolayca elde edilebilmektedir. Bu çalışma kapsamında uçak kanadı yüzeyi

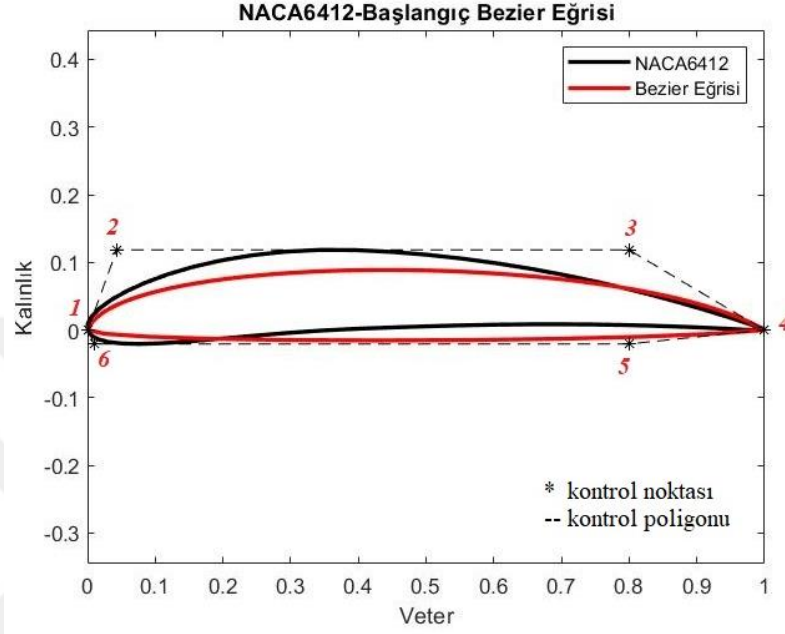
oluşturulurken kaburga eleman istasyonları referans alınarak bu lokasyonlara kontrol noktalarının faktörlenmesi ile kanat yüzeyi oluşturulmuştur. Toplamda 14 kaburga elemanı olduğu için 14 istasyonda kontrol yüzeyleri konumlandırılarak kanat yüzeyi elde edilmiştir.

Kanat profilini oluşturmak için üçüncü derece Bezier eğrisi kullanılarak çalışmaya başlanmıştır. Bezier eğrisi dereceleri arttırılarak hedeflenen geometriyi oluşturacak minimum Bezier eğrisi derecesi ile kanat yüzeyi oluşturulacaktır. Bölüm 3.4'te bahsedildiği gibi Bezier eğrisi derecesinin bir fazlası kadar kontrol noktası kullanılmaktadır. Bundan dolayı ilk olarak NACA6412 profilini oluşturacak minimum eğri derecesi belirlenmiştir. Kanat profili eğrisi üst ve alt kısım olmak üzere iki parça halinde oluşturulmuştur. Kanat profilinin en önde ve en arka kısmı olan hücum kenarı ve firar kenarı üst ve alt kısmın sınır bölgesi olarak belirlenmiştir. Kontrol noktalarının konumunu belirlemek için en iyileme çalışması yapılacağı için parametre sayısının minimum olması süreyi azaltmaktadır.

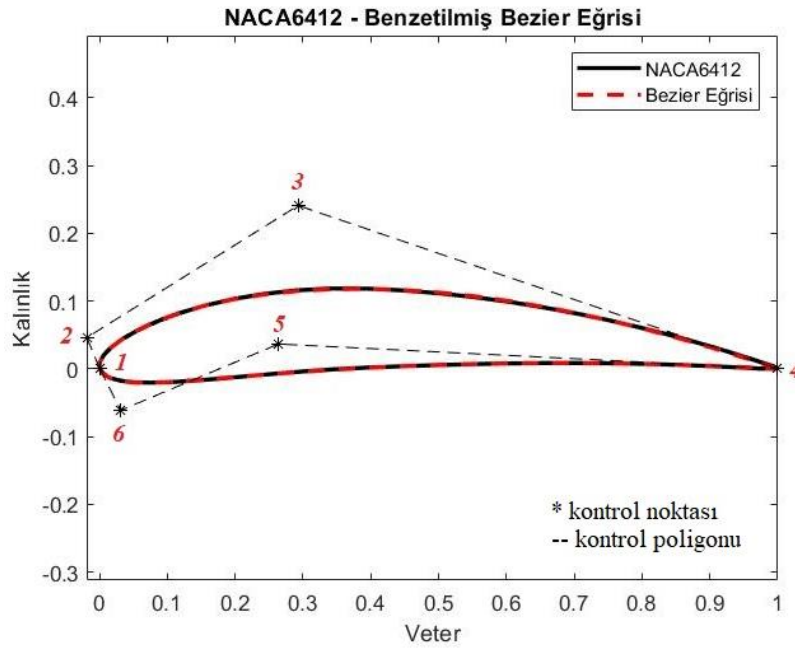
Üçüncü derece eğri oluşturmak için dört kontrol noktasına ihtiyaç vardır. Üst ve alt eğri ayrı ayrı oluşturulduğunda değişken sayısı kontrol noktası sayısının iki eksigidir (üçüncü derece eğri için ikidir). Çünkü Bezier eğrisi oluşturulurken ilk ve son kontrol noktasının konumu eğrinin başladığı ve bittiği yerdedir. Dolayısıyla kanat profili belli olduğu için iki kontrol noktasının konumu başlangıçta bellidir. Geriye kalan iki kontrol noktasının konumunun belirlenmesi gerekmektedir. Arada kalan iki kontrol noktasının konumu ise en küçük kareler yöntemi yardımıyla bulunmuştur. Bunun için MATLAB programından faydalanılmıştır. Bu programın içinde en küçük kareler yöntemine uygun fonksiyon hazır olarak mevcuttur. Kodun çalışma prensibi başlangıçta kontrol noktalarını belli bir yere konumlandırıp başlangıç Bezier eğrisinin oluşturulması, oluşturulan eğri ile hedeflenen eğri arasındaki farka bakıp buna göre kontrol noktasının konumunu güncelleyip iki eğri arasındaki farkın minimum olduğu eğriyi elde etmek üzerinedir.

Üçüncü derece Bezier eğrisi ile oluşturulmuş başlangıç Bezier eğrisi ve NACA6412 kanat profili Şekil 5.34'te gösterilmiştir. '*' simgeleri başlangıç kontrol noktalarını, kesikli çizgiler (--) ise kontrol poligonunu temsil etmektedir. Burada 1,2,3 ve 4 numaralı kontrol noktaları üst eğri için, 1,4,5 ve 6 numaralı kontrol noktaları ise alt eğriyi oluşturmak için kullanılmıştır. 1 ve 4 numaralı kontrol noktaları her iki eğri

içinde ortaktır ve konumları eğrinin başladığı ve bittiği yer olarak sabittir. Üst eğri için 2 ve 3, alt eğri için ise 5 ve 6 numaralı kontrol noktalarının konumu değiştirilerek hedeflenen eğriye ulaşılmıştır. Yazılan MATLAB kodu ile birlikte üçüncü derece Bezier eğrileri kullanılarak elde edilen eğri ve hedeflenen kanat profili Şekil 5.35'te gösterilmiştir.

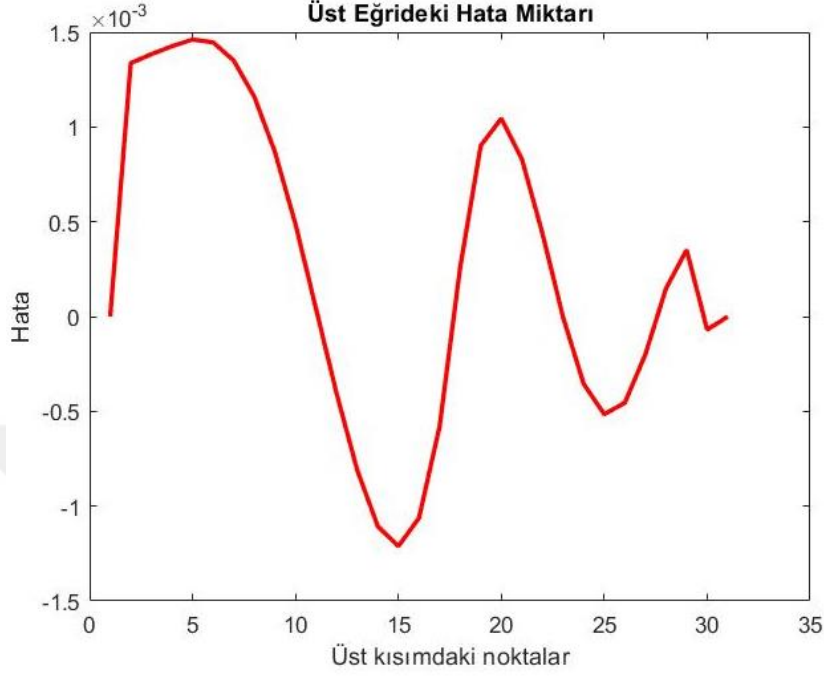


Şekil 5.34 Başlangıç Bezier eğrisi ve NACA6412 kanat profili

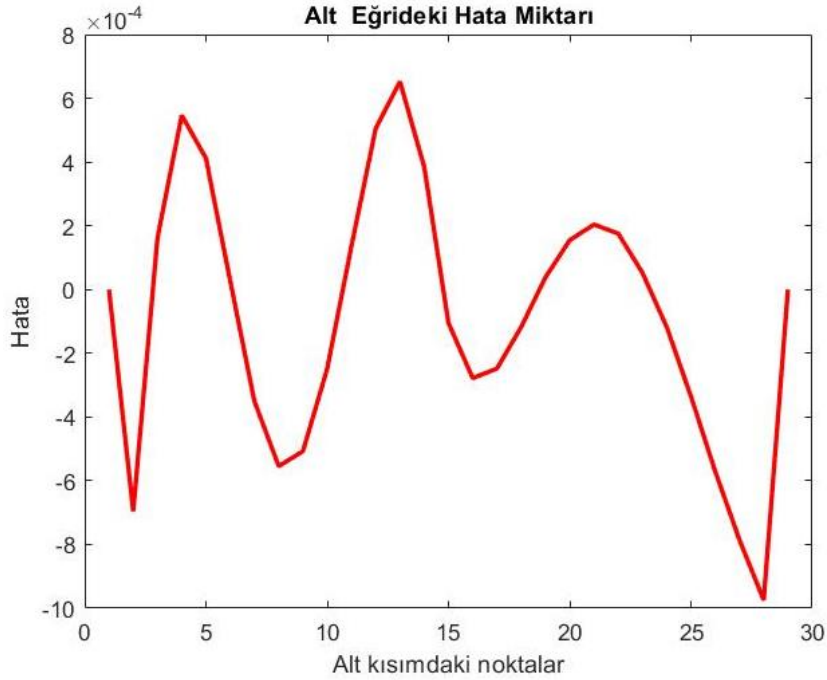


Şekil 5.35 3. Derece uydurulmuş Bezier eğrisi ve NACA6412 kanat profili

Üçüncü derece Bezier eğrisi kullanılarak hedeflenen eğriye küçük hata payı ile ulaşılmıştır. Üst ve alt eğride kullanılan her bir noktaya karşılık gelen hata miktarları sırasıyla Şekil 5.36 ve Şekil 5.37’de gösterilmiştir.



Şekil 5.36 Üst eğri üzerindeki hata miktarı

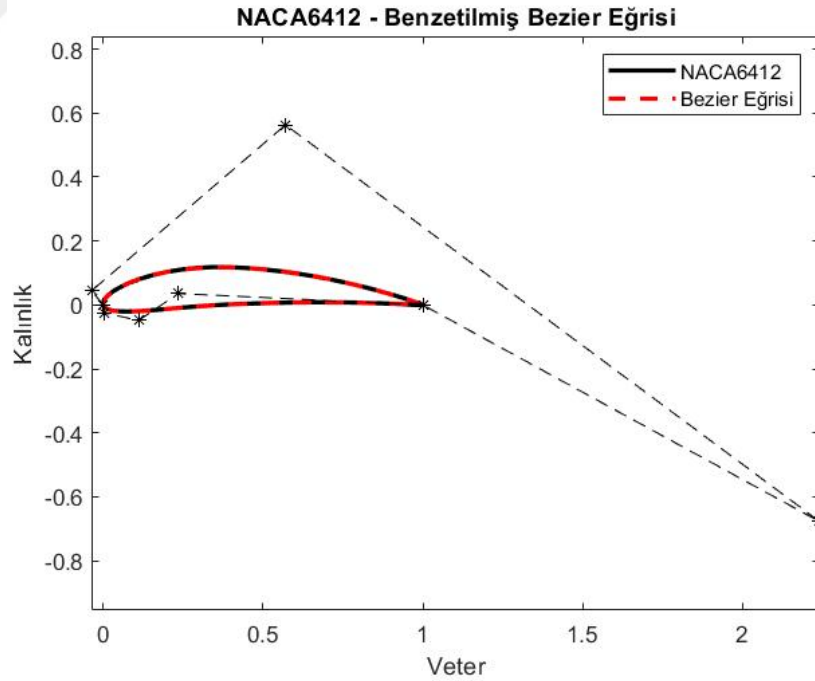


Şekil 5.37 Alt eğri üzerindeki hata miktarı

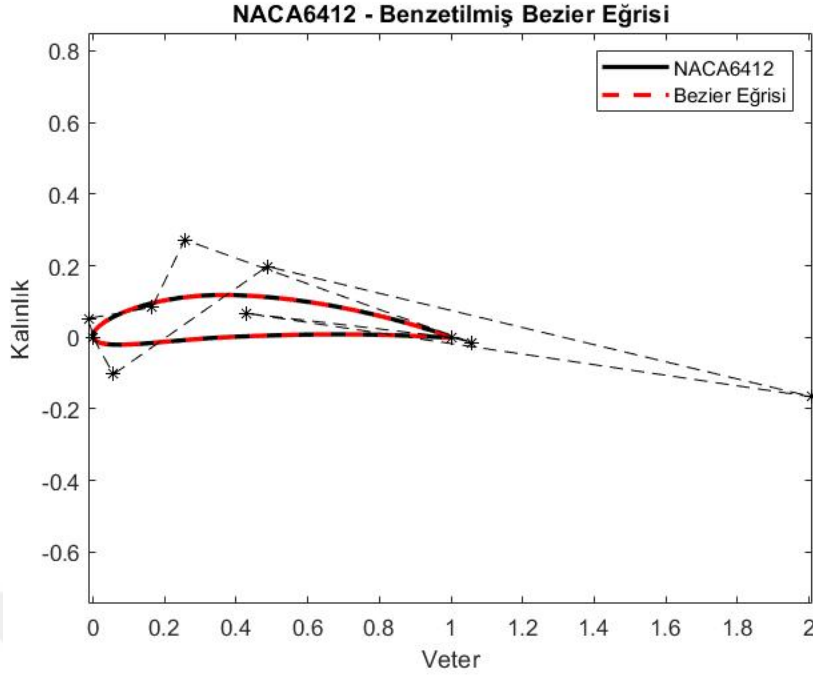
Hata miktarı veter boyunca her bir noktaya karşılık gelen hedef eğri ile elde edilen Bezier eğrisinin arasındaki düşey yöndeki fark olarak tanımlanmıştır. Hedeflenen eğri ile elde edilen eğri arasındaki maksimum hata 0.0015 birimdir. Bu değer oldukça küçük olduğu için üçüncü derece ile elde edilen eğri hedeflenen kanat profiline yüksek hassasiyette yakınsadığı anlaşılmıştır.

Benzer şekilde dördüncü ve beşinci dereceden Bezier eğrileri kullanılarak kanat profili oluşturulmuştur. Elde edilen kanat profilleri ile hedeflenen kanat profili Şekil 5.38 ve Şekil 5.39’da gösterilmiştir. Üçüncü derece ile elde edilen profil hedeflenen profile yakınsadığı için derece yükseldikçe elde edilen profiller beklenildiği gibi daha da yakınsamıştır. Dördüncü ve beşinci derece ile yapılan çalışmadaki başlangıç eğrileri, kontrol noktalarının konumu ve alt ve üst egride ki hata miktarları Ek 4’te verilmiştir.

Farklı derecelerde Bezier eğrileri ile NACA6412 kanat profili elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre NACA6412 kanat profili için üçüncü dereceden Bezier eğrisi kullanmanın yeterli olduğuna karar verilmiştir. Buradaki amaç olabildiğince az sayıda kontrol noktası kullanılarak hedef geometrinin elde edilmesidir.



Şekil 5.38 4.derece Bezier eğrisi ile oluşturulan kanat profili



Şekil 5.39 5.derece Bezier eğrisi ile oluşturulan kanat profili

Üçüncü dereceden Bezier eğrileri ile oluşturulan NACA6412 profilinin kontrol noktalarının konumu Çizelge 5.8’da verilmiştir. NACA6412 kanat profilinin koordinat bilgisi normalize edilmiş olarak sağlanmıştır. Bundan dolayı kontrol noktalarının konumu da normalize edilmiş kanat profili içindir. Normalize edilmiş kanat profilinin veter uzunluğu bir birimdir. Tabloda verilen birinci ve dördüncü kontrol noktaları ayrı ayrı alt ve üst kısımdaki eğrinin başlangıç ve bitiş kontrol noktalarıdır.

Çizelge 5.8 Belirlenen kontrol noktasının normalize edilmiş konumları.

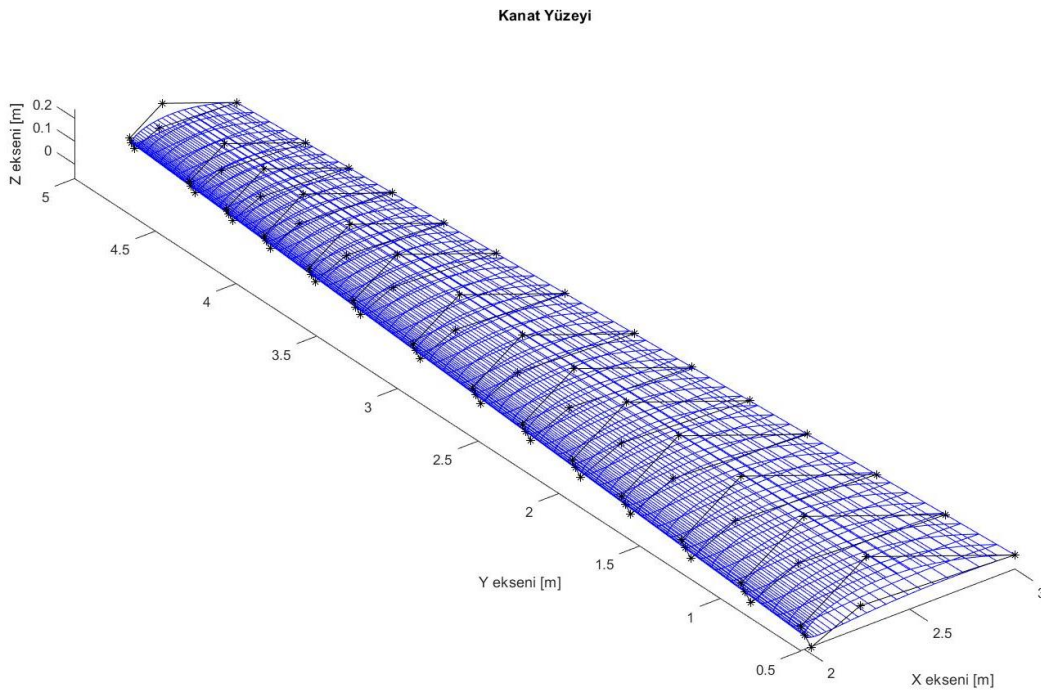
Kontrol noktası	X (yatay eksen)	Z (düşey eksen)
1	0,00000000	0,00000000
2	-0,01883492	0,04609371
3	0,29277400	0,24082800
4	1,00000000	0,00000000
5	0,03107711	-0,06123559
6	0,26377700	0,03653900

Daha önce Bölüm 3.4’te 2-boyutlu Bezier eğrilerinden 3-boyutlu Bezier yüzeylerine geçişten bahsedilmiştir. İki boyuttaki eğriye düzleme dik yönde (Bezier yüzey denkleminde v parametresi yönü) derinlik verilerek üçüncü boyuta çıkarılabilir. Bu çalışma kapsamında her bir kaburga elemanı istasyonunun olduğu lokasyonlarda kanat profillerini oluşturan kontrol noktalarının konumu belirlenmiştir. Bu kontrol noktaları yardımıyla kanat yüzeyi oluşturulmuştur. Çizelge 5.8’da verilen değerler NACA6412 profilinin normalize edilmiş değerleridir. Normalize edilmiş profilin veter uzunluğu 1 birimdir ve bu çalışma da kanat açıklığı boyunca kanat profili değişmemektedir. Bu yüzden her bir kaburga elemanının veter uzunluğu dikkate alınarak bu değerler faktörlenmiştir. Daha sonra her bir kaburga elemanının hücum kenarı koordinatları ve kanat açıklığı boyunca olan konumu dikkate alınarak kontrol noktalarının nihai konumu belirlenmiştir. Bu çalışmada kullanılan uçak kanadı yapısında 14 adet kaburga elemanı kullanılmıştır. Her bir kaburga elemanının veter uzunluğu ve hücum kenarı koordinatları Çizelge 5.9’da verilmiştir. Kaburga eleman numaralandırılması kanat kökünden kanat ucuna doğru olacak şekilde yapılmıştır.

Çizelge 5.9 Rib elemanların veter uzunlukları ve hücum kenarı koordinatları

Rib numarası	Veter uzunluğu [m]	Hücum kenarı koordinatı		
		X [m]	Y [m]	Z [m]
1	1,000	2,000	0,500	0,000
2	0,956	2,022	0,900	0,000
3	0,911	2,044	1,300	0,000
4	0,867	2,067	1,700	0,000
5	0,830	2,085	2,033	0,000
6	0,793	2,104	2,367	0,000
7	0,756	2,122	2,700	0,000
8	0,711	2,144	3,100	0,000
9	0,667	2,167	3,500	0,000
10	0,633	2,183	3,800	0,000
11	0,600	2,200	4,100	0,000
12	0,572	2,214	4,350	0,000
13	0,545	2,228	4,600	0,000
14	0,500	2,250	5,000	0,000

Kaburga elemanların veter uzunluğu ve konumu dikkate alınarak 14 kaburga istasyonu için elde edilen kontrol noktalarının konumu Ek 5'te verilmiştir. Elde edilen kontrol noktaları kullanılarak Bezier yüzey parametrik modelleme tekniği ile kanat yüzeyi oluşturulmuştur. Bunun için MATLAB'de kod yazılmıştır. Elde edilen kanat yüzeyi, kontrol noktaları ve kontrol poligonu Şekil 5.40'ta gösterilmiştir. Kanadın alt ve üst yüzeyi ayrı ayrı oluşturulmuştur. Bezier eğrisi için üçüncü derece kullanılırken Bezier yüzeyi ile kanat oluşturulurken veter boyunca aynı şekilde üçüncü derece, ikinci yön olan kanat açıklığı boyunca olan istikamette ise 14 kanat istasyonu için on üçüncü dereceden Bezier derecesi kullanılmıştır.



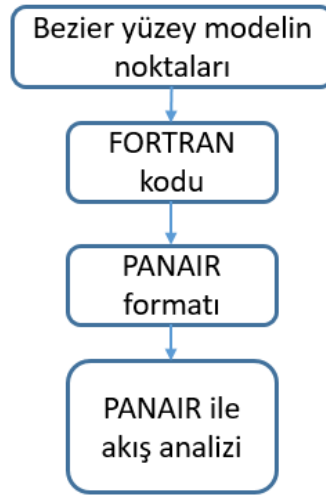
Şekil 5.40 Bezier yüzey modelleme yöntemi ile oluşturulmuş kanat yüzeyi

Bezier fonksiyonu ile yüzey oluşturulurken kullanılan artış miktarına göre yüzey üzerindeki nokta sayısı değişmektedir. Artış miktarı u yönü (veter boyunca) ve v yönü (kanat açıklığı boyunca) için 0 ile 1 arasında ayrı ayrı girdi olarak kullanılmaktadır. Artış sıklığı değiştirildiğinde yüzeyde oluşan nokta sayısı değişmektedir. Yüzeyde oluşan noktalar akış çözümü için çözüm ağı oluşturulurken kullanılacaktır. Çözüm ağının sıklığı artış miktarının değeri değiştirilerek elde edilmektedir.

AIC matrisinin oluşturulması için bu tez çalışmasında akış analizi PANAIR açık kaynak kodu yardımıyla yapılmıştır. PANAIR programı ve programın kullandığı panel

yönteminden Bölüm 3.6’da bahsedilmiştir. PANAIR ile panel yöntemi kullanılarak hızlıca çözüm elde edilebilmektedir. AIC matrisinin oluşturulmasından önce yukarıda bahsedilen Bezier yüzey artış miktarı değerinin belirlenmesi gerekmektedir. Çünkü artış miktarına göre kullanılacak çözüm ağının sıklığı belirlenmiş olacaktır. Bir başka deyişle çözüm ağı yakınsama analizi yapılacaktır. Bunun için farklı artış miktarı ile oluşturulan uçak kanadı Bezier yüzeyleri ile PANAIR programı kullanılarak akış analizi yapılmıştır. En uygun çözüm ağı sıklığı belirlendikten sonra AIC çalışmalarında bu çözüm ağı kullanılarak akış analizi yapılmıştır.

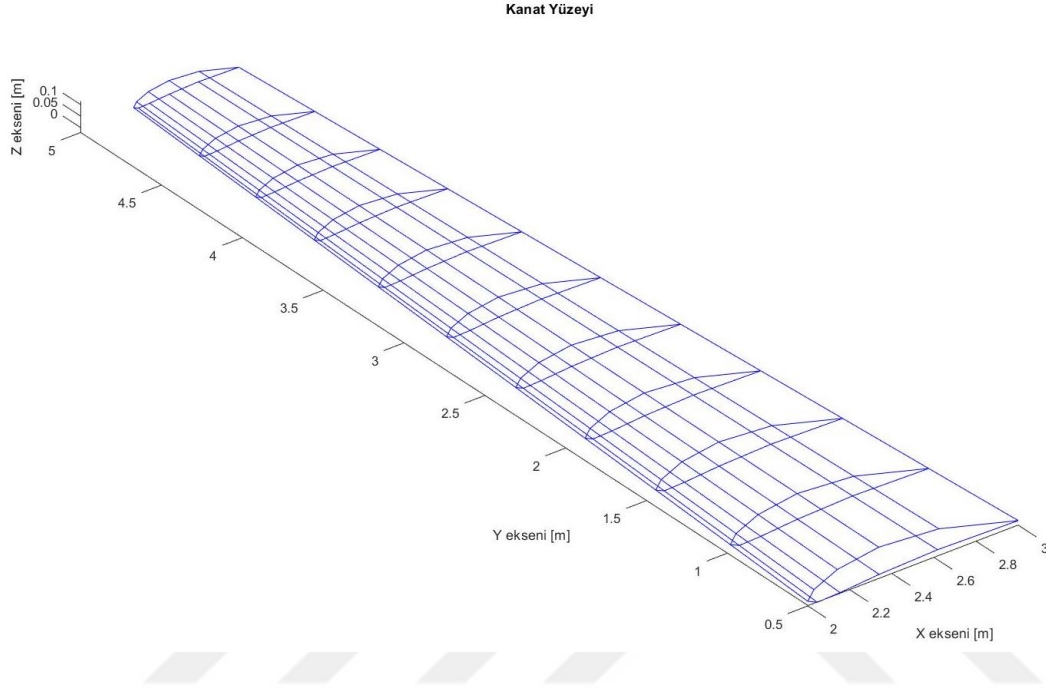
Bezier yüzey modelleme ile oluşturulan yüzey üzerindeki noktalar kullanılarak çözüm ağı oluşturulmuştur. PANAIR kodu için kullanılan çözüm ağı düzgün dizilimle (structured mesh) olmalıdır [56]. Bunun için Bezier yüzey modelleme yöntemi ile oluşturulan yüzey üzerindeki nokta bulutu belirli düzende olduğu için FORTRAN programlama dilinde yazılan kod ile birlikte PANAIR için uygun formata dönüştürülmüştür. Bu formatta PANAIR ile akış analizi yapılmıştır. Akış şeması Şekil 5.41’de gösterilmiştir.



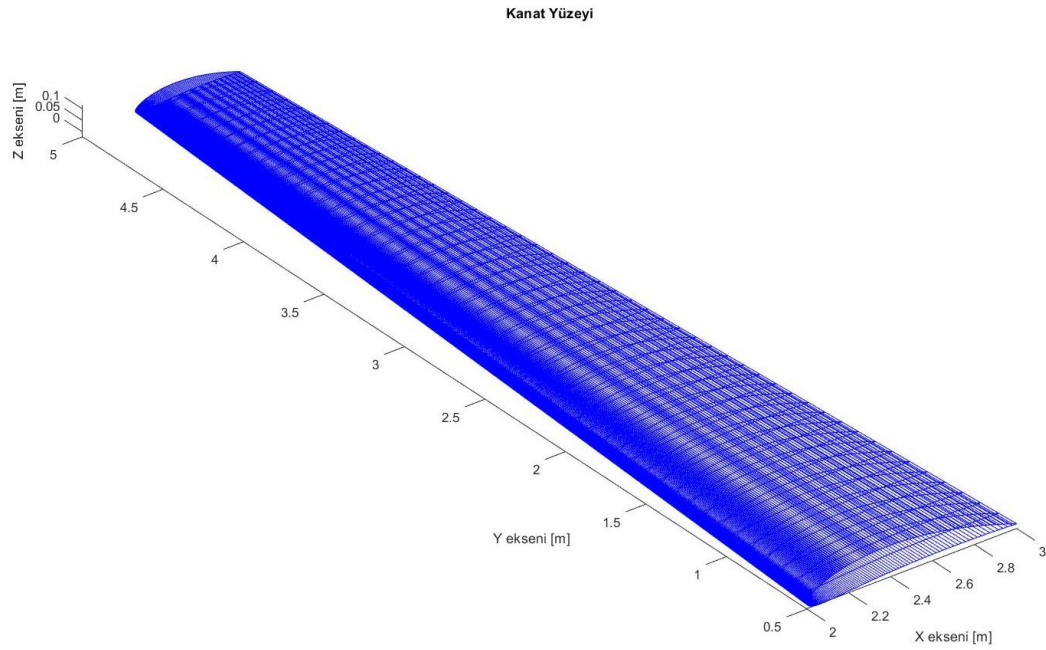
Şekil 5.41 PANAIR’de akış analizi için izlenen adımlar

Çözüm ağı sıklığının belirlenmesi iki adımda gerçekleştirilmiştir. Birinci adımda kanat açıklığı boyunca çözüm ağı sıklığı sabit tutularak veter boyunca olan çözüm ağı sıklığı değiştirilerek PANAIR ile akış analizi yapılmıştır. İkinci adımda ise veter boyunca çözüm ağı sıklığı sabit tutulup kanat açıklığı boyunca olan çözüm ağı sıklığı değiştirilerek akış analizi yapılmıştır. Analiz sonucunda uçak kanadı üzerinde basınç

katsayısı incelenip en uygun çözüm ağı sıklığı belirlenmiştir. Veter boyunca değişen çözüm ağı sıklığında kanat ortasından kesit alınıp bu kesit incelenmiştir. Kanat açıklığı boyunca değişen çözüm ağı sıklığında ise veterin %25 ine denk gelecek şekilde açıklık boyunca kesit alınıp incelenmiştir. Çözüm ağının seyrek ve sık olduğu PANAIR girdisi Şekil 5.42 ve Şekil 5.43'te sırasıyla gösterilmiştir.

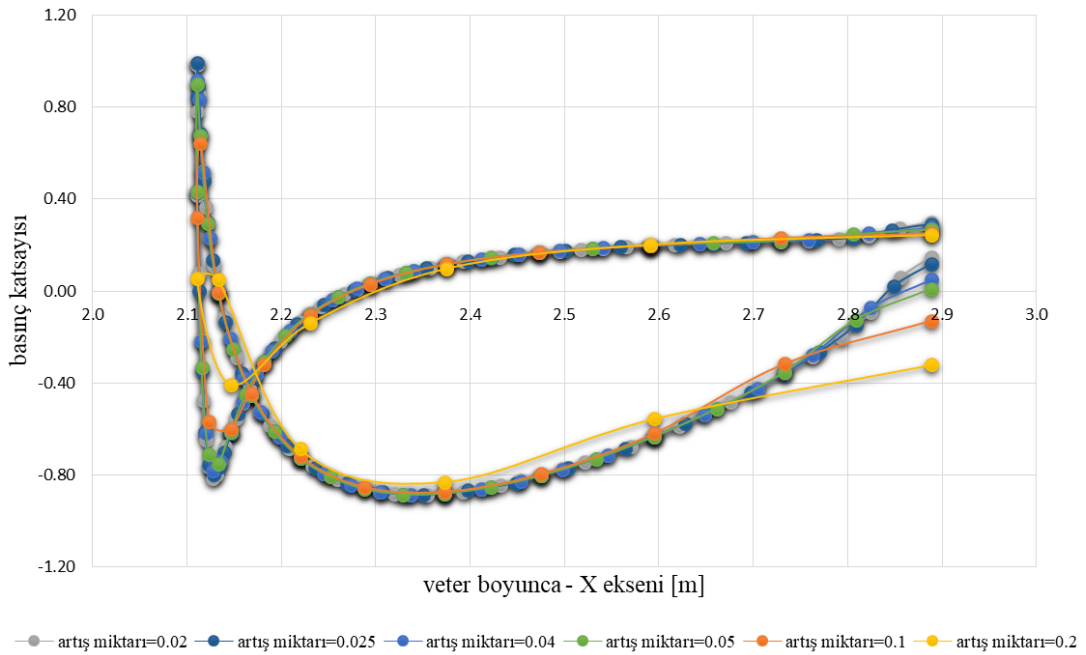


Şekil 5.42 Bezier yüzey yöntemi ile oluşturulmuş seyrek çözüm ağı

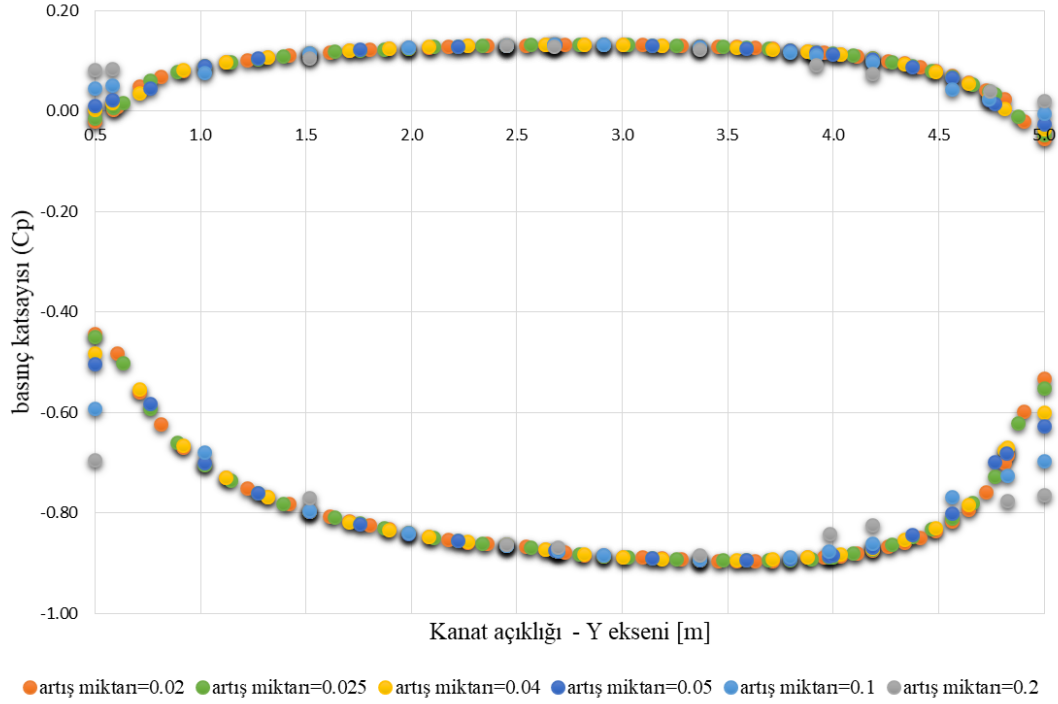


Şekil 5.43 Bezier yüzey yöntemi ile oluşturulmuş sık çözüm ağı

Farklı artış miktarlarına göre yukarıda bahsedilen konumlardan kesit alınıp elde edilen basınç katsayısı grafikleri sırasıyla Şekil 5.44 ve Şekil 5.45'te gösterilmiştir. Buradaki amaç ideal çözüm ağı sayısının belirlenmesidir. Kullanılan çözüm ağı sayısı AIC matrisinin boyutunu doğrudan etkilediği için minimum çözüm ağı sayısının belirlenmesi hedeflenmiştir. Veter için Şekil 5.44 ve Şekil 5.45'te yeşil ile gösterilen 0.05 artış değerindeki basınç katsayısı dağılımlarının gri ile gösterilen en sık çözüm ağı (0.02 artış miktarlı) basınç katsayısı dağılımları ile yakın bir davranış gösterdiği görülmektedir. Sadece firar kenarında (Şekil 5.44 ve Şekil 5.45'te en sağ taraftaki kısımda) basınç katsayılarında az miktarda farklılık olduğu görülmektedir. Bu farkın sadece tek bir panel elemanında bulunduğu gözlemlenmiş ve o yüzden tek bir elemanda fark oluşmasının ihmal edilmesi uygun görülerek 0.05 artış miktarlı çözüm ağının kullanılması kararlaştırılmıştır. Eğer bu fark ihmal edilmeyip en sık çözüm ağı olan 0.02 artış miktarı kullanılırsa 2.5 kat daha fazla eleman kullanılacak ve tek bir elemandaki farktan dolayı hesaplama maliyeti çok artacaktır. Kanat açıklığı boyunca basınç katsayısı dağılımı incelendiğinde 0.05 değeri için en sık çözüm ağı sonucunda da benzer bir davranış görülmektedir. Dolayısıyla, hesaplama maliyeti ve tahmin hassasiyeti göz önünde bulundurulduğunda, yapılan analizler sonucunda veter ve kanat açıklığı boyunca uygun artış miktarını 0.05 olarak belirlenmiştir.

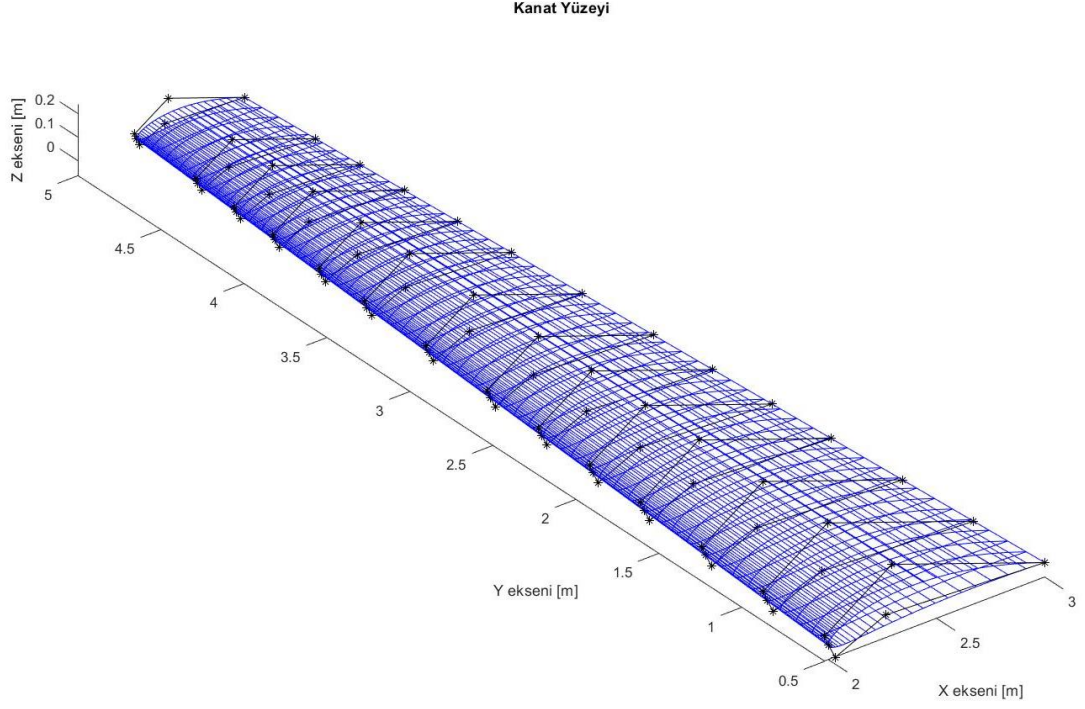


Şekil 5.44 Veter boyunca farklı çözüm ağındaki basınç katsayısı dağılımı



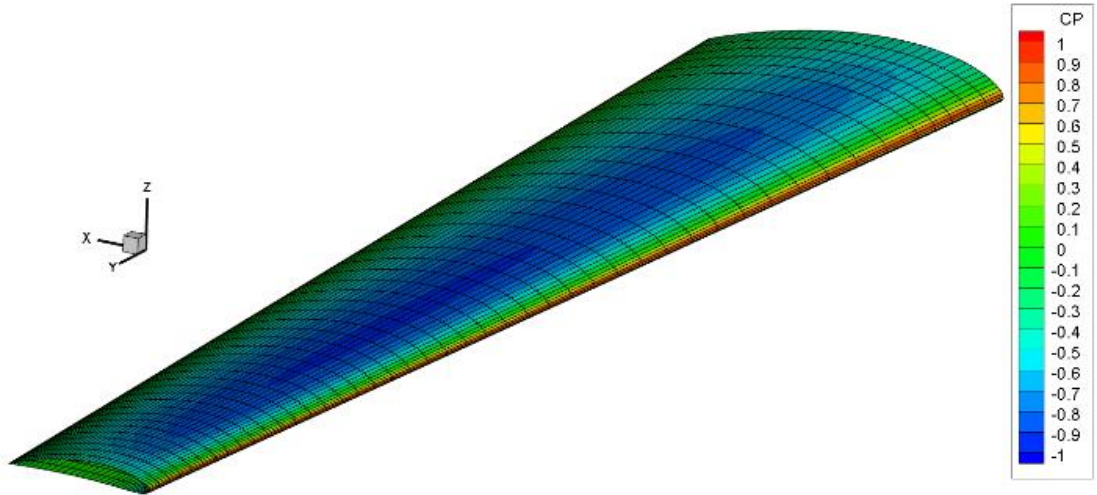
Şekil 5.45 Kanat açıklığı boyunca farklı çözüm ağı sıklığındaki basınç katsayısı dağılımı

İki yöndeki artış miktarı 0.05 olarak kullanıldığında oluşturulan çözüm ağı Şekil 5.46'da gösterilmiştir. Bu değer iki yön içinde aynı çıkması çözüm ağında kullanılan elemanların her iki yöndeki boyutunun aynı olduğu anlamını taşımaz. Artış miktarı 0 ile 1 arasında olduğu için kullanılan artış miktarının 0.05 olması, Bezier fonksiyonun o yöndeki oluşturduğu nokta sayısının 21 olduğu anlamına gelir. Bir başka deyişle her bir panel elemanın kenar uzunluğu oranı yaklaşık olarak kanadın açıklık oranına denk gelmektedir. Veter ve kanat açıklığı farklı büyüklüklerde olduğu için oluşturulan çözüm ağı kare şeklinde değildir.



Şekil 5.46 Belirlenen artış miktarı ile elde edilen çözüm ağı

AIC matrisini için kullanılacak çözüm ağı ile PANAIR’de örnek bir çözüm alınmıştır ve Şekil 5.47’de belirlenen çözüm ağı ve elde edilen basınç katsayısı dağılımı gösterilmiştir.

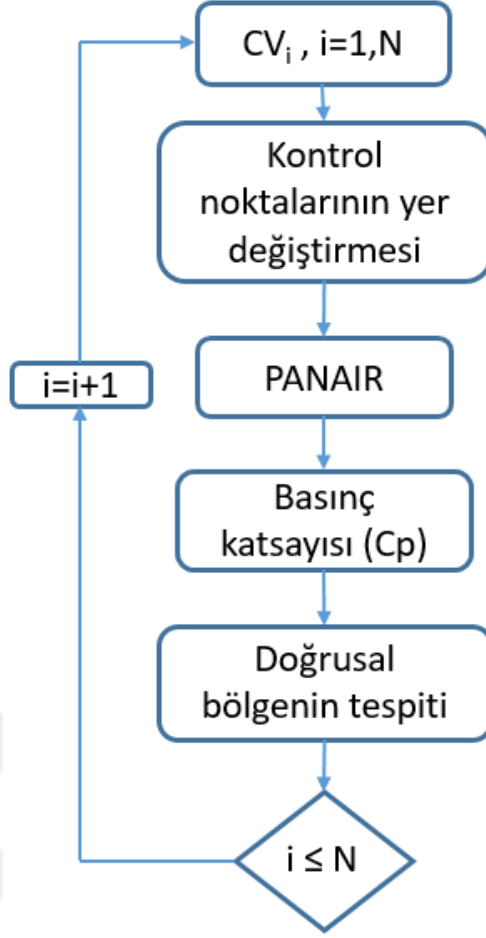


Şekil 5.47 Panair ile elde edilmiş basınç katsayısı dağılımı çözümü

5.4.2 Etkin yer değiştirme değerinin belirlenmesi

Bu çalışmada kullanılan AIC matrisi birim yer değiştirmeye karşılık gelen yapı üzerinde değişen basınç katsayısı bilgisini içermektedir. Bu bilgi ise parametrik yüzey oluşturulurken elde edilen kontrol noktalarının bir birim yer değiştirmesi ile elde edilmektedir. Çünkü uçak kanadının deformasyon bilgisi ile kontrol noktaları ilişkilendirilip şekli değişmiş yapının üzerinde değişen yük miktarı elde edilecektir. Bir birimlik yer değiştirmeye karşılık gelen yük değişimi, değişen yükün yer değiştirme değerine bölünmesi ile elde edilir ve eğim olarak da nitelendirilebilir. Doğrusal varsayım kullanıldığı için bu eğim değeri ile yük altında oluşan şekil değişimi bilgisi ilişkilendirildiğinde değişen yük miktarı elde edilmektedir.

Kontrol noktalarının bir birimlik yer değiştirmesinden dolayı oluşan yük değişim miktarı için kontrol noktalarının bir birimlik yer değiştirmesi veya dönmesi ile bu değerler elde edilebilir ancak bir birimlik yer değiştirme bilgisinin iyi hesaplanması gerekmektedir. Eğimin yanlış hesaplanması şekil değişimi arttıca doğrusal yaklaşımın doğası gereği hata miktarını da arttırmaktadır. Sayısal hatalardan kaçınmak ve doğrusal varsayımdan dolayı eğimin yanlış hesaplanması ile çok farklı değerlere ulaşmamak için etkin yer değiştirme değeri çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada kontrol noktaları farklı değerlerde deformasyon uygulanarak basınç katsayısı bilgisi elde edilmiştir. Her bir değişim bilgisi uygulanan deformasyon değerine bölündüğünde ise bir birimlik yer değiştirmeye karşılık gelen basınç katsayısı değişim bilgisi elde edilecektir. Farklı yer değiştirme değerleri ile elde edilen bir birimlik yer değiştirme bilgisine bakılarak etkin yer değiştirme değeri belirlenmiştir. Bu değerler ile AIC matrisi oluşturulmuştur. Etkin yer değiştirme değerinin belirlenmesinde takip edilen yol şekil 5.48'de gösterilmiştir.



Şekil 5.48 Etkin yer değiştirme değeri için takip edilen adımlar

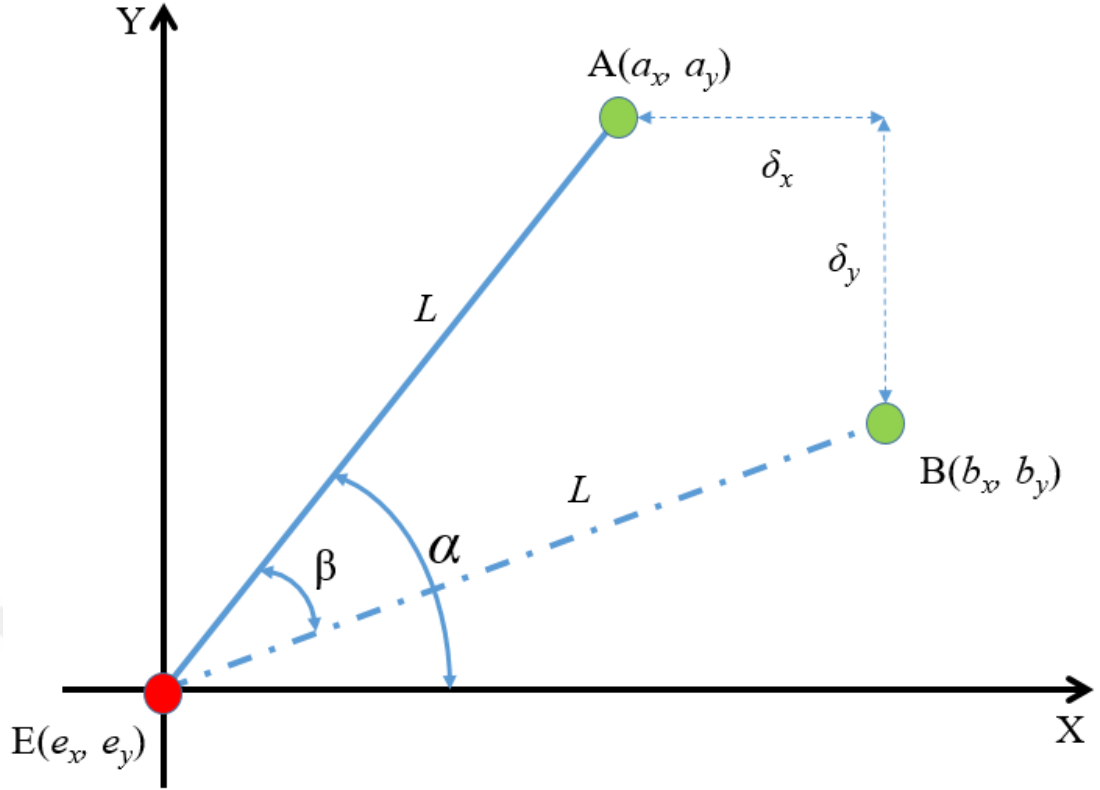
Uçak kanadının SE modeli Bölüm 5.3.2.2’de üç serbestlik derecesi (F_z , M_x , M_y) kullanılarak daha çubuk modele indirgenmiştir. Kullanılan bu üç serbestlik derecesinin deformasyona etkisi ise iki serbestlik derecesi üzerinde olmaktadır. Deformasyona etkisi olarak bahsedilen bu iki serbestlik derecesi; (1) F_z ve M_x ’in etkisinin beraber olduğu uçak kanadının düşey yöndeki (taşıma yönündeki) yer değiştirmesi (Şekil 5.50’de +z yönündeki) ve (2) M_y ’nin etkisinin olduğu uçak kanadının elastik eksenini etrafındaki dönme deformasyonudur (Şekil 5.51’de +y eksenini etrafındaki dönme). O yüzden, AIC matrisi oluşturulurken bu iki serbestlik derecesi dikkate alınmıştır.

Etkin yer değiştirme çalışması iki serbestlik derecesi için ayrı ayrı yapılmıştır. Bu çalışma için tüm kontrol noktalarına ayrı ayrı deformasyon uygulanmayacaktır. Uçak kanadı uçuş esnasında yük altında şekil değiştirirken kanat profil şekli yapı içinde kullanılan kaburga elemanları ve güçlendirici takviye elemanları yardımıyla korunur.

Bundan dolayı etkin yer değiştirme çalışması her bir kaburga istasyonunda oluşturulan kontrol noktalarına aynı değerde yer değiştirme uygulanmasıyla yapılmıştır. Burada herhangi bir kaburga istasyonunda kullanılan 6 adet kontrol noktası elastik eksen etrafında aynı aı değeri ile döndürüldüğünde veya +z yönünde (taşımanın oluştuğu doğrultu) konumu değiştirildiğinde noktaların beraber hareket etmesinden dolayı kanat profilinin korunması hedeflenmiştir.

Kontrol noktasının elastik eksen etrafındaki dönmesi sonucu yeni konumunun belirlenmesi için geometrik özelliklerden faydalanılmıştır. Kullanılan temel varsayım, Bölüm 4'te önerilen yöntemde üçüncü adımda aıklanığı gibi uçak kanadının yük altında Şekil değiştirdiğinde kanat profili Şeklinin değişmediğidir. Bunun sonucunda orijinal kanat profili oluşturulurken kullanılan kontrol noktaları ile elastik eksen arasındaki mesafenin Şekil değişimi sonucunda değişmemesi gerektirir. Bir başka ifade ile kontrol noktaları ve elastik eksen arasındaki mesafe sabit olmalıdır. Böylece kontrol noktaları elastik eksen etrafında aynı derecede döndürüldüğünde kontrol noktalarının yeni konumu ile elde edilen kanat profili orijinal kanat profili ile aynıdır.

Bir noktanın başka bir nokta etrafında döndürülmesi Şekil 5.49'da gösterilmiştir. Burada E noktası elastik eksenini, A noktası ise kontrol noktasını temsil etmektedir. Burada A noktası (a_x, a_y) , E noktası (e_x, e_y) etrafında β kadar döndürüldüğünde yeni konumu B noktası (b_x, b_y) olmaktadır. Kontrol noktası elastik eksen etrafında döndürüldüğünde aralarındaki mesafe sabit kalmaktadır. Eşitlik (5.1)'te uzunluk hesabı gösterilmiştir. Geometrik özelliklerden faydalanarak A noktasının elastik eksen etrafında β kadar döndürülmesi sonucu yeni konumu bulunabilir.



Şekil 5.49 Kontrol noktasının elastik eksen etrafında döndürülmesi

$$L = \sqrt{(a_x - e_x)^2 + (a_y - e_y)^2} \quad (5.1)$$

Kontrol noktasının başlangıç konumu ve elastik eksenin konumu bilinmektedir. A noktası ile E noktası arasındaki hayali çizginin yatay eksen ile yaptığı açı α olarak tanımlanırsa α değeri Eşitlik (5.2)'de gösterildiği gibi elde edilebilir.

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{|a_y - e_y|}{L} \right) \quad (5.2)$$

A noktası ile B noktası arasındaki yatay ve düşey yöndeki mesafe δ_x ve δ_y olarak tanımlanırsa Eşitlik (5.3) ve (5.4)'deki eşitlik yardımıyla bu değerler elde edilebilir.

$$\delta_x = L \cos(\alpha - \beta) - L \cos(\alpha) \quad (5.3)$$

$$\delta_y = L \sin(\alpha) - L \sin(\alpha - \beta) \quad (5.4)$$

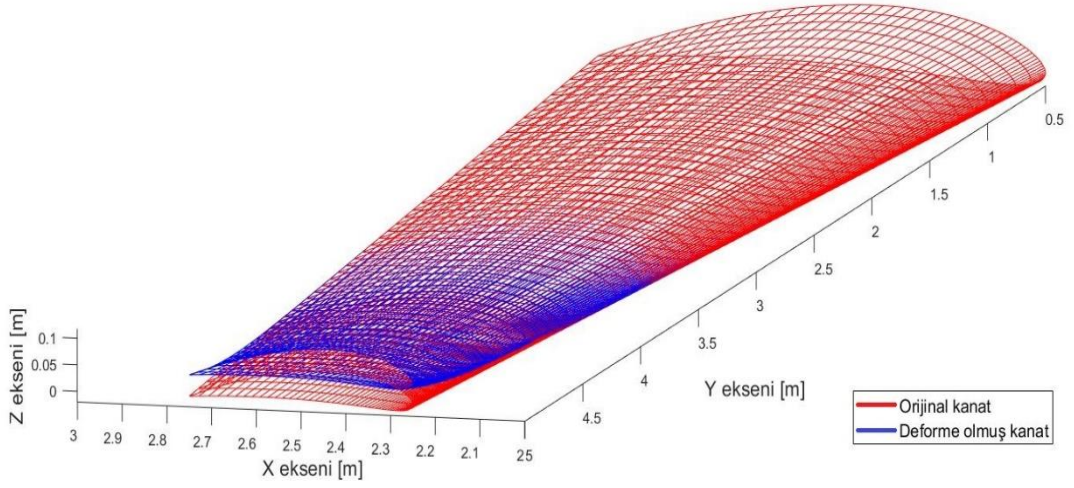
A ve B noktası arası yatay ve düşey yöndeki mesafe ve A noktasının konumu kullanılarak B noktasının konumu Eşitlik (5.5) ve (5.6) yardımıyla elde edilir.

$$b_x = a_x + \delta_x \quad (5.5)$$

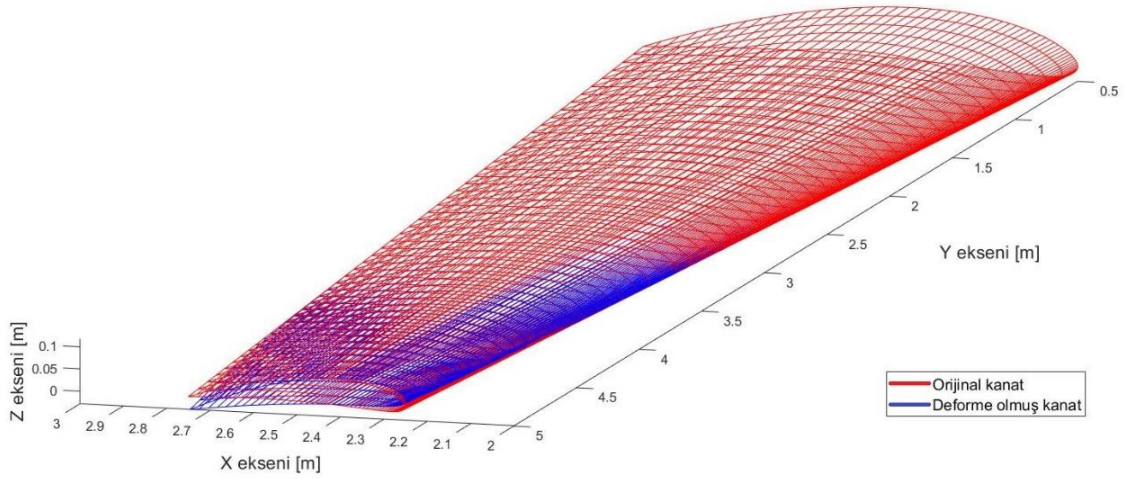
$$b_y = a_y + \delta_z \quad (5.6)$$

Böylece bir kontrol noktasının elastik eksen etrafında bilinen bir açı değerinde döndürülmesi sonucu yeni konumu yukarıdaki gibi bulunmaktadır. Etkin yer değiştirme değeri çalışmasında kontrol noktalarının elastik eksen etrafında döndürülmesi yukarıdaki bağıntılar yardımıyla yapılmıştır.

Etkin yer değiştirme değeri çalışması kanat ucu istasyonu için yapılmıştır. Burada elde edilen değerler diğer istasyonlar içinde kullanılacaktır. Bu çalışma iki adımdan oluşmaktadır. Birinci adımda kanat ucu istasyonundaki tüm kontrol noktalarına aynı değerde düşey yönde (z yönü) yer değiştirme değeri uygulanıp oluşan yeni geometrinin PANAIR'de akış çözümü yapılmıştır. İkinci adımda ise elastik eksen etrafında kontrol noktaları aynı değerde döndürülüp benzer şekilde akış analizi yapılmıştır. Birinci ve ikinci adımda kanat ucuna uygulanan deformasyon Şekil 5.50 ve Şekil 5.51'de sırasıyla gösterilmiştir. Her iki adımda da her bir şekil değişimi değeri için yapılan analiz ile orijinal geometrinin akış analizi arasındaki fark hesaplanmıştır. Bu fark uçak kanadı üzerindeki çözüm ağının her bir noktasında hesaplanmıştır. Elde edilen değerler uygulanan yer değiştirme miktarına bölüldüğünde her bir yer değiştirme analizi için bir birimlik yer değiştirmeye (eğime) karşılık gelen basınç katsayısı değişimi bilgisi elde edilmiştir.

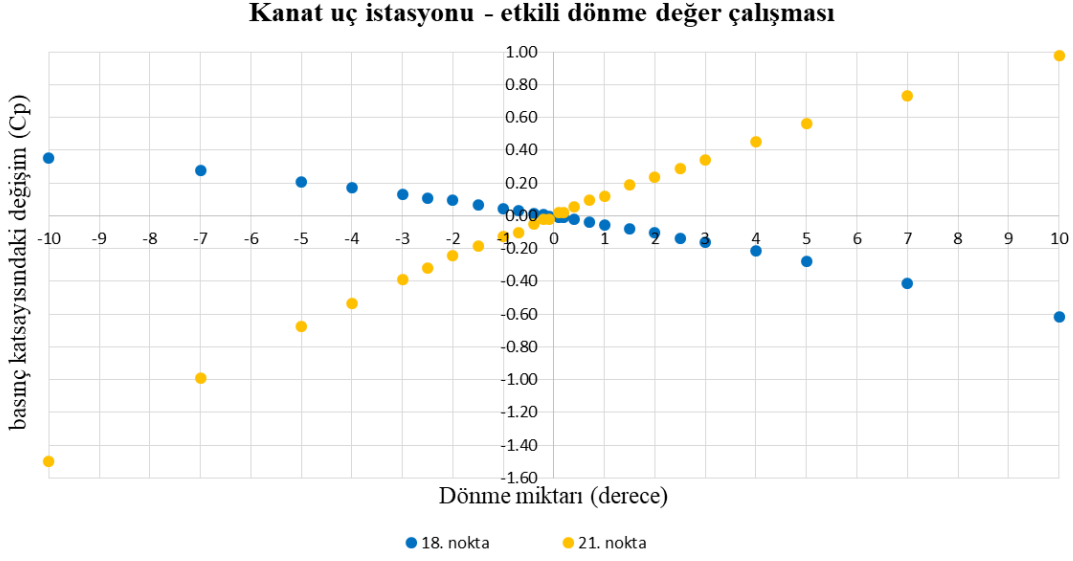


Şekil 5.50 Kanat ucu rib istasyonunda +z yönündeki deformasyon



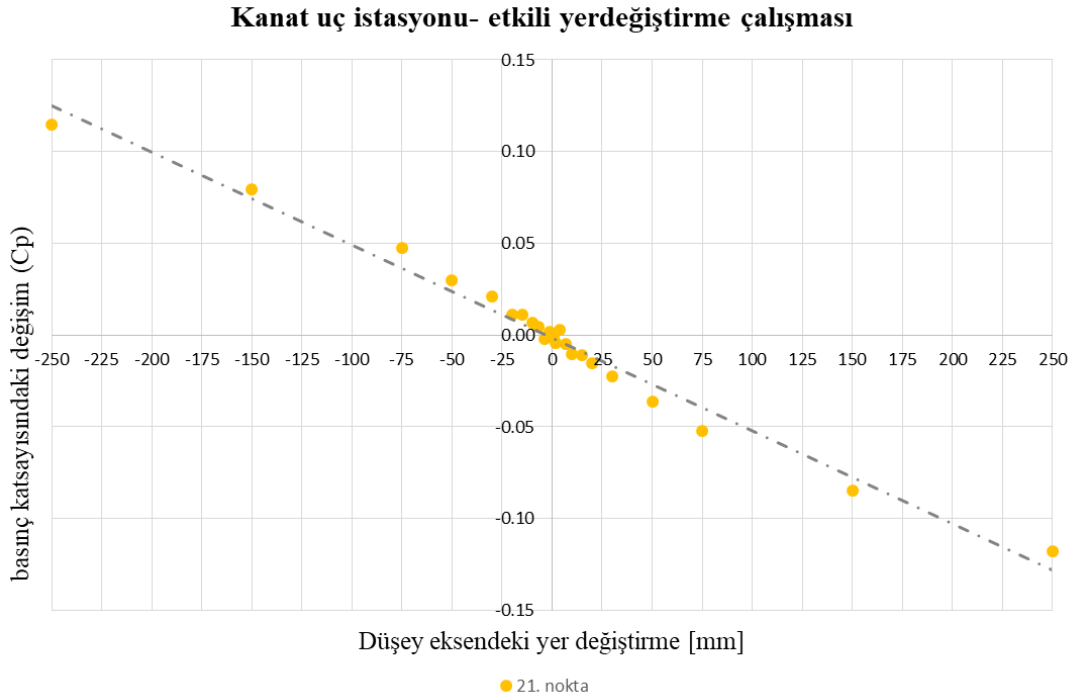
Şekil 5.51 Kanat ucu rib istasyonunda elastik eksen etrafında rotasyon

Kanat uç istasyonu için etkin dönme ve yer değiştirme çalışması ayrı ayrı yapılmıştır. Dönme için -10 ve +10 derece arasında çalışılmıştır. Düşey yöndeki yer değiştirme için -250 ve +250 mm arasındaki yer değiştirme değerlerinde çalışılmıştır. Sıfıra yakın deformasyon değerlerinde daha sık çözüm alınmıştır. Elde edilen analizler sonucunda kanat ucuna yakın bazı noktalardaki basınç katsayısı değişim grafiği Şekil 5.52 ve Şekil 5.53'te gösterilmiştir. Dönme değer çalışmasında 18. ve 21. noktalardaki dönme değerine karşılık gelen orijinal kanat geometrisindeki çözüm ile arasındaki basınç katsayısı farkı gösterilmiştir. Dönme yer değiştirmesine karşı değişen basınç katsayısı değişiminin doğrusal olduğu görülmektedir.



Şekil 5.52 Kanat ucu için etkin dönme değer çalışması

Düşey yöndeki yer değiştirme değer çalışmasında ise 21. nokta için benzer şekilde şekil değişimine karşı değişen basınç katsayısı değerleri gösterilmiştir. Ayrıca grafiğin eğimi de gösterilmiştir. Benzer şekilde düşey yer değiştirme sonucu basınç katsayısındaki değişimin doğrusal olduğu görülmektedir.

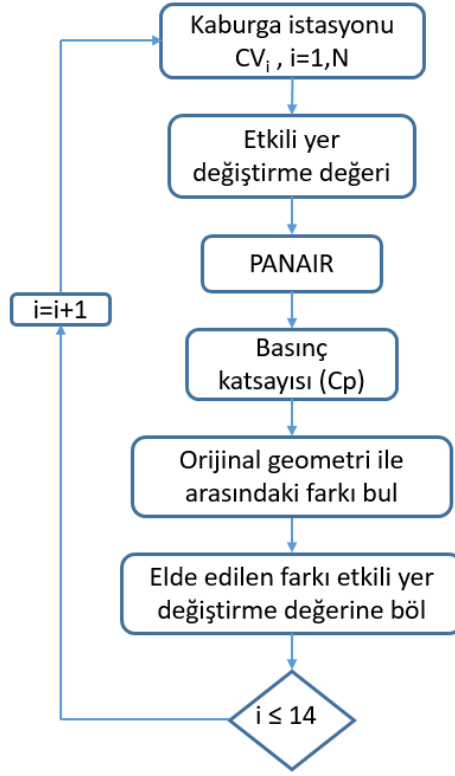


Şekil 5.53 Kanat ucu için düşey yöndeki etkin yer değiştirme değer çalışması

Şekil 5.52 ve 5.53'teki grafikler tüm noktalar için çizdirilmiş ve farklı noktalarda da eğilimlerin benzer olduğu görülmüştür. O yüzden, tüm noktalar için genel bir etkin dönme değeri ve bir etkin yer değiştirme değeri hesaplanabilir. Bu etkin değerleri hesaplamak için Şekil 5.53'te gösterildiği gibi her bir noktadaki basınç katsayısının dönme miktarı ve yer değiştirme miktarı ile ilişki grafiklerine bir doğru uydurulmuş ve bu doğrunun eğimi hesaplanmıştır. Farklı noktalar için belirlenen eğimlerin bir ortalaması ile bir ortalama eğim dönme ve yer değiştirme için ayrı ayrı hesaplanmıştır. Sonra, bu ortalama eğime en yakın olan etkin yer değiştirme ve etkin dönme değerleri grafikler üzerinden belirlenmiştir. En yakın değerlerin seçilmesinin sebebi, bu tez çalışmasında doğrusal yaklaşım kullanıldığı için belirlenen eğimin olabildiğince her nokta için ve her deformasyon değeri için iyi sonuç vermesi hedefidir. Ayrıca, bu etkin değerler seçilirken, çok yüksek derecede dönme ve yer değiştirme deformasyonlarının kanat üzerinde olmasının gerçeği yansıtmayacağı da düşünülmelidir. Dolayısıyla, hem ortalama eğimlere yakın hem de kanat üzerinde mantıklı seviyelerde deformasyon verebilecek değerler seçilmesine dikkat edilmiştir. Bu çalışma sonucunda, her noktada genel olarak dönme deformasyonu için +4 derece, düşey yöndeki deformasyon için ise +10 mm etkin dönme ve yer değiştirme değerleri olarak belirlenmiştir. Kanat ucu istasyonu için yapılan çalışmada elde edilen değerler diğer 13 kaburga istasyonu için de aynı kabul edilmiştir ve bu değerler kullanılarak AIC matrisi oluşturulmuştur.

5.4.3 AIC matris elemanlarının belirlenmesi

AIC matris elemanları oluşturulurken akış analizleri için PANAIR programından yararlanılmıştır. AIC matrisinin elemanları belirlenen etkin yer değiştirme değerleri kullanılarak oluşturulmuştur. Bu çalışmada kanat ucu kaburga kısmındaki kontrol noktaları için elde edilen etkin yer değiştirme değeri diğer kaburga istasyonları içinde kullanılmıştır. AIC matrisinin oluşturma adımları Şekil 5.54'te gösterilmiştir. İlk olarak AIC matris elemanlarının oluşturulması için uçak kanadının orijinal halinin akış analizi PANAIR ile yapılmıştır. Kullanılan çözüm ağında uçak kanadı üzerinde toplamda 800 noktada basınç katsayısı bilgisi elde edilmektedir. Bu noktalar her bir panel elemanın merkezindedir.



Şekil 5.54 AIC matrisi oluşturma akış şeması

Bu řalıřmada uęak kanadı ięin oluřturulacak AIC matrisi iki serbestlik derecesinde oluřturulduęu ięin Şekil 5.54'te gōsterilen adımlar iki kez tekrarlanacaktır. İlk tekrarda, iki serbestlik derecesinden biri olan dūřey yōndeki (z yōnū) bir birimlik deformasyona, ikinci tekrarda ise dięer serbestlik derecesi olan elastik eksen etrafındaki bir birimlik dōnmeye karřılık gelen birim yūk deęiřimi bilgisi elde edilecektir.

İlk olarak z yōnū ięin belirlenen etkin yer değiştirme değeri 10 mm her bir istasyon ięin sırasıyla uygulanıp ayrı ayrı akış analizi yapılmıştır. Yapılan her bir analiz sonucunda elde edilen basınç katsayısı dağılımından orijinal basınç katsayısı dağılımını ęıkarılmıřtır. Bu işlem yūzey üzerindeki her bir nokta ięin yapılmıştır. Basınç katsayısı değişim dağılımı elde edildikten sonra her bir noktadaki basınç katsayısı değişimi z yōnū ięin kullanılan etkin yer değiştirme değerine bōlünür. Bu işlemden sonra ilgili istasyondaki bir birimlik yer değiştirmeye karşılık gelen uęak kanadı üzerindeki çōzüm ağı noktalarında meydana gelen basınç katsayısı değişimi elde edilmiş olur.

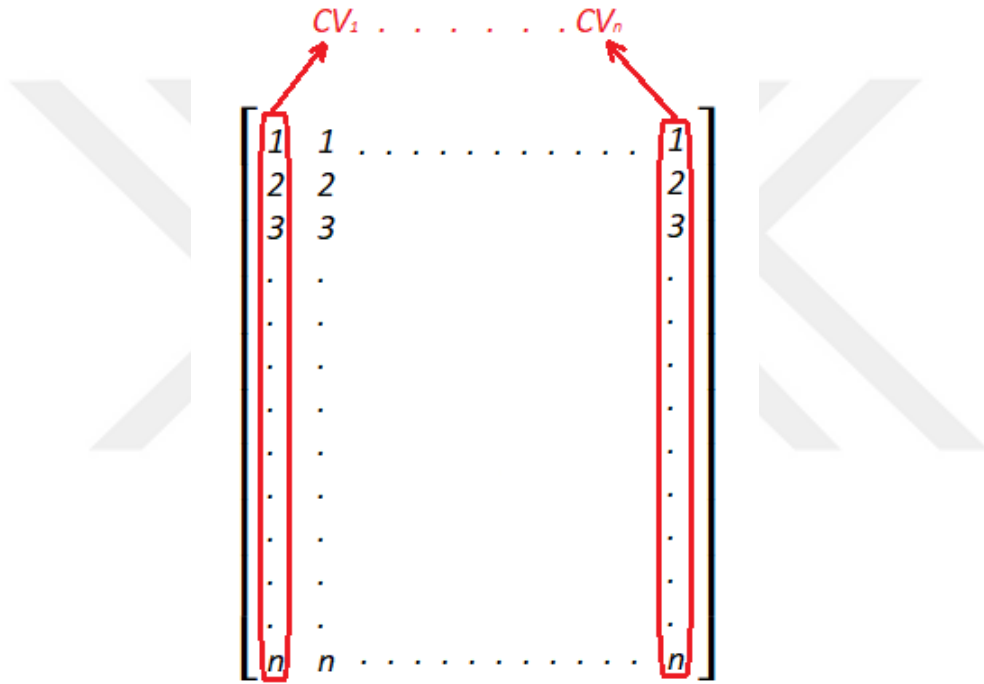
Bu örnekteki uçak kanadında kullanılan Bezier yüzey modelleme yönteminde, v yönündeki kontrol noktaları 14 kaburga istasyonuna karşılık geldiğinden bu her istasyon için işlem tekrarlanır. 14 akış analizi ile birlikte her bir istasyonun ayrı ayrı bir birimlik z yönünde yer değiştirmesine karşılık gelen tüm çözüm ağı noktaları üzerindeki basınç katsayısı değişimi bilgisi elde edilmiş olur.

Şekil 5.54'teki AIC matrisi oluşturma şemasının ikinci tekrarında ise diğer serbestlik derecesi için, yani elastik eksen etrafında bir birimlik dönmeye karşılık gelen yük değişim bilgisi içinde uygulanmıştır. AIC matris elemanları benzer şekilde dönme yer değiştirmesi için belirlenen etkin yer değiştirme değeri +4 derece, her bir kaburga istasyonundaki kontrol noktalarının ayrı ayrı döndürülüp akış analizinin yapılması ve her bir analiz sonucunun orijinal kanat çözümü sonucundan çıkartılıp etkin yer değiştirme değerine bölünmesiyle elde edilmiştir.

Bu çalışmada kullanılan çözüm ağında kanat üzerinde toplamda 800 nokta vardır. Her bir analiz için etkin yer değiştirme değeri uygulanıp sonuç alındığında ve bir birimlik basınç katsayısı bilgisine ulaşıldığında 800 nokta için bu bilgi elde edilmiş olur. 14 kaburga istasyonu ve iki serbestlik derecesi için toplamda 28 akış analizi yapılmıştır. 28 analiz sonucunda ayrı ayrı elde edilen 800 noktanın bir birimlik yer değiştirme bilgisi bir matris içinde toplanmıştır. Bu çalışma için oluşturulan AIC matrisinin boyutu 800×28 'dir. Bunun anlamı her bir analiz sonucu elde edilen 800 nokta 28 kolona sırayla yerleştirilmiştir. 1. kolonda 1. istasyonun z yönünde 1 birim yer değiştirmesinden kaynaklı tüm uçak kanadı yüzeyindeki 800 noktadaki basınç katsayısı değişim bilgisi vardır. Benzer şekilde diğer kaburga istasyonları da sırasıyla kolonlara yerleştirilmiştir.

Böylece 1-14 arası matris kolonları sırasıyla ilk serbestlik derecesi olan z yönünde her bir istasyondaki kontrol noktalarının bir birimlik yer değiştirmesine karşılık gelen basınç katsayısı değişimi bilgisini içermektedir. 15-28 arası matris kolonları ise diğer serbestlik derecesi olan dönmeye karşılık basınç katsayısı değişimi bilgisini içermektedir. Örneğin, 15. kolonda 1. istasyonun 1 derece döndürülmesine karşılık gelen tüm uçak kanadı yüzeyindeki 800 noktadaki basınç katsayısı değişimi bilgisi vardır. Benzer şekilde sırasıyla 15-28 arası kolonlara dönmeden kaynaklı değişen yük bilgisi yerleştirilmiştir.

AIC matrisinin formatı bu çalışmada kullanılan gibi olmak zorunda değildir ancak AIC matrisi ile yapının şekil değişim bilgisi ilişkilendirilirken birbiri ile uyumlu olmak zorundadır. AIC matrisine bilgilerin yerleştirilme sırasına göre şekil değişim bilgisi de aynı sırayla kullanılmalıdır. Bu çalışmada kullanılan AIC matrisi ile ilişkilendirilen şekil değişim bilgisi 28x1 matris boyutunda olmalıdır ve 1-14 arası matris elemanları sırasıyla z yönündeki her bir istasyonun şekil değişim bilgisini, 15-28 arası elemanlar ise elastik eksen etrafındaki dönme yer değiştirmesini içermek zorundadır. Uçak kanadı için kullanılan AIC matrisinin formatı ve her bir kolonun bilgisi Şekil 5.55'te gösterilmiştir. CV kontrol noktalarının temsil etmektedir.

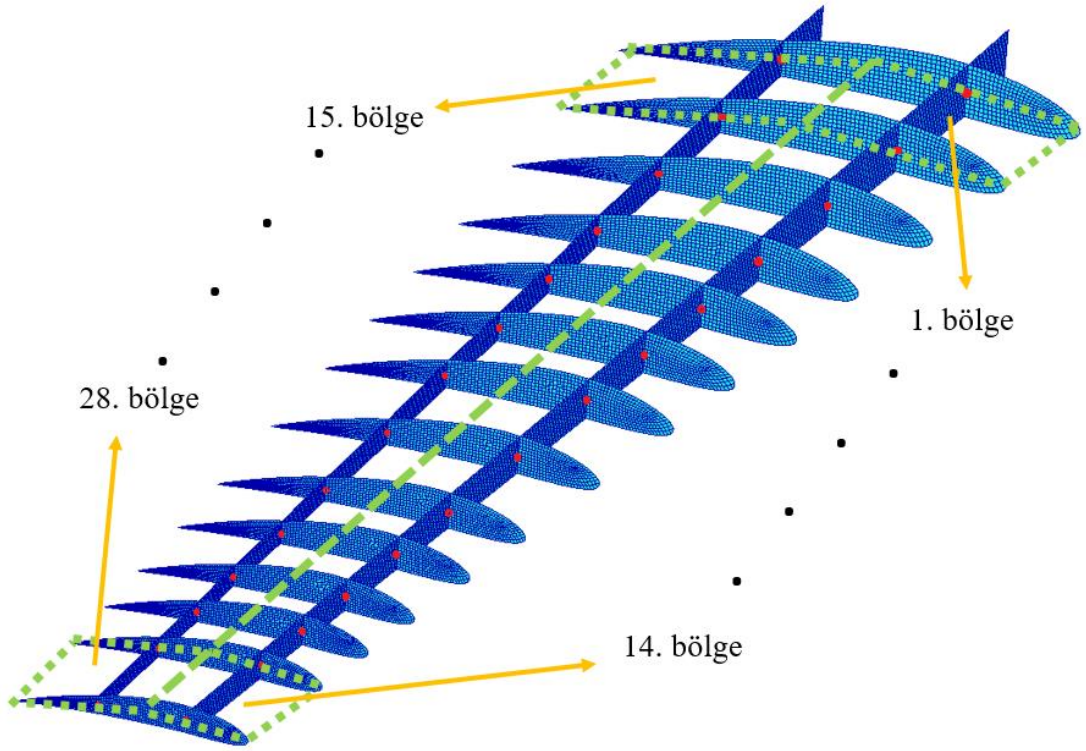


Şekil 5.55 Kullanılan AIC matrisinin formatı

Bu çalışma özelinde istenirse AIC matrisinin boyutu daha da azaltılabilir. Kanat kökü kaburga istasyonu için AIC matrisi elemanlarının oluşturulmasına gerek yoktur. Çünkü bu çalışmada kullanılan uçak kanadı kök istasyonu sabit olduğu için yer değiştirme tüm yönlerde sıfırdır. Dolayısıyla AIC matrisinin elemanlarının olması yer değiştirme miktarının sıfır olmasından dolayı sonucu etkilememektedir. İstenirse bu çalışmada oluşturulan AIC matrisinin 1. ve 15. kolonu çıkarılabilir.

5.5 Başlangıç Yüğü ile Şekil Değişimi Hesabı

Bu bölümde uçak kanadının başlangıç yükü altındaki şekil değişimi hesabı gösterilmiştir. HAD analizi ile elde edilen yük dağılımı ve indirgeme ile birlikte elde edilen sonlu elemanlar modelinin rijitlik matrisi kullanılarak uçak kanadının şekil değişim hesabı Eşitlik (3.2) yardımıyla yapılmıştır. Bu şekil değişim hesabı sürecinde, öncelikle, HAD ile elde edilen başlangıç yük dağılımının indirgemenin yapıldığı noktalar üzerine taşınması gerekmektedir. HAD ile elde edilen basınç katsayısı dağılımının kuvvet ve moment dağılımına geçişi Bölüm 3.5'te bahsedilmiştir. Bölüm 3.5'te genel hatları ile verilen açıklamalara ek olarak, bu çalışmada, kanat açıklığı boyunca elde edilen yük dağılımı, indirgeme yapılan noktalara denk gelecek şekilde uygulanmıştır. Detaylı belirtmek gerekirse, bu çalışmada 14 kaburga istasyonunda 28 noktaya indirgeme yapılmıştır. Bu indirgeme yapılan noktaların bulunduğu kanat alt bölgeleri ve isimlendirilmeleri Şekil 5.56'da gösterilmiştir. Bu bölgeler, kanat açıklığı boyunca ön ve arka kısımdaki bölgeler olmak üzere ikiye ayrılmıştır. Bu ön ve arka kısmın ayrılma sınırı %50 veterdedir. 28 noktanın ilk 14 tanesi ön kısımda sonraki 14 tanesi ise arka kısımda olacak şekilde gösterilen numaralandırma ile tanımlanmıştır.



Şekil 5.56 Kanat alt bölge isimlendirilmesi

Şekil 5.56'da gösterilen 28 bölgedeki kuvvet ve momentler her bölgedeki indirgeme noktasına eş değer olacak şekilde hesaplanmıştır. Daha sonra her bir kısımda iki kaburga istasyonu arasında kalan bölgedeki kuvvet ve bu kuvvetlerin sebep olacağı momentler ilgili noktaya taşınmıştır. Kuvvetlerin entegre edilme yönü kanat ucundan kanat köküne doğru olan istikamettedir. Bu yöntem ile 28 bölgedeki her bir noktaya taşınan üç serbestlik derecesi için eşdeğer kuvvet ve momentler Çizelge 5.10'da gösterilmiştir.

Çizelge 5.10 İndirgeme noktalarına karşılık gelen eşdeğer kuvvet ve momentler.

Bölge Numarası	Fz [N]	Mx [N.mm]	My [N.mm]
1	1340	266249	-167250
2	1329	263843	-154742
3	1299	257639	-140991
4	1042	172111	-105538
5	1017	167752	-95746
6	967	159145	-85568
7	1104	216429	-92085
8	1033	201867	-82281
9	708	103087	-51858
10	655	95630	-47237
11	482	58756	-35589
12	411	49193	-32667
13	417	68095	-44334
14	0	74	0
15	1309	260604	-47822
16	1282	254603	-44924
17	1240	246561	-40493
18	988	163591	-27254
19	943	155787	-28593
20	895	147382	-25452
21	1008	198594	-23540
22	921	181446	-24238
23	648	96314	-14051
24	601	89186	-14025
25	463	57055	-9260
26	427	52061	-9058
27	545	101551	-11539
28	0	18	0

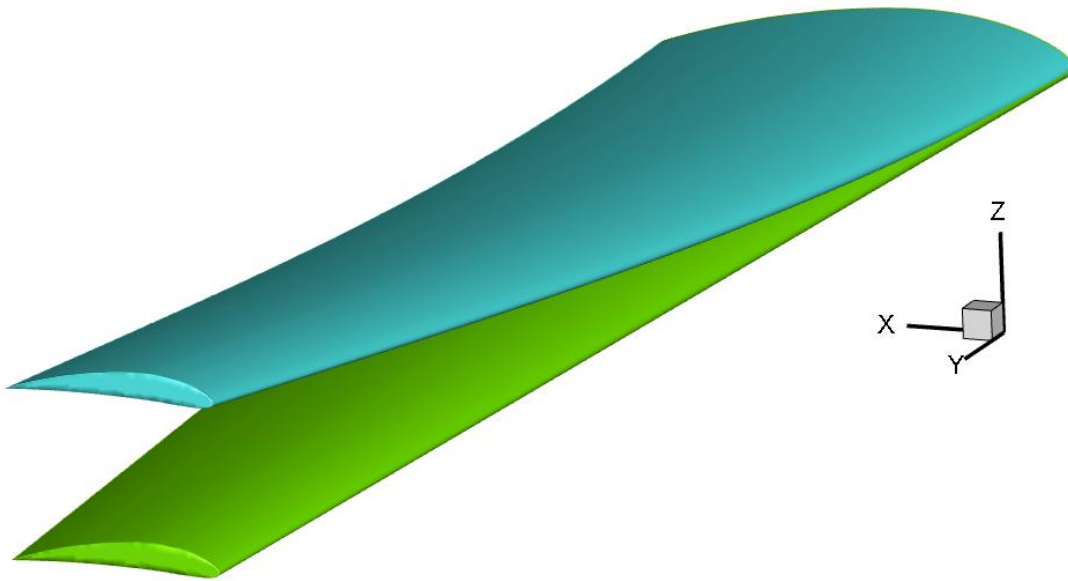
Bu bölümde bahsedilen indirgeme sürecinde, 3 serbestlik derecesi için elde edilen ve Çizelge 5.10'da listelenen kuvvet ve momentler (F_z , M_x ve M_y), karşılık gelen 2 serbestlik derecesi ile şekil değişimi hesabında kullanılmıştır. Diğer yöndeki kuvvetler ve moment ihmal edildiği için bu çizelgede gösterilmemiştir. Ek olarak 14. ve 28. noktalar kanadın ucunda olduğu için sadece kanat ucunda düşey yöndeki yüzeyden kuvvet gelmektedir ve düşey yüzey olduğu için F_z sıfırdır; sadece yanal kuvvet vardır. Kuvvet ve momentlerin olduğu matris ile yapının rijitlik matrisi arasındaki ilişki kullanılarak başlangıç yükü altında uçak kanadının şekil değişim miktarı hesaplanmıştır.

Yapısal model çubuk modele indirgenildiğinde, Bölüm 5.3.2.3'teki Çizelge 5.7'de gösterildiği gibi, doğal frekans sonuçları olarak verilen eğilme modları, orijinal modele çok yakın sonuç vermiştir. Ancak dönme yönündeki doğal frekansı ile aradaki fark göze çarpmaktadır. Çizelge 5.7'de orijinal model ile 28 noktaya üç serbestlik derecesinde indirgenmiş modelin burulma modları aynı çıkmamıştır. Bu çalışma kapsamında özellikle dönme yönündeki deformasyon hesabının hassas yapılması gerektiği için orijinal model ve çubuk modele indirgeme ile elde edilen dönme yönündeki doğal frekans sonuçları farkından dolayı, kuvvet ve rijitlik matrisi ilişkisinden elde edilen dönme deformasyon değerleri kullanılmamıştır. Bunun yerine düşey yöndeki şekil değişim değerleri eğilme modlarının çok yakın olmasından dolayı güvenilir olduğu görülmüştür. O yüzden, düşey yöndeki şekil değişim bilgisinden yararlanılarak her bir kaburga istasyonunun dönme deformasyon değerleri hesaplanmıştır. Her bir kaburga istasyonunda iki nokta vardır. Bu iki noktanın başlangıç konumu ve şekil değişimi sonrası nihai konumları bilinmektedir. Bu bilgiler kullanılıp iki nokta arasındaki mesafenin sabit kaldığı varsayımı ile dönme hesabı yapılmıştır. Her bir kaburga istasyonunda elde edilen düşey yöndeki yer değiştirme ve dönme şekil değişimi Çizelge 5.11'de verilmiştir. Kanat kökü sabit olduğu için deformasyon sıfırdır. Sonuçlardan anlaşılacağı üzere başlangıç yükü altında kanat ucunda oluşan maksimum yer değiştirme miktarı yukarı yönde 395 mm iken maksimum dönme miktarı -0.56 derecedir. Uçak kanadı başlangıç yükü altında şekil değiştirirken öne doğru burulmaktadır.

Çizelge 5.11 Başlangıç yükü için uçak kanadının yer değiştirme bilgisi.

Kaburga Numarası	Düşey yer değiştirme [mm]	Dönme miktarı [derece]
Rib-1	0,00	0,00000
Rib-2	10,29	-0,09703
Rib-3	28,95	-0,16485
Rib-4	53,69	-0,22414
Rib-5	78,51	-0,27684
Rib-6	106,72	-0,32818
Rib-7	137,88	-0,37682
Rib-8	178,45	-0,43035
Rib-9	221,75	-0,47577
Rib-10	255,50	-0,50620
Rib-11	290,00	-0,53093
Rib-12	319,08	-0,54748
Rib-13	348,33	-0,56087
Rib-14	395,16	-0,56394

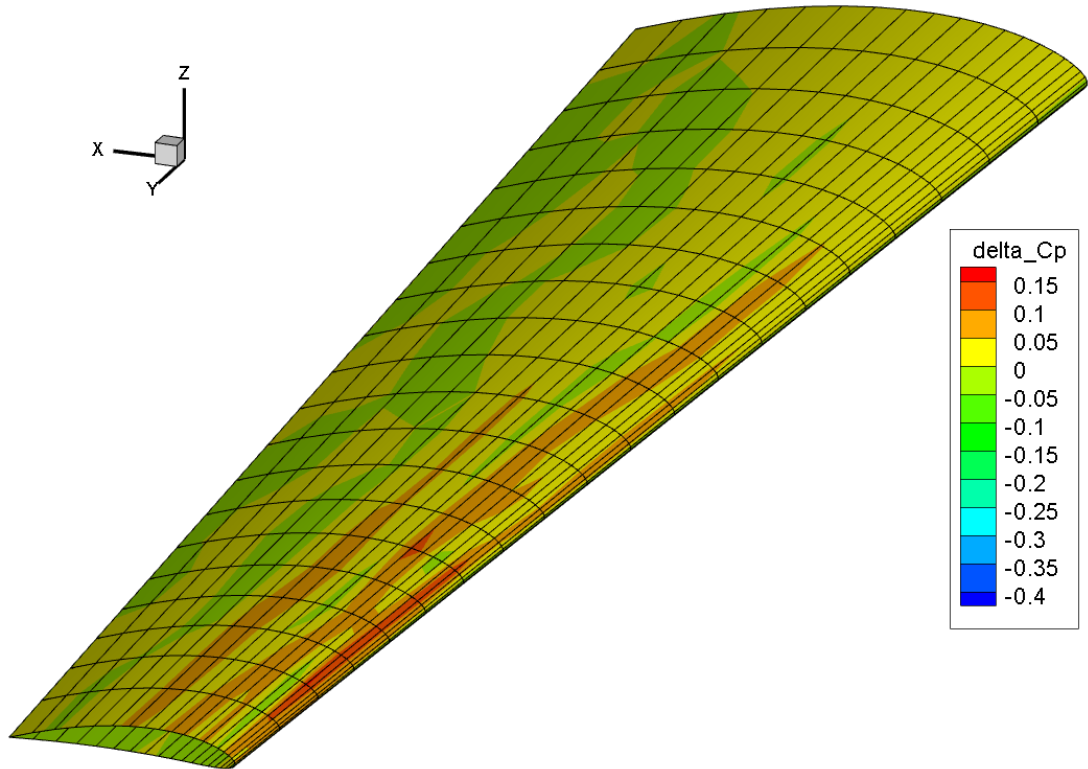
Başlangıç kanat geometrisi ile uygulanan yük altında deforme olmuş kanat geometrisi Şekil 5.57’de gösterilmiştir.



Şekil 5.57 Başlangıç kanat geometrisi ve deforme olmuş kanat geometrisi

5.6 Değişen Yük Miktarının AIC Matrisi ile Tahmin Edilmesi

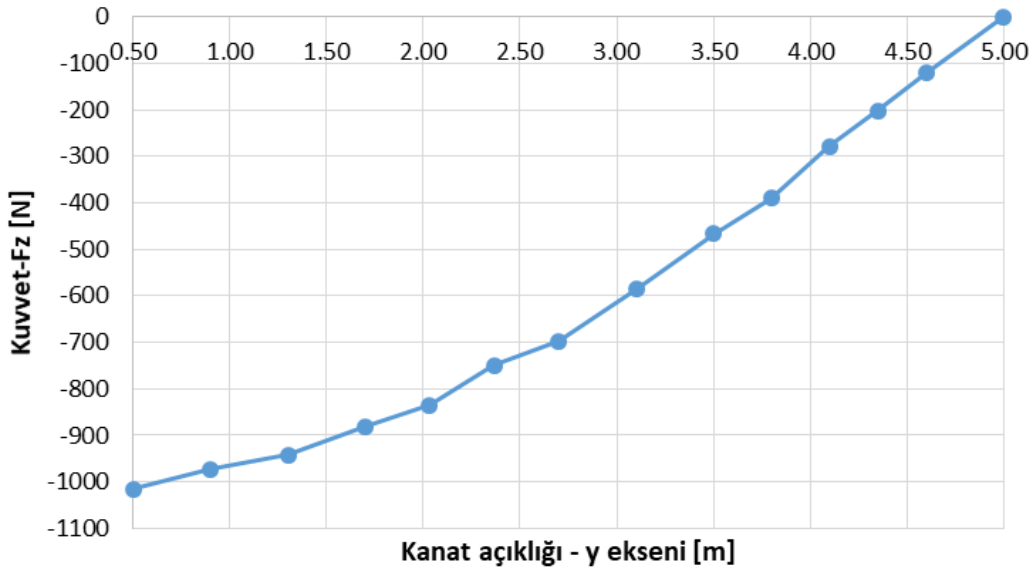
Bu bölümde uçak kanadının başlangıç yükü altında şekil değişiminden kaynaklı yapı üzerinde değişen yük miktarı hesaplanmıştır. Başlangıç yükünden kaynaklı elde edilen şekil değişimi ile AIC matrisi Bölüm 3.3'te anlatıldığı gibi ilişkilendirildiğinde uçak kanadı üzerindeki değişen yük miktarı hesaplanmıştır. İki matrisin çarpımı sonucu tüm panel elemanlarındaki (PANAIR çözümünde kullanılan her bir çözüm ağı elemanında) değişen basınç katsayısı bilgisi elde edilmiştir. Her bir panel elemanında başlangıç yükü sonucunda oluşan deformasyondan dolayı değişen basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.58'de gösterilmiştir. Kanat ucuna doğru gidildikçe yerel dönme miktarı daha fazla olduğu için basınç katsayısı değişimin de arttığı görülmektedir. Kanadın kök bölgesinde değişim çok küçük mertebelere sahiptir.



Şekil 5.58 Başlangıç yükü ile elde edilen değişen basınç katsayısı değişimi dağılımı

Her bir panel elemanında basınç katsayısı değişimi, panel alanı, panel elemanın normali ve dinamik basınç bilgisi kullanılarak kuvvetler hesaplanmıştır. Beklendiği gibi düşey yönde değişen yük miktarı diğer yöndekilere göre yüksektir. Kanat üzerinde düşey yöndeki kuvvet değişiminin kanat ucundan kanat köküne doğru entegre edilmiş

dağılımı Şekil 5.59’da gösterilmiştir. Kanat üzerinde taşıma kuvvetinin oluştuğu yöndeki toplam yük değişimi -1015 N olarak hesaplanmıştır. Bir başka deyişle başlangıç yükü altında oluşan şekil değişiminden dolayı kanat üzerindeki toplam kuvvet 1015 N azalmaktadır. Kuvvetin azalmasının temel sebebi yerel hücum açısının azalmasıdır. Yerel hücum açısının azalması yerel hücum açısını azaltmaktadır. Kanat profilinin taşıma katsayısı-hücum açısı arasındaki ilişki çalışılan açı aralığında doğrusaldır. Hücum açısının azalması taşıma katsayısını düşürdüğü için kanat üzerindeki yük azalmaktadır.



Şekil 5.59 Değişen yük dağılımı

Bu çalışmada oluşturulan AIC matrisi içinde iki farklı serbestlik derecesinin yüke etkisi irdelenmiştir. Bunlar düşey yöndeki yer değiştirme ve elastik eksen etrafındaki dönme deformasyonudur. Toplam yük değişimine etkileri süperpoze edilerek elde edilmiştir. Ayrı ayrı incelendiğinde düşey yöndeki pozitif deformasyonun kanat üzerindeki toplam yükü 59 N arttırmaktadır. Toplam yük değişimine etkisi %6 civarındadır. Elastik eksen etrafındaki dönme deformasyonunun kanat üzerindeki toplam yükü 1074 N azaltmaktadır. Kanat üzerindeki toplam yük değişimine dönme yönündeki deformasyonun etkisinin baskın olduğu görülmüştür. Düşey yöndeki deformasyon yerel hücum açısını değiştirmedığı için yük değişimine etkisinin az olduğu sonucuna varılmıştır.

5.7 AIC Matrisinin HAD ile Oluşturulması ve Değişen Y¼k Hesabı

Bu tez çalışmasında önerilen yöntem ile AIC matrisi oluşturulurken hesaplama maliyetini azaltmak, hızlı ve etkin biçimde sonuca ulaşmak için akış analizleri panel yöntemini temel alan PANAIR yazılımı kullanılması önerilmiş ve Bölüm 5.6'da PANAIR yazılımı ile akış analizleri yapılarak AIC matrisi oluşturulmuştur. Bu bölümde ise, ayrıca, önerilen yöntemdeki panel yönteminin etkisini gözlemlemek ve önerilen yöntemi karşılaştırmak için AIC matrisi HAD yöntemi ile de elde edilmiştir. Bu amaçla, başlangıç yükü hesabında kullanılan ANSYS-Fluent yazılımı AIC matrisi oluşturulurken de kullanılmıştır. Başlangıç yükü hesabında belirlenen çözüm ağı sıklığı ve kontrol hacmi bu analizlerde de kullanılmıştır.

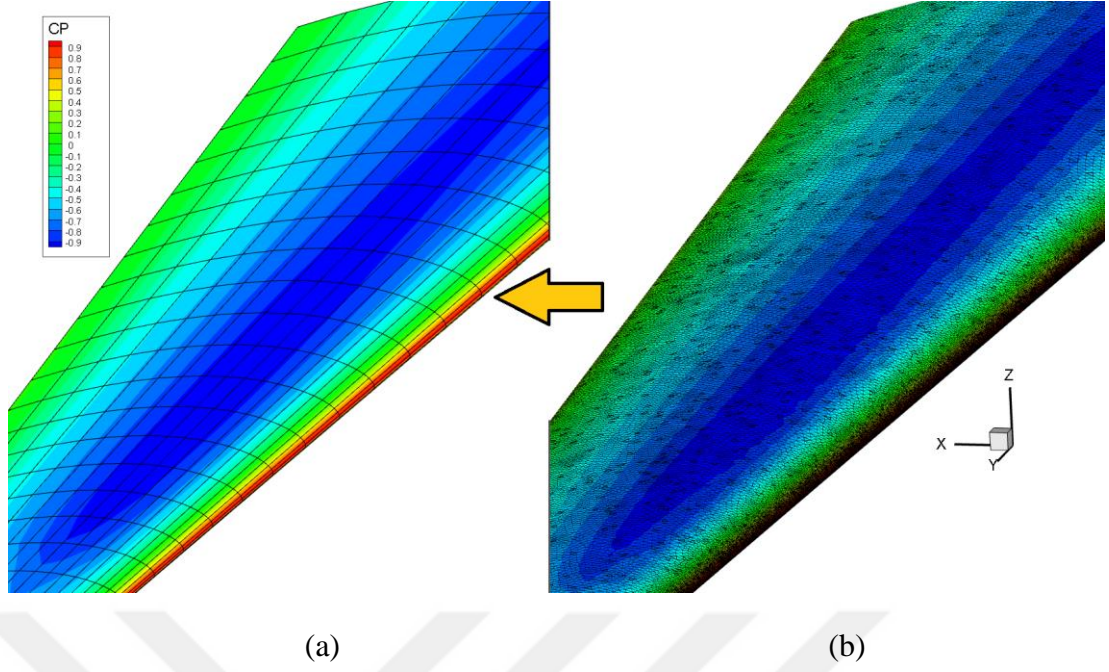
AIC matrisi oluşturulurken etkin yer değiştirme değeri çalışması ayrıca yapılmamıştır. Bunun yerine, daha önce Bölüm 5.4.2'de belirlenen 10 mm etkin yer değiştirme ve 4 derece etkin dönme değerleri her bir kaburga istasyonu için kullanılmıştır. Panel yönteminde kullanılan PANAIR yazılımı ile elde edilen akış analizlerinde benzer şekilde her bir kaburga istasyonuna ayrı ayrı yer değiştirme ve dönme değerleri uygulanıp, Fluent yazılımı ile HAD analizi yapılmıştır. Sadece kanat kökündeki kaburga istasyonu için deformasyon oluşmadığı için analiz yapılmamıştır.

HAD analizlerinin yüksek hesaplama maliyetinden dolayı, bu bölümde yapılan analizlerin ön hazırlıkları ve analiz süresi daha önce yapılan AIC matrisi oluşturma süresine göre oldukça uzun sürmüştür (PANAIR ile analiz 2 dakika sürerken HAD ile 3,5 saat sürmektedir). İlk olarak CATIA'da ilgili kaburga istasyonuna yer değiştirme uygulanıp buna uygun yeni yüzey elde edilmiştir. Burada elde edilen yüzey ANSYS-Mesher kısmına aktarılarak belirlenen kontrol hacmi ve çözüm ağı sıklığına uygun şekilde çözüm ağı elde edilmiştir. Sonrasında, elde edilen çözüm ağında belirlenen sınır şartlarında ANSYS-Fluent ile HAD analizi yapılmıştır.

HAD analizi sonucunda kanat yüzeyinde basınç katsayısı elde edilmiştir. Ancak, farklı yer değiştirme ve dönme altında yapılan HAD analizlerinde, üçgen elemanlarla ağ örgüsü oluşturulduğunda, kanat yüzeyinin şekil değişiminden dolayı, kullanılan eleman sayısı ve boyutu her bir analiz için farklılıklar oluşturduğundan, bu HAD analizlerinde kullanılan ağ örgüsü formatı, AIC matrisi oluşturmak için uygun

olmamaktadır. Bunun sebebi, AIC matrisi için sonlu elemanlar sayısı ve boyutu tüm analizlerde sabit olacak bir ağ örgüsü ihtiyacının olmasıdır. Ayrıca tüm çözüm ağının her HAD analizinde birebir aynı olması durumunda bile, HAD analizlerinde yüksek sayıda eleman kullanıldığından (bu çalışmada yaklaşık 128000 eleman), AIC matrisinin boyutu çok büyük (yaklaşık olarak 128000x28 boyutunda) olacaktır.

Tüm bu sebeplerden dolayı, daha küçük matris ile çalışmalara devam etmek amacıyla, elde edilen tüm akışkan çözümü sonuçları sabit bir çözüm ağına aktarılmıştır. Bu çözüm ağı, Bezier yüzey fonksiyonları ile elde edilen çözüm ağıdır. 800 panel elemanından oluşan çözüm ağı üzerine HAD çözüm sonuçları aktarılmıştır. HAD çözüm sonuçlarını panel eleman çözüm ağına aktarılırken, panel elemanların merkezinde bir ortalama basınç katsayısı hesaplanmıştır. Bu ortalama basınç değerinin hesaplanması için ise, HAD analizi çözüm ağındaki basınç katsayısı değerlerinden, panel merkezine en yakın 5 noktadaki basınç katsayısı değerleri, her bir noktanın panel merkezine olan mesafesinin karesiyle ters orantılı olacak şekilde bilgi aktarımı yapılmıştır. Böylece her iki AIC matrisinin boyutu aynı olacak şekilde elde edilmiştir. Şekil 5.60'da HAD çözümünden elde edilen basınç katsayısı dağılımının (Şekil 5.60(b)) Bezier yüzey fonksiyonu ile elde edilen çözüm ağına (Şekil 5.60(a)) aktarılmış hali gösterilmektedir.

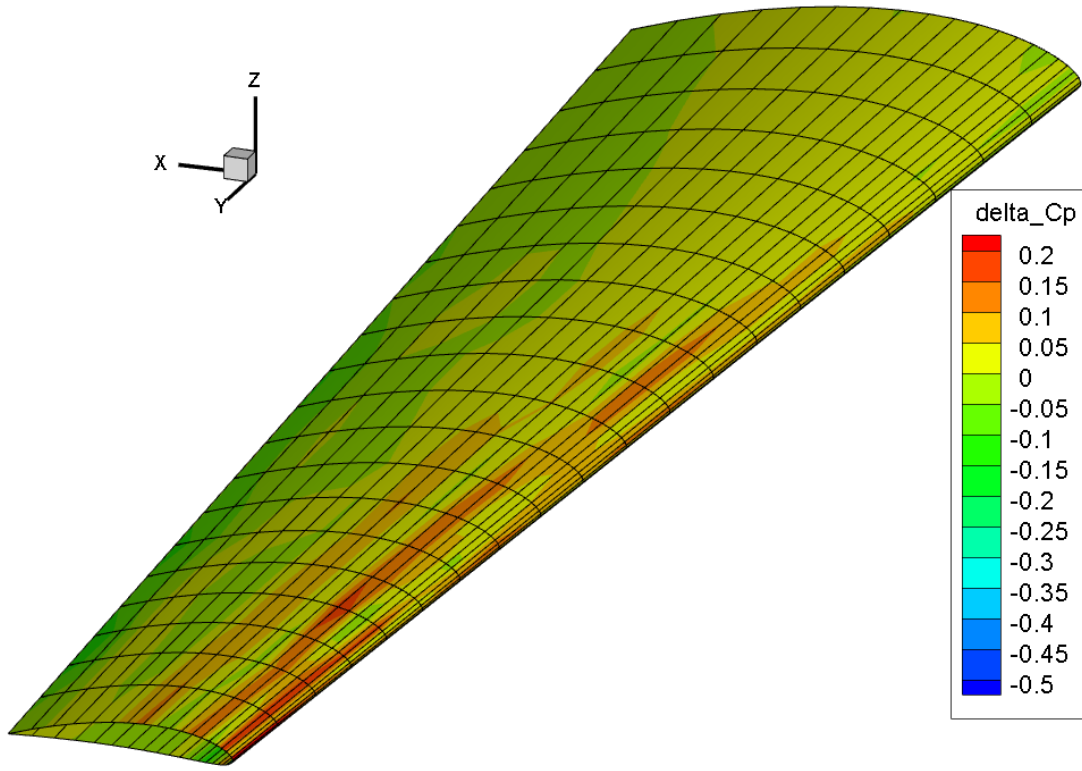


Şekil 5.60 HAD çözümü basınç katsayısının PANAIR çözüm ağına aktarılması (a) Bezier yüzey modeli ile elde edilen PANAIR çözüm ağı (b) HAD analizi için oluşturulan çözüm ağı

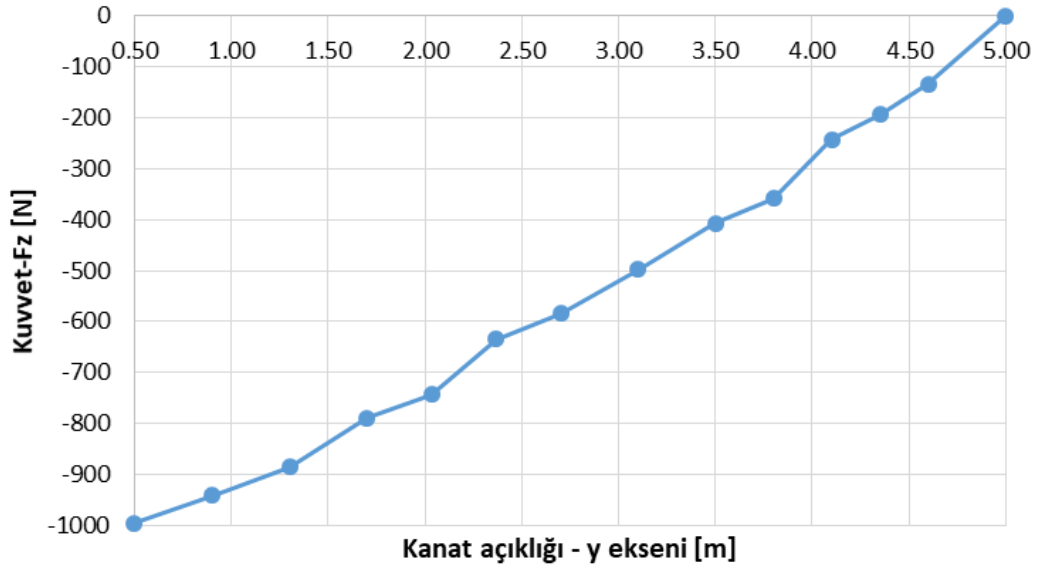
Şekil 5.60'da görüldüğü gibi elde edilen tüm HAD analizleri sonuçları daha seyrek çözüm ağına aktarılmıştır. Bölüm 5.6'da PANAIR akış analizleri ile AIC matrisi oluşturulurken takip edilen tüm adımlar bu bölümde HAD analizi ile AIC oluşturulurken de yapılmıştır. Her bir çözüm için elde edilen sonuçlar orijinal geometri ile elde edilen akış analizi sonucundan çıkartılıp ilgili deformasyon değerine bölünmüştür. Böylece, yine iki serbestlik derecesi için, her bir istasyonun iki deformasyon için de bir birimlik yer değiştirmesine karşılık gelen basınç katsayısı değişimi bilgisi elde edilmiştir. Benze şekilde elde edilen AIC matrisi ile başlangıç yükü altında oluşan deformasyon bilgisi ilişkilendirilip kanat üzerindeki basınç katsayısı değişimi dağılımı elde edilmiştir. Her bir panel elemanında başlangıç yükü sonucunda oluşan deformasyondan dolayı değişen basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.61'de gösterilmiştir.

Elde edilen basınç katsayısı yardımıyla kanat üzerinde değişen yük dağılımı elde edilmiştir. Kanat üzerinde düşey yöndeki kuvvet değişiminin kanat ucundan kanat köküne doğru entegre edilmiş dağılımı Şekil 5.62'de gösterilmiştir. Kanat üzerinde taşıma kuvvetinin olduğu yöndeki toplam yük değişimi -995 N olarak

hesaplanmıştır. Bir başka deyişle başlangıç yükü altında oluşan şekil değişiminden dolayı kanat üzerindeki toplam kuvvet 995 N azalmaktadır.



Şekil 5.61 HAD kullanılarak elde edilen değişen basınç katsayımı değişimi dağılımı

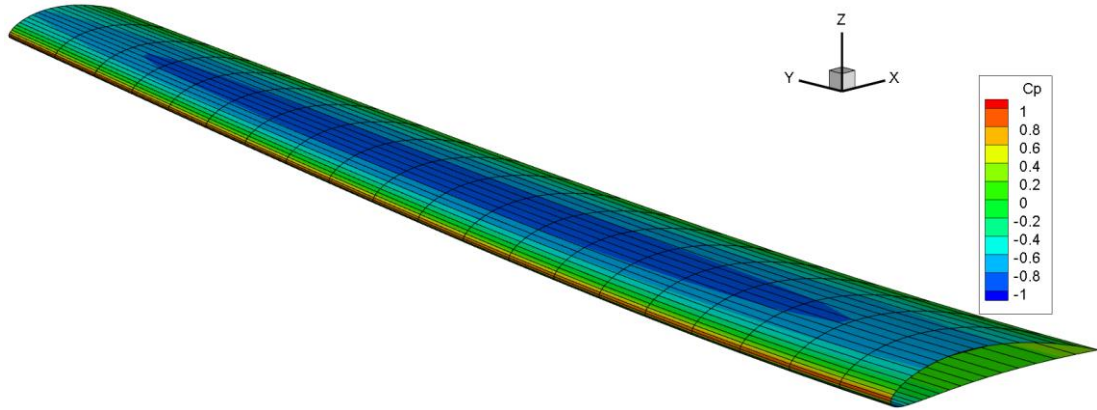


Şekil 5.62 HAD ile elde edilen değişen yük dağılımı

5.8 Şekli Değişmiş Uçak Kanadının HAD ve Panel Yöntemi ile Akış Çözümü

Şekil değişiminden kaynaklı değişen yük miktarı Bölüm 5.6 ve 5.7’de sırası ile PANAIR ve HAD akış analiz sonuçları ile oluşturulan AIC matrisleri ile ayrı ayrı hesaplanmıştı. Bu bölümde ise, ek olarak, şekli değişmiş uçak kanadının Fluent ve PANAIR yazılımları ile akış analizleri de önerilen yöntem ile tahmin edilen sonuçları karşılaştırma amaçlı yapılmıştır.

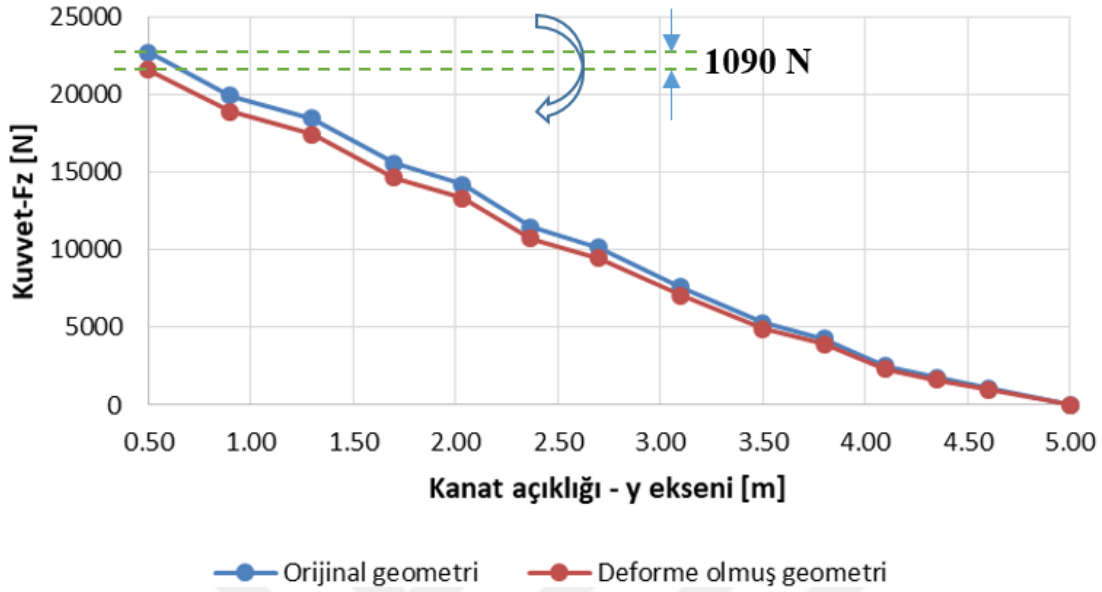
PANAIR yazılımı ile panel yöntemi kullanılarak akış analizinin yapılması için, öncelikle başlangıç yükü altında hesaplanan deformasyon için, Bezier yüzey fonksiyonu kullanarak PANAIR yazılımı formatına uygun çözüm ağı oluşturulmuştur. Sonrasında gerçekleştirilen PANAIR yazılımı ile akış analizi sonucu şekli değişmiş kanat için elde edilen basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.63’te gösterilmiştir.



Şekil 5.63 PANAIR ile deforme olmuş kanadın akış çözümü

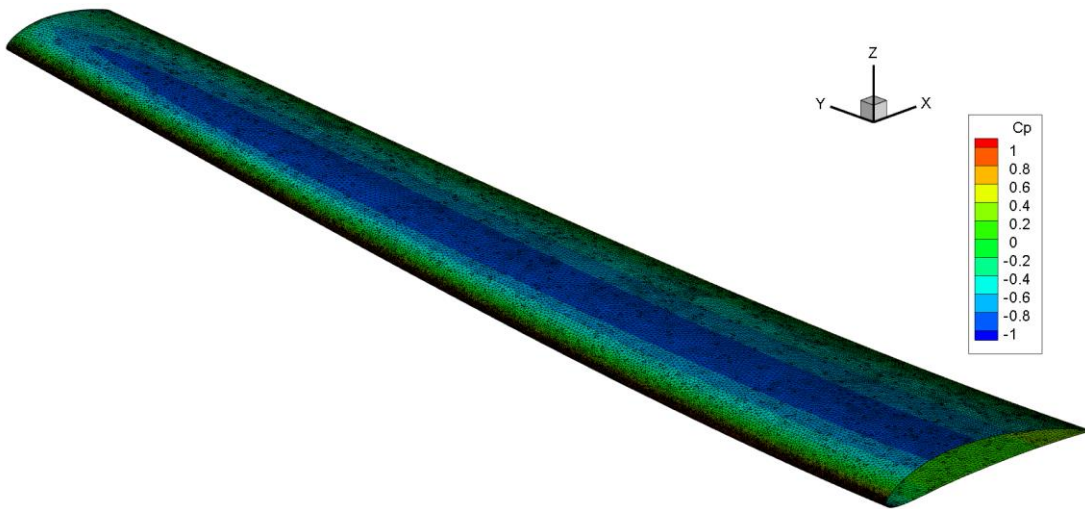
Panel yöntemi ile akış analizi sonucu orijinal kanat ve şekli değişmiş kanat için elde edilen kanat üzerindeki düşey yöndeki entegre edilmiş kuvvet dağılımları Şekil 5.64’te gösterilmiştir. Entegre edilmiş kuvvet dağılımı tabiri, kuvvet dağılımının kanat ucundan kanat köküne doğru kümülatif bir şekilde eklenerek hesaplanmasından dolayı kullanılmıştır. Dolayısıyla, en büyük kuvvet dağılımının ve ayrıca en büyük kuvvet değişiminin de kanat kökünde olduğu Şekil 5.64’ten de görülmektedir. O yüzden, kanat kökünde oluşan yük, toplam aerodinamik yük olarak tanımlanmıştır. Şekil 5.64gösterildiği gibi, deforme olmuş kanat üzerinde oluşan toplam aerodinamik yük, orijinal kanat üzerinde oluşan toplam aerodinamik yüke göre, düşey yönde toplamda

1090 N azalmıştır. Azalan toplam yük, her bir eleman üzerindeki değişen kuvvetlerin toplamı olarak ifade edilmektedir.



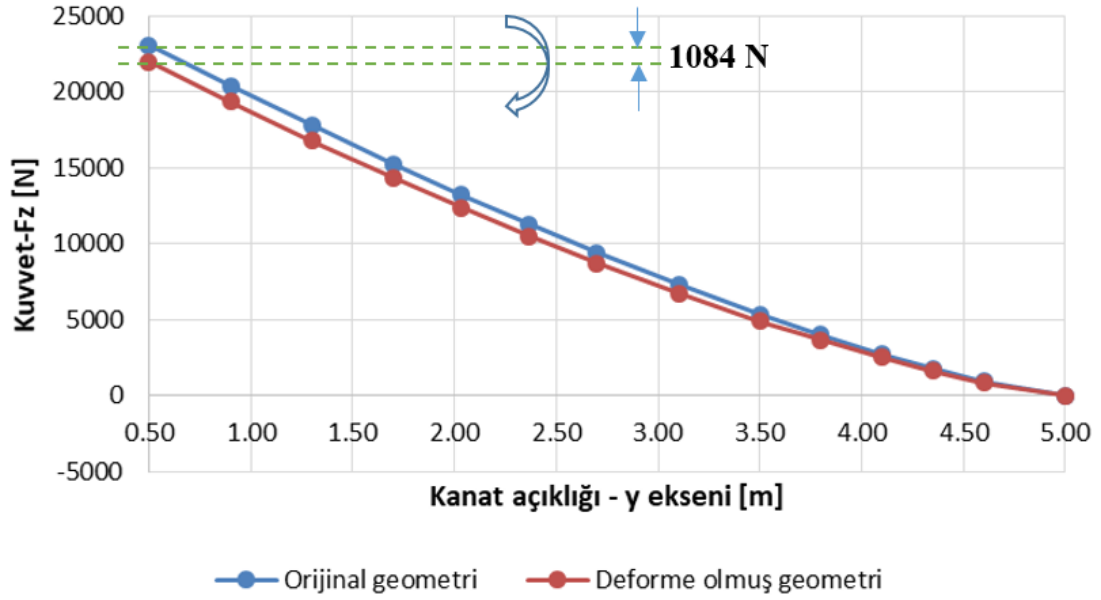
Şekil 5.64 Panel yöntemi (PANAIR yazılımı) ile kanat üzerinde elde edilen entegre kuvvet değişimi dağılımı

Ayrıca, Fluent yazılımında HAD analizi ile başlangıç yükü altında elde edilen deformasyon bilgisi kullanılarak CATIA'da elde edilen şekli değişmiş kanat geometrisi için yine Fluent yazılımında kullanılan aynı çözüm ağı sıklığı ve kontrol hacmi ile beraber HAD analizi yapılmıştır. Şekli değişmiş kanat için elde edilen basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.65'te gösterilmiştir.



Şekil 5.65 HAD ile deforme olmuş kanadın akış çözümü

Orijinal kanat ve şekli değişmiş kanat için Fluent ile HAD analizinden elde edilen kanat üzerindeki kuvvet dağılımları Şekil 5.66'da gösterilmiştir. Deforme olmuş kanat üzerinde oluşan toplam aerodinamik yük, orijinal kanat üzerinde oluşan toplam aerodinamik yüke göre düşey yönde toplamda 1084 N azalmıştır.



Şekil 5.66 HAD yöntemi (Fluent yazılımı) ile kanat üzerinde elde edilen entegre kuvvet değişimi dağılımı

Şekil 5.66'da ki HAD analizi sonuçlarında görüldüğü gibi Şekil 5.64'teki panel yöntemi kanat açıklığı boyunca benzer bir yük dağılımı değişim grafiği vermektedir. Ayrıca, iki farklı yöntem ile elde edilen kanat kökünde toplam entegre edilmiş yük değişiminin tutarlı olduğu görülmüştür. Bunların yanında, Şekil 5.64'ten görüldüğü gibi panel yöntemi kullanılarak PANAIR yazılımında akış analizi yapıldığında yük değişimi deforme olmamış kanat modeline göre düşey yönde 1090 N hesaplanmışken, Şekil 5.66'da görüldüğü gibi Fluent yazılımında HAD analizi sonucu yük değişimi 1084 N olarak hesaplanmıştır. PANAIR ile elde edilen yük değişim miktarı, hesaplama maliyeti ve çözünürlüğü çok daha yüksek olan HAD yöntemine göre %0,55 farklı hesaplanmıştır. Elde edilen fark yüzdesi oldukça düşük olduğu için PANAIR ile yüksek hassasiyette tahmin yapılabilirdiği sonucu gözlemlenmiş ve o yüzden PANAIR ile elde edilen sonuçların düşük maliyet için AIC matrisi oluşturulmasında kullanılabileceği doğrulanmıştır.

5.9 AIC Matrisi ile Elde edilen Yük Değişimi ile İteratif Olarak Sürecin Devam Ettirilmesi

Bölüm 5.8’de HAD analizi ile panel yönteminin sonuçları doğrulandığı için, panel yöntemi kullanılarak (PANAIR yazılımı ile) elde edilen AIC matrisinin artık iteratif yük değişimi tahmin sürecinde kullanılabileceği söylenebilir. O yüzden, çalışmanın son kısmında ise daha önce Bölüm 5.6’da tek bir adım için yapılan değişen yük miktarı hesabı, AIC matrisi kullanılarak ardışık olarak yapılmıştır. Her bir adım arasındaki deformasyon farkına bakılarak yük değişimi hesabı yapılmış ve elde edilen iterasyon sonuçları Çizelge 5.12’de gösterilmiştir.

Çizelge 5.12 İterasyon sonuçları.

İterasyon sayısı	Başlangıç yükü [N]	Başlangıç		Sonuç		Delta yükü [N]
		Dönme [derece]	Yer değiştirme [mm]	Dönme [derece]	Yer değiştirme [mm]	
1	23070	0	0	-0.564	395.1	-1015
2	22055	-0.564	395.1	-0.5718	366.6	-24
3	22031	-0.572	366.6	-0.5727	366.3	-1

Başlangıç yükü altında elde edilen deformasyon değeri ve bu deformasyon sonucu elde edilen yük değişimi başlangıç yüküne ilave edildiğinde birinci adım sonundaki toplam yük elde edilmiştir. Çizelge 5.12’de başlangıç deformasyon bilgisi ve başlangıç yükü altında oluşan deformasyon bilgileri kanat ucu istasyonu için gösterilmiştir. Oluşan maksimum yer değiştirmeler kanat ucunda olduğu için diğer istasyonlardaki deformasyon değerleri gösterilmemiştir.

Elde edilen yük bir sonraki adımda başlangıç yükü gibi tekrar hesaplamalara dâhil edilip tekrar deformasyon hesabı yapılmıştır. Burada deformasyon hesabı indirgenmiş çubuk model üzerinden hızlıca yapılmıştır. İlk adımda elde edilen deformasyon ile ikinci adımdaki deformasyon arasındaki fark ilave yük değişimine sebep olacaktır. O yüzden başlangıç ve sonuç arasındaki farkın oluşturduğu yük değişimi başlangıç

yüküne AIC matrisi ile ilave edilerek bir sonraki adımın başlangıç yükü elde edilmiş ve Çizelge 5.12’de gösterilmiştir.

Bu çalışmada yapılan iteratif süreç üçüncü adımda sonlandırılmıştır, çünkü ikinci ve üçüncü adım arasındaki yer değiştirme değeri çok küçük bir değerdir (%0,122 fark) ve bunun sonucu olarak yük değişimi Çizelge 5.12’den de görüleceği gibi 1 N olarak hesaplanmıştır. İteratif olarak yapılan bu çalışmada son iterasyon ile kanat üzerinde oluşan toplam yük değişimi -1040 N olarak hesaplanmıştır (Toplam yük değişimi Çizelge 5.12’de her iterasyondaki delta yüklerin toplamı olarak hesaplanır).





6. SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması kapsamında deformasyondan dolayı değişen yük dağılımını hesaplamak için parametrik bir yöntem geliştirilmiştir. Bezier yüzey fonksiyonları yardımıyla ve panel yöntemi kullanılarak yapılan akış analizleri sonucu ile AIC matrisi oluşturulmuştur. Başlangıç yükü altında çubuk model üzerinden hesaplanan deformasyon değeri ile kanat üzerinde değişen yük miktarı hesaplanmıştır.

Bu tez çalışmasında Bölüm 5'te yapılan çalışmaların sonucu Çizelge 6.1'de özetlenmiştir. Çizelge 6.1'de kanat ucu için beş farklı yük değişim değeri ve başlangıç yükünün değişim yüzdesi görülmektedir. Tabloda gösterilen değerler düşey yöndeki yük değişimi ve düşey yöndeki yükün değişim yüzdesidir. Beş farklı yöntem sırasıyla, (1) önerilen yöntem ile oluşturulan AIC ile tek iterasyonda yük değişim hesabı (Bezier yüzey modelleme ve panel yöntemi ile PANAIR yazılımı kullanılarak akış analizi yapılması önerilen yöntem olarak verilmiştir), (2) önerilen yöntemdeki AIC ile iteratif olarak yapılan yük değişim hesabı, (3) HAD analizleri ile oluşturulan AIC ile tek iterasyonda yük değişimi hesabı, (4) Panel yöntemi ile PANAIR yazılımı kullanılarak deforme olmuş kanat çözümü yapılarak yük değişim hesabı ve (5) HAD analizi ile Fluent yazılımı kullanılarak deforme olmuş kanat çözümü ile yük değişim hesabıdır. Çizelge 6.1'deki başlangıç yük değişimi yüzde hesabında referans alınan değer HAD ile yapılan analiz sonucu elde edilen başlangıç yükünün (23070 N) deformasyon sonucu ne kadar değiştiği olarak tanımlanmıştır. Bir başka ifadeyle elde edilen yük değişim miktarının HAD analizi ile elde edilen başlangıç yüküne oranıdır. Böylece akışkan-yapı etkileşiminin hesaplamalara dâhil edilmesi durumunda yapı üzerindeki toplam yük değişiminin yüzdesi daha açık bir şekilde görülmektedir. Negatif yük değişimi değerleri yükün deformasyon sonrasında azaldığı anlamına gelmektedir.

Çizelge 6.1 Yük değişimi sonuçları ve yüzdesi.

Yöntem	Yük değişimi [N]	Başlangıç yükü değişimi %
AIC (önerilen yöntem)	-1015	-4,40
AIC (önerilen yöntem-iteratif)	-1040	-4,51
AIC (Fluent ile oluşturulan)	-995	-4,31
Panair	-1090	-4,72
Fluent	-1084	-4,70

İlk olarak kanat üzerinde önerilen yöntem ile panel metot kullanılarak AIC matrisi oluşturulduğunda toplam yükün 1015 N azaldığı hesaplanmıştır. AIC matrisi ile deformasyon bilgisi ilişkilendirildiğinde her panel elemanı için basınç katsayısı değişimi elde edildikten sonra bu bilgi kuvvet bilgisine dönüştürülmüştür. Her bir panel elemanındaki yük değişiminin toplamı 1015 N'dir. Kanat üzerinde HAD ile hesaplanan toplam başlangıç yükü 23070 N olduğu için, oranlandığında kanat üzerindeki toplam yükün %4,4 azaldığı görülmektedir.

Önerilen yöntem ile AIC matrisi oluşturulup, ilk adımda elde edilen yük değişimi başlangıç yüküne ilave edilip iteratif olarak yük değişimi hesabı yapıldığında ise kanat üzerindeki toplam yükün 1040 N azaldığı hesaplanmıştır. Burada ise kanat üzerindeki toplam başlangıç yükü (HAD analizi ile başlangıç yükü olarak hesaplanan 23070 N ile oranlandığında) %4,51 azalmıştır.

Önerilen yöntemde AIC matrisini oluşturmak için, panel yöntemi yerine HAD çözücüsü olan Fluent yardımıyla oluşturulduğunda ise kanat üzerindeki toplam yükün tek iterasyonda 995 N azaldığı hesaplanmıştır. Bu yöntemde Çizelge 6.1'de de listelendiği gibi yükün %4,31 azaldığı hesaplanmıştır.

İlk üç yöntemde deformasyondan dolayı değişen yük tahmini AIC matrisi ile yapılmıştır. AIC matrisi ile yapılan tahminleri doğrulamak amacıyla, başlangıç yükü altında oluşan deformasyon değerleri ile elde edilen kanat modelleri için PANAIR ve Fluent programları yardımıyla da akış analizi yapılmıştır. Orijinal geometri ile elde edilen kanat üzerinde toplam yük farkı hesaplanmıştır. Böylece deforme olmuş uçak kanadı için iki farklı çözücüde yük değişimleri elde edilmiştir. Deformasyon sonucu PANAIR ile elde edilen kanat üzerindeki toplam yük değişimi -1090 N olarak

hesaplanmıştır ve başlangıç yükünün %4,72'sine denk gelmektedir. Fluent ile elde edilen kanat üzerindeki toplam yük değişimi ise -1084 N olarak hesaplanmıştır ve başlangıç yükünün %4,7'sidir. Görüldüğü gibi PANAIR sonucu ile Fluent sonucu birbirine oldukça yakın çıkmış ve panel yönteminin düşük maliyet ve yüksek hassasiyet için bu uygulamada kullanılabilirliği kanıtlanmıştır.

Yüksek doğruluğun alınabileceği düşünülen HAD analizleri ile AIC oluşturulması oldukça maliyetli bir süreçtir (4 çekirdekli bir işlemcide, panel yöntemi ile PANAIR yazılımında akış analizi 2 dk sürmekteyken, ANSYS Fluent'te HAD analizi yaklaşık 120 dk sürmektedir). Bu çalışmada panel yöntemi ile elde edilen AIC matrisi sonuçları ile karşılaştırma amacıyla oluşturulmuştur. Ancak, elde edilen 995 N yük değişimi, doğrudan HAD analizi ile hesaplanan 1084 N yük değişimine göre, Çizelge 6.1'de verilen diğer yöntem sonuçları ile karşılaştırıldığında, en çok farklılık veren sonuç olmuştur. Bu farklılığın sebebi her bir deformasyon değeri için CAD modelinin CATIA'da güncellenmesi ve bu güncellenen kanat geometrisi için tekrar kontrol hacmi ve çözüm ağı oluşturulup akış analizi yapılması sonucu hassasiyet kaybının oluşmasıdır. Elde edilen sonuçların AIC matrisine toplanması doğrudan mümkün değildir, çünkü her bir akış analizinde kullanılan çözüm ağı sayısı birebir aynı değildir. Bu sorunu aşmak ve sabit bir çözüm ağı kullanabilmek için Bezier yüzey fonksiyonları ile oluşturulan 800 elemandan oluşan çözüm ağı kullanılmıştır. Her bir akış analizi sonucu elde edilen basınç katsayısı bilgisi çok daha seyrek çözüm ağına interpolasyon yöntemiyle aktarılmıştır. Bu aktarım yapılırken kayıp oluşmaktadır. Örneğin orijinal geometri çözümü için HAD ile elde edilen başlangıç yükü seyrek çözüm ağına aktarıldığında yaklaşık 270 N kuvvet kaybı oluşmuş ve bu kayıp %1,2 civarındadır. Basınç katsayısı bilgisi, daha sık çözüm ağına (Bezier yüzey fonksiyonu ile daha küçük artış miktarı ile elde edilebilen) aktarıldığında bu kaybın önüne geçilebilir ancak bu durumda AIC matrisinin boyutu artacaktır. Bu sebeplerden dolayı hesaplama maliyeti çok daha yüksek olan HAD analizi ile oluşturulan AIC matrisi, panel yöntemi ile oluşturulan matrise göre daha iyi sonuç vermemiştir. O yüzden, HAD analizi ile AIC oluşturulması maliyetli olduğu gibi etkili bir yöntem de değildir.

Çizelge 6.1'de verilen uçak kanadı örneğine uygulanan önerilen yöntem ile panel yöntemi kullanılarak AIC matrisi oluşturulup elde edilen yük değişimi sonuçları, HAD analizleri sonuçları ile karşılaştırıldığında tek iterasyon için %6,7 fark elde edilmişken,

birden fazla iterasyon kullanılarak sonuçların yakınsaması beklendiğinde (3 iterasyonda yakınsamıştır) %3,7 değerinde oldukça düşük bir fark ile sonuç tahmin edilebilmiş ve önerilen yöntemin hassasiyeti doğrulanmıştır. Ayrıca, HAD analizi ile 210 dakikada, panel yöntemi ile 2 dakikada elde edilen sonuç, AIC yöntemi ile birkaç saniye içerisinde elde edilebilmektedir. O yüzden önerilen yöntem hem düşük maliyet hem yüksek hassasiyetle tahmin gerçekleştirildiğinden önemli bir avantaja sahiptir.

Bu çalışma kapsamında kullanılan Bezier yüzey modelleme yöntemi yerine diğer parametrik modelleme yöntemleri de kullanılabilir. Bezier yüzey modelleme yöntemi diğer yöntemlere göre daha az sayıda değişken kullanması ve uygulanabilirliğinin kolay olmasından dolayı tercih edilmiştir. Daha karmaşık eğri veya yüzey çalışmalarında ise hedeflenen geometriyi daha iyi elde edebilmek için daha fazla değişkene sahip Bezier eğrilerinin genel hali olan B-Spline yöntemi gibi diğer gelişmiş yöntemler de kullanılabilir.

7. GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu tez çalışmasının amacı akışkan-yapı etkileşiminin hesaplara daha etkili ve hızlı bir biçimde dâhil edilmesi için parametrik bir yöntem geliştirilmesidir. Akışkan analizlerini deformasyona uğramış yapı için her bir adımda yapmak yerine Bezier yüzey fonksiyonları yardımıyla aerodinamik etkileşimler katsayısı matrisi (AIC matrisi) oluşturulmuştur. Matrisi oluşturmak için yapılan akış analizlerinde panel yöntemi kullanılmıştır. Buna ek olarak yapısal analizleri hızlandırmak için yapısal model çubuk modele indirgenmiştir ve indirgenen noktalar ile Bezier kontrol noktaları arasında ilişki kurularak yapı üzerindeki toplam yük değişimi düşük maliyet ve yüksek hassasiyette hesaplanabilmektedir.

Bu çalışma kapsamında önerilen yöntemin avantajı tasarım sürecinin başlangıç aşamasında oluşturulan kanat yapısının yük altında nasıl bir davranış göstereceğinin önceden tahmin edilebilmesidir. O yüzden çalışmada kullanılan yöntemler, bir uçağın ön tasarım aşamasında veya iteratif olarak yapılan aeroelastik analizler için hızlı ve etkili bir biçimde sonuca ulaşmak istendiğinde kullanılabilir. Bu tez çalışmasında, önerilen yöntem sadece bir uçak kanadı için uygulanmış olsa da, yöntem başka havacılık uygulamalarında da kullanılacak şekilde genel hatları ile açıklanmıştır. Gelecek çalışmalarda sadece uçak kanadı için değil kanat, gövde ve kuyruk kısmı da modellenip tüm uçak modeli üzerindeki yük değişimi incelenebilir. Böylece uçağın tüm kısımlarının birbiri üzerine olan etkileri (kanat-gövde bağlantısı, kanadın kuyruğun iz bölgesinde olması gibi) analiz ve tasarım süreçlerine dâhil edilebilir.

Bu tez çalışmasında önerilen yöntem, düşük hesaplama maliyetine sahip olduğundan uçak yapısal bileşenlerinin eniyileme çalışmalarında da kullanılabilir. Örneğin, uçak kanadı için dış geometrinin sabit olduğu ancak kanat içyapısı için yapılacak eniyileme çalışmaları için uygundur. Uçak tasarım sürecinde kanat profili ve dış geometri sabitlendikten sonra kanat içi iyileştirme çalışmaları devam etmektedir. Bu gibi çalışmalarda kanat dış geometrisi için AIC matrisi bir kez oluşturulduğunda kanat

içindeki yapıların özelliği değiştirildiğinde bu yöntem ile aerodinamik dış yükteki değişim hızlıca hesaplanabilir. Bu durumda sadece rijitlik matrisi değişmektedir. Rijitlik matrisinin indirgeneceği noktalar sabit tutulursa yapısal özellikler değiştiğinde hızlıca bu noktalara yapısal model indirgenebilir ve rijitlik matrisi elde edilebilir. Bu bilgi ile hızlıca yapı üzerindeki yük değişimi elde edilebilir.

Bu tez çalışmasında kanat üzerindeki yük değişimi iteratif olarak devam ettirildiğinde sonucun yakınsadığı görülmüştür. Kanat deformasyonu belli bir değere yakınsamıştır. Bu durumun tam tersi olması durumunda deformasyonun yakınsamama ihtimali vardır. Uçak kanadı tasarımı yapılırken aerodinamik yük merkezi, elastik eksenin önünde olmayacak şekilde tasarlanması gerekir. Eğer böyle bir tasarım yapılmış ise bu yöntemle birlikte hızlıca yapının nasıl davrandığı gözlenebilir. Bu şekilde yapının deformasyonunun belli bir değere yakınsamaması, bu tez çalışmasının doğrudan konusu değildir ancak böyle bir durumda kanat profiline değiştirilmesi, kiriş elemanların konumunun değiştirilmesi veya kiriş eklenmesi, kullanılan malzeme özellikleri ve eleman kalınlıkları değiştirilerek uçağın elastik ekseninin konumu değiştirilerek bu problem çözülebilir. Böylece kanat tasarımının ilk aşamalarında önceden oluşabilecek problemlerin tahmin edilmesi tasarım maliyetini düşürecek yönde önemli bir katkı sağlayabilir.

Son olarak bu tez çalışmasında doğrusal aerodinamik varsayımından yararlanılmıştır. Bu yüzden düşük mach mertebelerinde çalışılmıştır. Gelecek çalışmalarda ses üstü ve transonik hız rejimleri için geliştirmeler yapılabilir. Ses üstü için doğrusal varsayımın kullanılabileceği ancak transonik ses rejiminde ise doğrusal yaklaşımın yeterli olmadığı bilinmektedir. Doğrusal varsayım yerine kübik interpolasyon yöntemleri kullanılabilir. Farklı parametre eklenerek (hücum açısı gibi) AIC matrisi üç boyutlu bir matris formuna çevrilebilir. Değişken sayısı artırılarak AIC matrisinin boyutu artırılabilir ve değişkenlerin birbirleri ile olan ilişkilerinin dâhil olduğu yük değişimi çalışması yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Garrigues, E.**, (2018) A Review of Industrial Aeroelasticity Practices at Dassault Aviation for Military Aircraft and Business Jets
- [2] <<http://smoknjoe.tripod.com/aviation.htm>>, alındığı tarih: 05.03.2020
- [3] **Özcan, O.A.**, Uçak Kanatlarının CFD Analizi, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, (2004).
- [4] **Başkut, E., Akgül, A.**, Development of a Coupling Procedure for Static Aeroelastic Analyses,” Scientific Technical Review, *Cilt61*, Sayı.3-4, Sf. 39-48, (2011).
- [5] **Bazilevs, Y., Takizawa, K., Tezduyar, T.E.**, Computational Fluid-Structure Interaction: Methods and Applications, *Wiley Series in Computational Mechanics*, 1. baskı, ISBN: 9780470978771, (2013).
- [6] **Bruce Ralphin Rose, J., Jinu, G.R., Manivel, M.**, Partly Coupled Fluid Structure Interaction Analysis of an Aircraft Wing at Subsonic Speeds, *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS*, Cilt14, Sayı. 03.
- [7] **Rodriguez, D.L., Aftosmis, M.J., Nemec, M., Smith, S.C.**, (2014) Static Aeroelastic Analysis with an Inviscid Cartesian Method, *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, National Harbor, MD.
- [8] **Ritter, M., Dillinger, J.**, (2011) Nonlinear Numerical Flight Dynamics for the Prediction of Maneuver Loads,” International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, *IFASD-2011-143*
- [9] **Chipman, R., Waters, C., MacKenzie, D.**, (1979) Numerical Computation of Aeroelastically Corrected Transonic Loads, *AIAA Conference (79-0766)*.
- [10] **Guruswamy, G. P.**, (1992) Coupled Finite-Difference/Finite-Element Approach for Wing-Body Aeroelasticity, *AIAA Conference 92-4680-CP*.
- [11] **Kier, T.M., Verveld, M.J., Burkett, C.W.**, (2015) Integrated Flexible Dynamic Loads Models Based on Aerodynamic Influence Coefficients of a 3d Panel Method, *Proceedings of the IFASD*.

- [12] **Christopher J. Sequeira, D. J. W., Peraire, J.,** (2006) Comparing Aerodynamic Models for Numerical Simulation of Dynamics and Control of Aircraft, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- [13] **Kalinowski, M.,** (2017) Aero-Structural Optimization of Joined-Wing Aircraft, *Transactions on Aerospace Research*, Sayı.. 4(249), Sf. 48-63. Doi: 10.2478/tar-2017-0028
- [14] **Kumar, A. A., Manoj, N., Onkaf, A. K., Manjuprasad, M.,** (2015) Fluid-Structure Interaction Analysis of a Cropped Delta Wing, *12th International Conference on Vibration Problems*.
- [15] **Streher, L.B.,** Numerical Investigations of the Fluid-Structure Interaction of a NACA0012 Airfoil Based on Large-Eddy Simulations, *Yüksek Lisans Tezi*, Helmut Schmidt Üniversitesi, (2017).
- [16] **Marisarla, S., Narayanan, V., Ghia, U., Ghia, K.,** (2003) Prediction of Structural Behavior of Joined-Wing Configuration of High-Altitude Long-Endurance (Hale) Aircraft, Reno, Nevada.
- [17] **Castellani, M., Cooper, J. E., Lemmens, Y.,** Flight Loads Prediction of High Aspect Ratio Wing Aircraft Using Multibody Dynamics, *International Journal of Aerospace Engineering*, Cilt2016, Sayı. 4805817, Sf. 13.
- [18] **Elsayed, M. S. A., Sedaghati, R., Abdo, M.,** Accurate Stick Model Development for Static Analysis of Complex Aircraft Wing-Box Structures, Doi: 10.2514/1.38447
- [19] **Castrichini, A., Cooper, J., Benoit, T., Lemmens, Y.,** “Gust and Ground Loads Integration for Aircraft Landing Loads Prediction, *Journal of Aircraft*, Sayı. 55(1), Sf. 184-194, (2018).
- [20] **Guruswamy, G. P., Kapania, R., Macmurdy, D.,**(1994) Static Aeroelastic Analysis of Wings Using Euler/Navier-Stokes Equations Coupled With Improved Wing-Box Finite Element Structures, *AIAA Conference*, Washington, DC.
- [21] **Santos Almeida, J.D.,** Structural Dynamics for Aeroelastic Analysis, *Yüksek Lisans Tezi*, Lizbon Üniversitesi, Lizbon, (2015).
- [22] **Prananta, B.B., Tjatra, I.W., Spekreijse, S.P., Kok, J.K., Meijer, J.J.,** Static aeroelastic simulation of military aircraft configuration in transonic flow, *National Aerospace Laboratory*, NLR-TP-2001-346
- [23] **Taylor, A.S., Eckford, D.J.,** (1969) The Formulation of an Influence-Coefficient Method for Determining Static Aeroelastic Effects, and Its Application to a Slender Aircraft in Symmetric Flight at M=2.2, Londra, İngiltere
- [24] **Holford, D.M., Taylor, A.S.,** (1977) An Influence-Coefficient Approach to Static Aeroelastic Problems and a Comparison with Experiments on a Flexible Wind-Tunnel Model, Londra, İngiltere

- [25] **Varello, A., Lamberti, A.**, (2013) Static Aeroelastic Response of Wing-Structures Accounting for in Plane Cross-Section Deformation.
- [26] **Öncü, L.**, Multidisciplinary Design Optimization of Aerospace Structures with Static Aeroelastic Criteria, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, (2008).
- [27] **Cunningham, H.J., Batina, J.T., Bennett, R.M.**, Modern Wing Flutter Analysis by Computational Fluid Dynamics Methods, *J. Aircraft*, Cilt.25, Sayı. 10, Sf. 962-968, (1988).
- [28] **Robinson, B.A., Batina, J.T., Yang, H.T.Y.**, (1991) Aerodynamics Shape Optimization of Complex Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation, *AIAA Conference (96-0094)*.
- [29] **Lee-Rausch, E.M., Batina, J.T.**, (1993) Calculations of AGARD Wing 445.6 Flutter Using Navier-Stokes Aerodynamics, *AIAA Conference (93-3476)*.
- [30] **Soulaimani, A.**, (2000) A Finite Element Based Methodology for Computational Nonlinear Aeroelasticity," *AIAA Conference (2000-2335)*.
- [31] **Farhat, C., Lesoinne, M.**, Two Efficient Staggered Algorithms for the Serial and Parallel Solution of Three-Dimensional Nonlinear Transient Aeroelastic Problems, *Comput. Methods Appl. Mech. Engg.*, Sayı. 182, Sf. 499-515, (2000).
- [32] **Kamakoti, R., Lian Y.**, (2002) Computational Aeroelasticity Using a Pressure-Based Solver, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.
- [33] **Liu, F., Cai, J., Tsai, H.M.**, (2001) Static Aero-elastic Computation with a Coupled CFD and CSD Method, *39th AIAA-2001-717 Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.
- [34] **Newmann, J.C.**, Efficient Nonlinear Static Aeroelastic Wing Analysis, *Computers and Fluids*, Cilt28, Sayı. (4-5), Sf. 615-628, (1999).
- [35] **Liu, F., Tsai, H.M., Cai, J.**, Static Aeroelastic Computation with a Coupled CFD and CSD Method, *Journal Of Aircraft*, (1993).
- [36] **Schuster, D., Vadyak, E., Atta, E.**, Static Aeroelastic Analysis of Fighter Aircraft Using a Three-Dimensional Navier-Stokes Algorithm, *Journal of Aircraft*, Ciltx27, Sayı. (9), Sf. (820-825), (1990).
- [37] **Kuntz, M., Menter, F.R.**, (2004) Simulation of fluid-structure interactions in aeronautical applications, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*.

- [38] **Thirifay, F., Geuzaine, P.**, (2004) Numerical Simulations of Fluid-Structure Interaction Problems using MpCCI, *5th MpCCI User Forum*, Schloss Birlinghoven, Snakt Augustin, Germany.
- [39] **Heinrich, R., Ahrem, R., Guenther, G., Kersken, H.P., Krueger, W., Neumann, J.**, (2001) Aeroelastic computation using the AMANDA simulation environment, *Proceedings of the CEAS Conference on Multidisciplinary Design and Optimization (DGLR-Bericht 2001–2005)*.
- [40] **Sripawadkul, V., Padulo, M., Guenov, M.**, (2010) A Comparison of Airfoil Shape Parametrization Techniques for Early Design Optimization, *AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*
- [41] **Bazilevs, Y., Takizawa, K., Tezduyar, T.E.**, Computational Fluid-Structure Interaction: Methods and Applications, *Wiley Series in Computational Mechanics*, (2013).
- [42] **Downs, B.**, (1980) Accurate Reduction of Stiffness and Mass Matrices for Vibration Analysis and a Rationale for Selecting Master Degrees of Freedom, ASME Conference.
- [43] **Hayırlı, U.**, Reduced Order Modeling of Helicopter Substructures for Dynamic Analysis, *Yüksek Lisans Tezi*, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, (2018).
- [44] **Guillaume, M., Gehri, A., Stephan, P.**, (2010) Fluid Structure Interaction Simulation on the F/A-18 Vertical Tail, *AIAA Conference (2010-4613)*, Chicago.
- [45] **Hashemi-Kia, M., Toossi, M.**, (1990) Development and Application of a Technique for Reducing Airframe Finite Elements Models for Dynamic Analysis, *National Aeronautics and Space Administration*, Langley Research Center.
- [46] **Samareh, J.A.**, (2001) Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization, *AIAA Journal*.
- [47] **Siddappaji, K., Turner, M.G., Dey, S., Park, K., Merchant, A.**, (2011) Optimization of a 3-Stage Booster: Part 2-The Parametric 3D Blade Geometry Modeling Tool, 10.1115/GT2011-46664.
- [48] **Pérez-Arribas, F., Trejo-Vargas, I.**, (2012) Computer-Aided Design of Horizontal Axis Turbine Blades.
- [49] **Yan, L., Liang, J.**, An Extension of the Bezier Model. *Applied Mathematics and Computation*, Cilt218, Sf. 2863-2879, (2011).
- [50] **Bhardwaj, M.K., Kapania, R.K., Reichenbach, E., Guruswamy, G.P.**, (1997) A CFD/CSD Interaction Methodology for Aircraft Wings, *AIAA Conference*.

- [51] **Rubbert, P. E., Saaris, G.R.**, (1968) A General Three-Dimensional Potential-Flow Method Applied to V/STOL Aerodynamics, *SAE (680304)*.
- [52] **Hess, J.L.**, Calculation of Potential Flow about Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies,” Report No. MDC J5679-01, Douglas Aircraft Cooperation, Long Beach, California, (1972).
- [53] **Kraus, W.**, Panel Methods in Aerodynamics. Numerical Methods in Fluid Dynamics, McGraw-Hill Book Company, Sf. 237-297, New York, (1978).
- [54] **Woodward, F. A.**, Analysis and Design of Wing- Body Combinations at Subsonic and Supersonic Speeds, *J. Aircraft*, Cilt5, Sayı. 6, Sf. 528-534, (1968).
- [55] **Erickson, L.L.**, (1999) Panel Methods-An Introduction, NASA.
- [56] PANAIR User’s Manual.
- [57] <<https://www.tusas.com/urun/hurkus>>, alındığı tarih: 05.03.2020
- [58] <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html>, alındığı tarih: 18.04.2019
- [59] ANSYS-Fluent 12.0 User’s Guide
- [60] **Versteeg, H.K., Malalasekera W.**, (1995) An Introduction to Computational Fluid Dynamics-The Finite Volume Method, *Longman Scientific & Technical*, İngiltere.
- [61] **Güçlü, M.C.**, Uçak Kanadı Üzerindeki Akışın Aerodinamik Performans Analizi ve Kontrolü, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, (2019).
- [62] **Spalart P., Allmaras S.**, (1992) A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows *Technical Report AIAA (92-0439)*.
- [63] **Taşkonak, A.**, Uçak Kanadı ve Muharip Uçak Aerodinamik Simülasyonlarında Açık Kaynak Kod Kullanımı ve Sonuçların Ticari Yazılım Sonuçları ile Karşılaştırılması, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, (2018).
- [64] <<https://www.pointwise.com/yplus/>>, alındığı tarihi:22.02.2020
- [65] **Erdener, Ö., Yaman, Y.**, Bir Uçak Kanadının Yapısal Modelinin Geliştirilmesi, Ankara
- [66] Msc NASTRAN Quick Reference Guide, *Msc Software*, (2011).



EKLER

EK 1: NACA 6412 koordinatları

EK 2: İndirgeme için kullanılan NASTRAN Aset1 kartları

EK 3: Rijitlik matrisini içeren Punch dosyası

EK 4: NACA6412 profili için farklı derecelerdeki Bezier eğrileri ve hata miktarları

EK 5: Kontrol noktalarının konumu

EK-1

Çizelge Ek. 1 NACA6412 profil koordinatları

NACA 6412			
X	Y	X	Y
1.0003	0.0012	0.0053	-0.0079
0.9976	0.0022	0.0159	-0.0138
0.9896	0.0049	0.0315	-0.0178
0.9764	0.0094	0.0519	-0.0200
0.9581	0.0154	0.0767	-0.0205
0.9348	0.0228	0.1057	-0.0197
0.9068	0.0313	0.1386	-0.0176
0.8744	0.0407	0.1750	-0.0147
0.8378	0.0506	0.2144	-0.0112
0.7974	0.0608	0.2566	-0.0075
0.7537	0.0710	0.3013	-0.0038
0.7070	0.0808	0.3479	-0.0006
0.6580	0.0900	0.3962	0.0018
0.6070	0.0983	0.4469	0.0037
0.5548	0.1054	0.4982	0.0054
0.5018	0.1112	0.5498	0.0068
0.4486	0.1155	0.6009	0.0079
0.3959	0.1182	0.6511	0.0084
0.3431	0.1184	0.6997	0.0085
0.2920	0.1158	0.7463	0.0082
0.2434	0.1106	0.7904	0.0075
0.1978	0.1030	0.8314	0.0064
0.1559	0.0934	0.8688	0.0052
0.1183	0.0823	0.9022	0.0039
0.0852	0.0701	0.9312	0.0025
0.0573	0.0574	0.9555	0.0013
0.0346	0.0445	0.9747	0.0002
0.0175	0.0320	0.9885	-0.0006
0.0060	0.0203	0.9969	-0.0011
0.0001	0.0096	0.9998	-0.0012
0.0000	0.0000	1.0000	0.0000

EK-2

İndirgeme için kullanılan aset1 kartları

14 noktalı 2-Dof:

aset1 35 150001 150002 150003 150004 150005 150006 150007
150008 150009 150010 150011 150012 150013 150014

14 noktalı 3-Dof:

aset1 345 150001 150002 150003 150004 150005 150006 150007
150008 150009 150010 150011 150012 150013 150014

28 noktalı 2-Dof:

aset1 35 151001 151002 151003 151004 151005 151006 151007
151008 151009 151010 151011 151012 151013 151014 152001
152002 152003 152004 152005 152006 152007 152008 152009
152010 152011 152012 152013 152014

28 noktalı 3-Dof:

aset1 345 151001 151002 151003 151004 151005 151006 151007
151008 151009 151010 151011 151012 151013 151014 152001
152002 152003 152004 152005 152006 152007 152008 152009
152010 152011 152012 152013 152014

EK 3

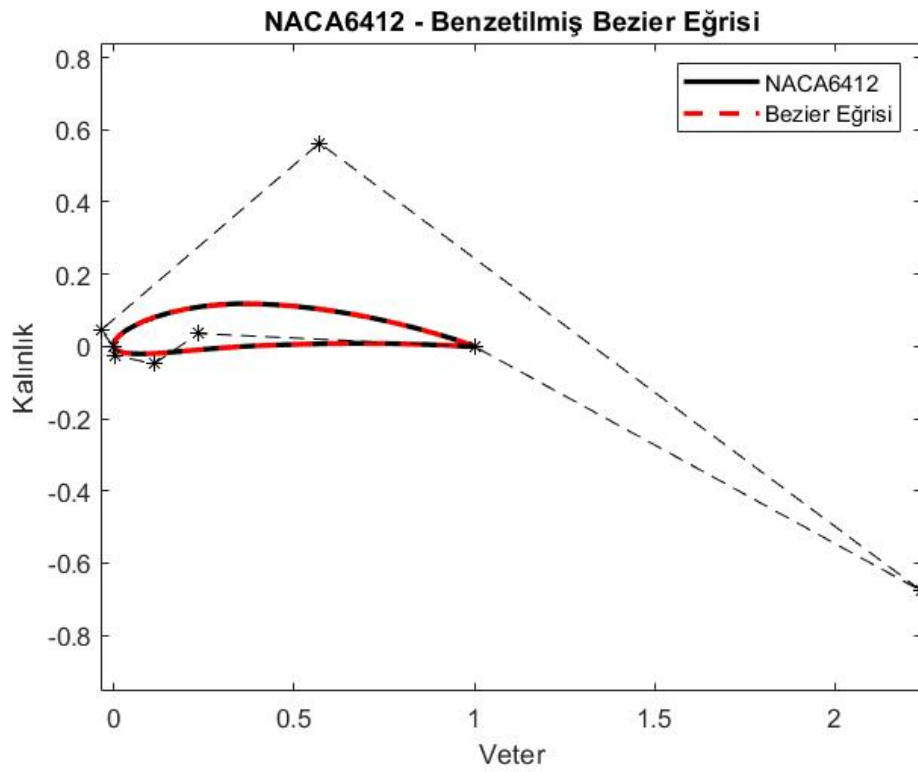
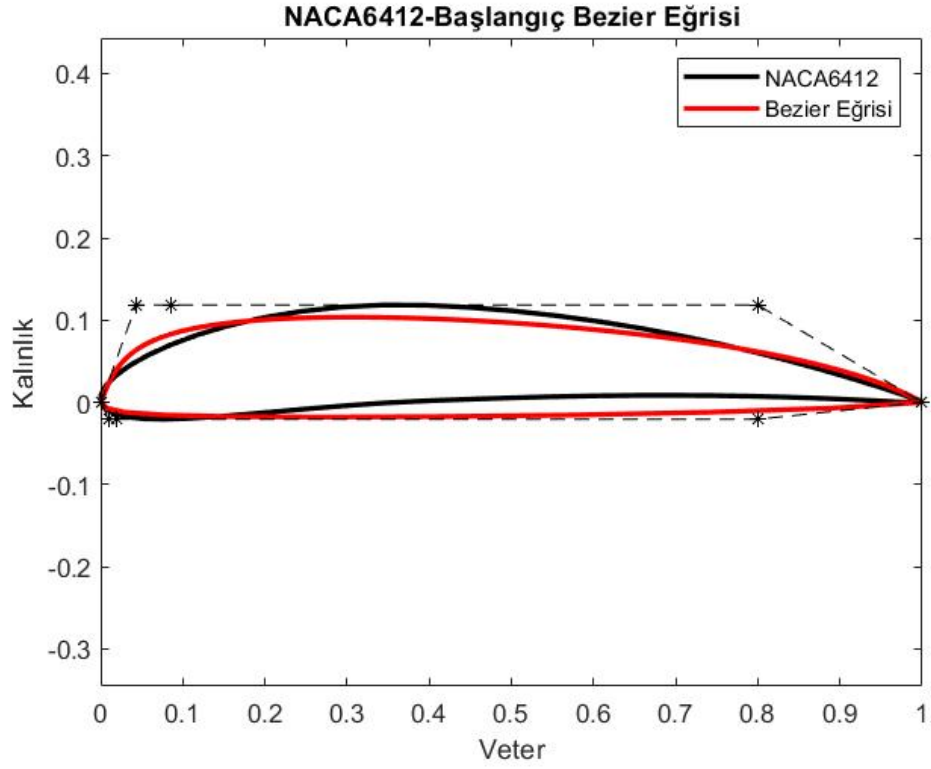
Punch dosyasının bir kısmı verilmiştir. Sağ en üstte matrisin boyutu gösterilmektedir.

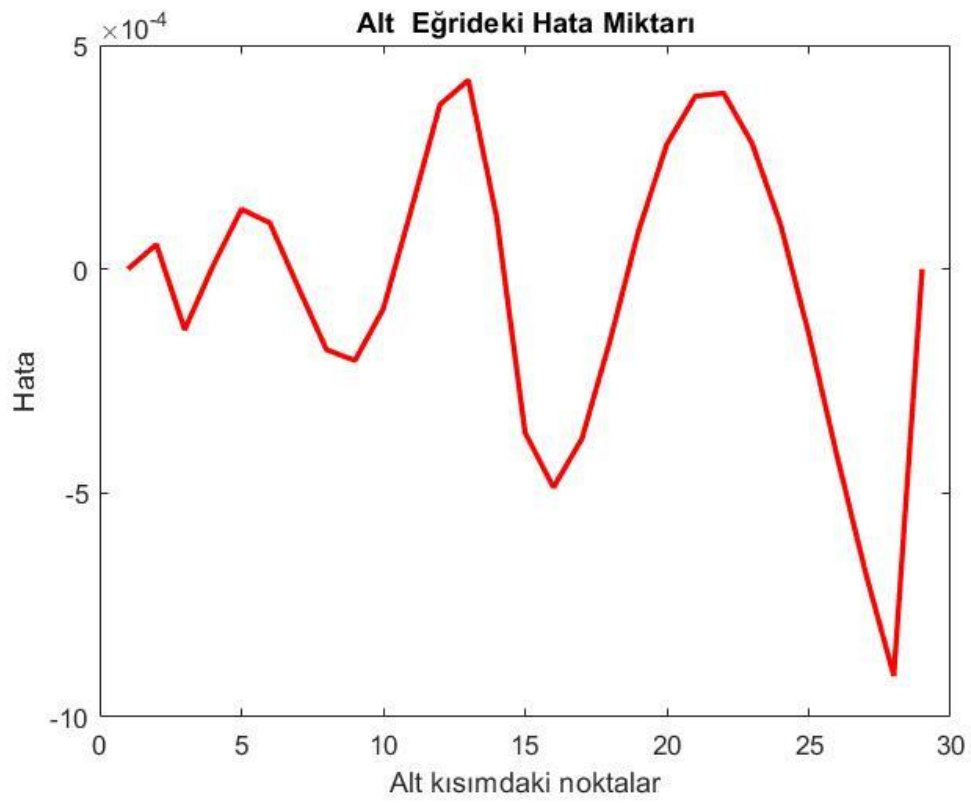
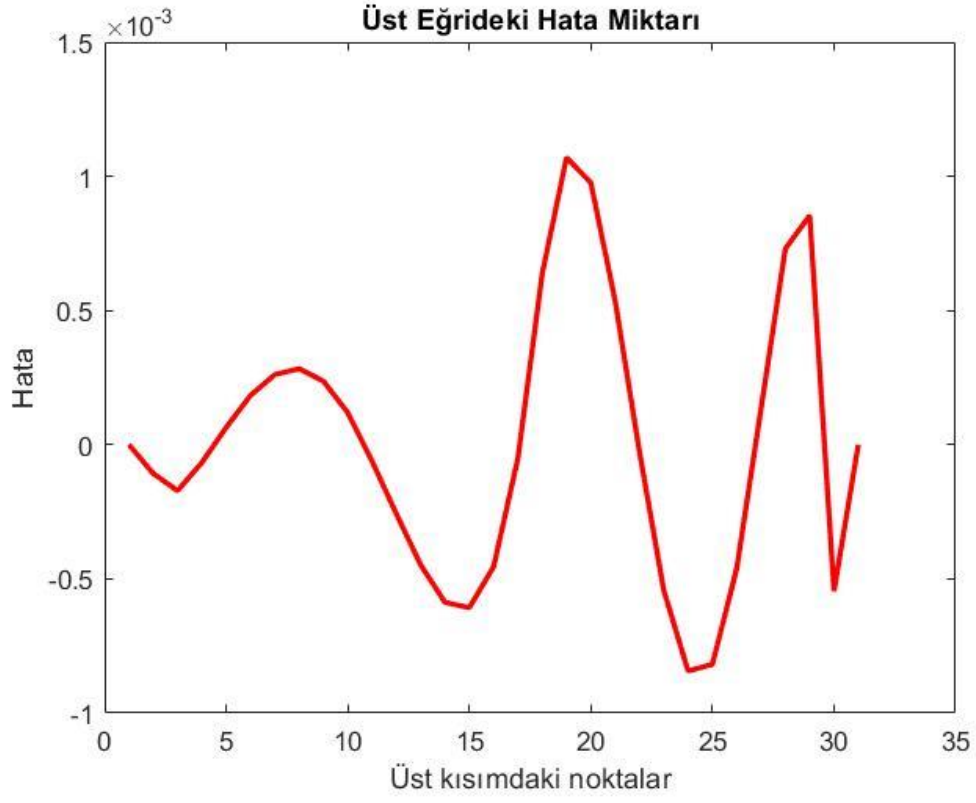
Bu dosya rijitlik matrisinin alt üçgen elemanlarını içerir.

DMIG	KAAX	0	6	1	0	84
DMIG*	KAAX			151001		3
*		151001		3	1.481510483E+06	K matrisini boyutu
DMIG*	KAAX			151001		4
*		151001		3	-1.841546037E+01	
*		151001		4	1.187361128E+06	
DMIG*	KAAX			151001		5
*		151001		3	-1.846615896E+01	
*		151001		4	2.161432114E+05	
*		151001		5	1.614191275E+07	
DMIG*	KAAX			151002		3
*		151001		3	-2.106246111E+03	
*		151001		4	-2.423651711E+01	
*		151001		5	-1.253933938E+02	
*		151002		3	5.581346795E+04	
DMIG*	KAAX			151002		4
*		151001		3	9.819613282E+01	
*		151001		4	2.558637756E-01	
*		151001		5	-1.462302972E+01	
*		151002		3	-5.641506447E+02	
*		151002		4	8.761037764E+05	
DMIG*	KAAX			151002		5
*		151001		3	-3.357123038E+02	
*		151001		4	1.133159838E+01	
*		151001		5	-5.126761538E+02	
*		151002		3	-1.262449119E+04	
*		151002		4	3.853814336E+05	
*		151002		5	1.395816741E+07	
DMIG*	KAAX			151003		3
*		151001		3	5.400584947E+02	
*		151001		4	-2.704746424E+00	
*		151001		5	-5.753347832E+01	
*		151002		3	-3.035718709E+04	
*		151002		4	-1.459314500E+03	
*		151002		5	-9.208898406E+03	
*		151003		3	4.879966624E+04	
DMIG*	KAAX			151003		4
*		151001		3	-1.005612814E+01	
*		151001		4	1.173620080E-01	
*		151001		5	-3.667888152E+00	
*		151002		3	9.812218402E+02	
*		151002		4	9.827594409E+00	

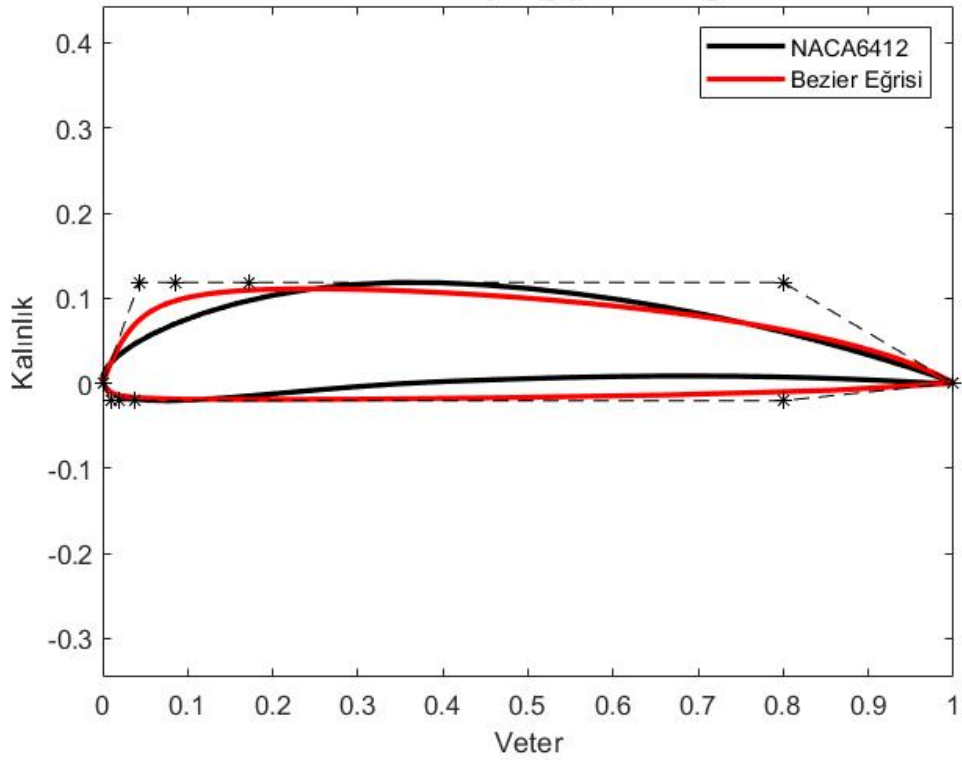
EK-4

NACA6412 profili için farklı derecelerdeki Bezier eğrileri ve hata miktarları:

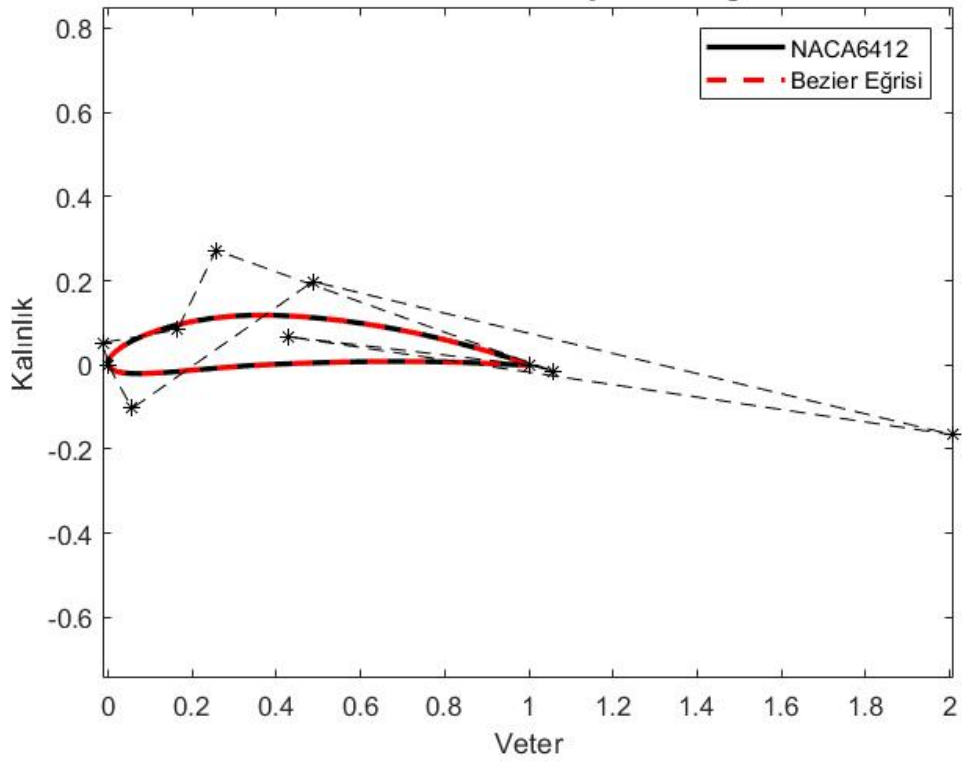


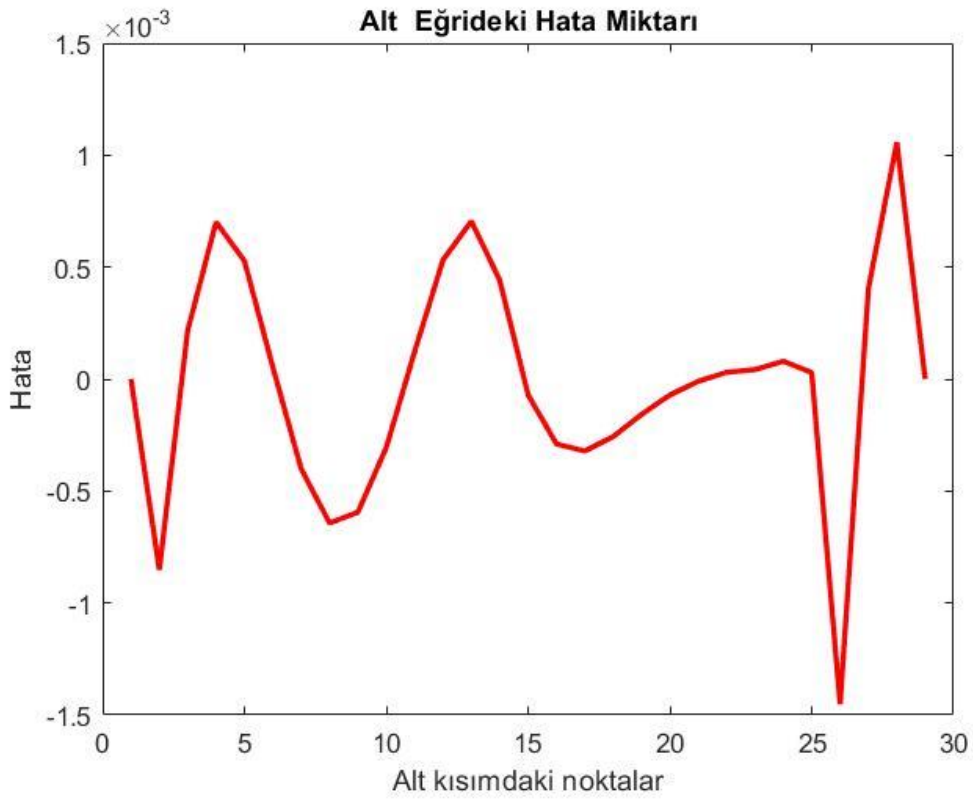
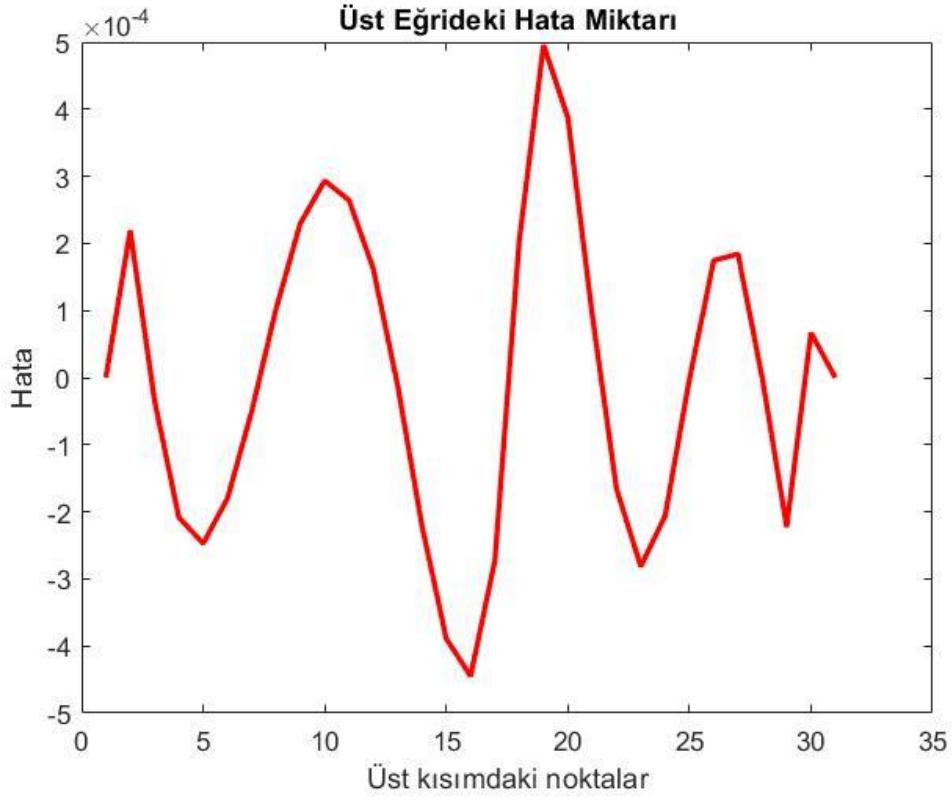


NACA6412-Başlangıç Bezier Eğrisi



NACA6412 - Benzetilmiş Bezier Eğrisi





EK 5

Çizelge Ek. 2 Kanat yüzeyi için kullanılan kontrol noktalarının konumu

Kontrol noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1	2000,0	500,0	0,0
2	1981,2	500,0	46,1
3	2292,8	500,0	240,8
4	3000,0	500,0	0,0
5	2022,2	900,0	0,0
6	2004,2	900,0	44,0
7	2302,0	900,0	230,1
8	2977,8	900,0	0,0
9	2044,5	1300,0	0,0
10	2027,3	1300,0	42,0
11	2311,2	1300,0	219,4
12	2955,6	1300,0	0,0
13	2066,7	1700,0	0,0
14	2050,4	1700,0	39,9
15	2320,4	1700,0	208,7
16	2933,3	1700,0	0,0
17	2085,1	2033,3	0,0
18	2069,4	2033,3	38,2
19	2328,0	2033,3	199,8
20	2914,8	2033,3	0,0
21	2103,5	2366,7	0,0
22	2088,6	2366,7	36,5
23	2335,6	2366,7	190,9
24	2896,3	2366,7	0,0
25	2122,2	2700,0	0,0
26	2108,0	2700,0	34,8
27	2343,4	2700,0	182,0
28	2877,8	2700,0	0,0

Çizelge Ek. 3 (devam) Kanat yüzeyi için kullanılan kontrol noktalarının konumu.

Kontrol noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
29	2144,2	3100,0	0,0
30	2130,8	3100,0	32,8
31	2352,5	3100,0	171,3
32	2855,6	3100,0	0,0
33	2166,7	3500,0	0,0
34	2154,1	3500,0	30,7
35	2361,9	3500,0	160,6
36	2833,4	3500,0	0,0
37	2183,3	3800,0	0,0
38	2171,4	3800,0	29,2
39	2368,7	3800,0	152,5
40	2816,7	3800,0	0,0
41	2199,9	4100,0	0,0
42	2188,6	4100,0	27,7
43	2375,6	4100,0	144,5
44	2799,9	4100,0	0,0
45	2213,9	4350,0	0,0
46	2203,1	4350,0	26,4
47	2381,4	4350,0	137,8
48	2786,1	4350,0	0,0
49	2227,8	4600,0	0,0
50	2217,5	4600,0	25,1
51	2387,2	4600,0	131,1
52	2772,3	4600,0	0,0
53	2250,0	5000,0	0,0
54	2240,6	5000,0	23,0
55	2396,4	5000,0	120,4
56	2750,0	5000,0	0,0

Çizelge Ek. 4 (devam) Kanat yüzeyi için kullanılan kontrol noktalarının konumu.

Kontrol noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
57	2031,1	500,0	-61,2
58	2263,8	500,0	36,5
59	2051,9	900,0	-58,5
60	2274,3	900,0	34,9
61	2072,8	1300,0	-55,8
62	2284,8	1300,0	33,3
63	2093,6	1700,0	-53,1
64	2295,3	1700,0	31,7
65	2110,8	2033,3	-50,8
66	2303,9	2033,3	30,3
67	2128,2	2366,7	-48,5
68	2312,7	2366,7	29,0
69	2145,7	2700,0	-46,3
70	2321,5	2700,0	27,6
71	2166,3	3100,0	-43,6
72	2331,9	3100,0	26,0
73	2187,4	3500,0	-40,8
74	2342,6	3500,0	24,4
75	2203,0	3800,0	-38,8
76	2350,4	3800,0	23,1
77	2218,5	4100,0	-36,7
78	2358,2	4100,0	21,9
79	2231,6	4350,0	-35,0
80	2364,8	4350,0	20,9
81	2244,7	4600,0	-33,3
82	2371,4	4600,0	19,9
83	2265,5	5000,0	-30,6
84	2381,9	5000,0	18,3



ÖZGEÇMİŞ

Adı-Soyadı : Ahmet Barutçu
Uyruğu : Türkiye Cumhuriyeti
Doğum Tarihi ve Yeri : 18.04.1993 - GİRESUN
E-posta : ahmetbarutcu28@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği
- **Yüksek lisans:** 2020, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2016-halen	TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayi	Yük Mühendisi

YABANCI DİL: İngilizce

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Barutçu, A.**, Görgülüarslan, R.M., (2019) A Parametric Modeling Approach for Prediction of Load Distribution due to Fluid Structure Interaction on Aircraft Structures, *In Proceedings of the ASME 2019 IDECTS/CIE Conference*, Anaheim, California, USA.