

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ÇOK-AMAÇLI OPTİMİZASYON İLE AEROELASTİK BİR UÇAK
KANADININ KOMPOZİT KAPLAMA VE İÇ YAPISININ TERSİNE
TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Fırat GÜR**

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Disiplinler Arası Program

EKİM 2011

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ÇOK-AMAÇLI OPTİMİZASYON İLE AEROELASTİK BİR UÇAK
KANADININ KOMPOZİT KAPLAMA VE İÇ YAPISININ TERSİNE
TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Fırat GÜR
(511091132)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 29 Eylül 2011
Tezin Savunulduğu Tarih : 12 Ekim 2011**

**Tez Danışmanı : Doç. Dr. Melike NİKBAY (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Doç.Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN (İTÜ)
Prof.Dr. Mehmet AKGÜN (YEDİTEPE ÜNİ.)**

EKİM 2011

ÖNSÖZ

Bu çalışma sırasında göstermiş olduğu desteklerinden ve rehberliğinden dolayı, tez danışmanım sayın Doç. Dr. Melike NİKBAY’a minnet ve teşekkürlerimi sunmak isterim.

Tez çalışmamın büyük bir bölümünde, TÜBİTAK Ulusal Genç Araştırmacı Kariyer Geliştirme Programı kapsamında 105M235 nolu “Kararsızlık Görülen Akışkan Yapı Bağlaşımı Problemlerinin Analizi ve Güvenilirlik Tabanlı Tasarım Optimizasyonu” başlıklı proje boyunca sağladığı burs ve diğer imkânlardan dolayı TÜBİTAK’a minnetlerimi sunarım. Ayrıca, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Bilişim Enstitüsü ve Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi’ne de sağladıkları desteklerden dolayı teşekkür ederim.

Son olarak, bana olan sevgi, destek ve inançlarından dolayı aileme, ev arkadaşlarım Okan KESKİN ve Alp ÜNAL’a, projede bana can yoldaşı olan Emre TANIR ve Necati FAKKUSOĞLU’na ve özellikle Fulya ÖZEN’e çok teşekkür ederim.

Ekim 2011

Fırat Gür

(Uçak ve Uzay Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iii
İÇİNDEKİLER	v
KISALTMALAR	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
ÖZET.....	xiii
SUMMARY	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	2
1.2 Literatür Özeti	2
2. ANALİZLERDE KULLANILAN TEORİK BİLGİLER	11
2.1 Kompozit Teorisi ve Bal Peteği Teknolojisi	11
2.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi	19
2.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	21
2.4 Aeroelastisite ve Akışkan Yapı Bağlaşımı	22
2.5 Çok Amaçlı Optimizasyon Tekniği.....	24
3. KOMPOZİT ARW-2 KANADININ YAPISAL TANIMLANMASI	27
3.1 Amaç	27
3.2 ARW-2 Kanadının Geometrik Özellikleri ve Sayısal Modelin Oluşturulması	28
3.3 ARW-2 Kanadının Sonlu Elemanlar Modelinin Oluşturulması ve Yapısal	
Tanımlanması	32
3.3.1 ARW-2 kanadının kompleks modeli ve çok amaçlı optimizasyonu	33
3.3.2 ARW-2 kanadının basitleştirilmiş modeli ve çok amaçlı optimizasyonu	42
4. ARW-2 KANADININ STATİK-AEROELASTİK ANALİZİ VE	
DOĞRULANMASI	51
4.2 Statik Aeroelastik Analiz ve Validasyon	53
4.3 Sonuçlar ve Değerlendirme	55
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	59
5.1 Çalışmanın Uygulama Alanı	60
5.2 Öneriler.....	60
KAYNAKLAR	63
EKLER.....	67
ÖZGEÇMİŞ.....	71

KISALTMALAR

AGARD	: Advisory Group for Aerospace Research and Development
ARW-2	: Aeroelastic Research Wing 2
GTTO	: Güvenilirlik Tabanlı Tasarım Optimizasyonu
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HYD	: Hesaplamalı Yapı Dinamiği
LCO (LDS)	: Limit Cycle Oscillations (Limit Döngü Salınımları)

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : ARW-2 Kanadıyla İlgili Yapılan Çalışmalara Genel Bakış.....	9
Çizelge 3.1 : Alüminyum 7075-T73'ün mekanik özellikleri.....	29
Çizelge 3.2 : Cam-fiber ve bal peteği malzemelerinin mekanik özellikleri.	35
Çizelge 3.3 : NBI-NLPQLP parametreleri.	38
Çizelge 3.4 : Pareto optimal küme.....	39
Çizelge 3.5 : En iyi tasarım sonucunda elde edilen değerler	40
Çizelge 3.6 : NBI-AFSQP parametreleri	46
Çizelge 3.7 : Basitleştirilmiş model için pareto optimal küme.....	46
Çizelge 3.8 : Basitleştirilmiş model için en iyi tasarım sonucunda elde edilen Değerler.	47
Çizelge 4.1 : Statik Aeroelastik Analizin Karşılaştırmalı Sonuçları.	55
Çizelge 4.2 : Analizlerin Karşılaştırmalı Sonuçları.	58
Çizelge A.1 : Kompleks ARW-2 Kanat Modelinin Geometrik Özellikleri.....	68
Çizelge A.2 : Basitleştirilmiş ARW-2 Kanat Modelinin Geometrik Özellikleri.....	69
Çizelge A.3 : ARW-2 Sonlu Elemanlar Modelinin Çözüm Ağı Özellikleri	70

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : ARW-2 kanadıyla ilgili literatürde mevcut olan bilgiler.....	8
Şekil 2.1 : Farklı iç yapıya sahip sandviç plakalar (Gay ve diğ., 2003).	11
Şekil 2.2 : Tek yönelimli kompozitlerin hiyerarşik yapıları (Gay ve diğ. 2003).	12
Şekil 2.3 : İzotropik malzemelerde gerilim-gerinim özellikleri.	13
Şekil 2.4 : Tek yönelimli fiberli katmanlar için kullanılan eksen doğrultuları.....	14
Şekil 2.5 : Fiber oryantasyonları (Raymer, 1999).	18
Şekil 2.6 : Altıgen bal peteği (Bitzer, 1997).	19
Şekil 2.7 : Sandviç yapılarda normal ve kayma gerilmeleri (Bitzer, 1997).	19
Şekil 3.1 : Deneysel ARW-2 modelinin üstten ve sağdan görünüşü (Sandford ve diğ., 1989).....	28
Şekil 3.2 : Deneysel ARW-2 Modelinin Planform Görünüşü (Sandford ve diğ., 1989).....	29
Şekil 3.3 : Deneysel ARW-2 modeli (Sandford ve diğ., 1989).	30
Şekil 3.4 : Deneysel ARW-2 kanadının yapısal modeli (Sandford ve diğ., 1989). ...	31
Şekil 3.5 : Kaburgaların ve kirişlerin koordinat noktaları (Sandford ve diğ., 1989). 31	
Şekil 3.6 : CATIA’da oluşturulan ARW-2 yapısal modeli – rib ve sparların dağılımı.	32
Şekil 3.7 : CATIA’da oluşturulan ARW-2 modeli.....	32
Şekil 3.8 : ARW-2'nin sonlu eleman modeli.	33
Şekil 3.9 : Kompozit kanat yüzeyinde katman oryantasyonu.	34
Şekil 3.10 : Kompozit model için modeFrontier optimizasyon şeması.	38
Şekil 3.11 : Pareto optimal kümenin tasarım uzayındaki dağılımı.	39
Şekil 3.12 : Deneysel kanadın mod şekilleri (Sandford ve diğ., 1989).	40
Şekil 3.13 : Sayısal kompozit modelin mod şekilleri.	41
Şekil 3.14 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme – ön kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.	41
Şekil 3.15 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme - arka kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.	42
Şekil 3.16 : Basitleştirilmiş model için kompozit kanat yüzeyinde katman oryantasyonu.	43
Şekil 3.17 : Basitleştirilmiş kompozit model için modeFrontier optimizasyon şeması.	45
Şekil 3.18 : Pareto optimal kümenin tasarım uzayındaki dağılımı.....	47
Şekil 3.19 : Deneysel kanadın mod şekilleri (Sandford ve diğ., 1989).	48
Şekil 3.20 : Basitleştirilmiş kompozit modelin mod şekilleri.	48
Şekil 3.21 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme – ön kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.	49
Şekil 3.22 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme - arka kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.	49
Şekil 4.1 : Veri değişimi (MpCCI Documentation, 2008).....	51
Şekil 4.2 : Eşleme algoritması (MpCCI Documentation, 2008).....	52
Şekil 4.3 : MpCCI çalışma adımları (MpCCI Documentation, 2008).....	52

Şekil 4.4 : CATIA’da ARW-2 için oluşturulan HAD modelinin akış alanı.	53
Şekil 4.5 : HAD modelinin yapılandırılmamış düğüm noktaları (grid).	54
Şekil 4.6 : ARW-2 için kullanılan eşleme algoritması.	54
Şekil 4.7 : 0,8 mach sayısında kanat ucundaki yer değiştirmeler.	55
Şekil 4.8 : -1°’de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.	56
Şekil 4.9 : 0°’de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.	56
Şekil 4.10 : 1°’de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.	56
Şekil 4.11 : 2°’de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.	57
Şekil 4.12 : 3°’de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.	57

ÇOK-AMAÇLI OPTİMİZASYON İLE AEROELASTİK BİR UÇAK KANADININ KOMPOZİT KAPLAMA VE İÇ YAPISININ TERSİNE TASARIMI

ÖZET

Literatüre bakıldığı zaman, yapıların aeroelastik davranışlarını incelemek üzere birçok deneysel kanat modelinin üretildiği görülmektedir. Ancak deneysel yöntemlerin maliyeti ve zorluğu sebebiyle deney ortamlarının simüle edilebildiği akademik ve ticari kodlara olan ilgi giderek artmaktadır. Bunun yanında günümüz bilgisayar teknolojisi çözümü zor olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği tabanlı aeroelastik problemlerin analizlerine izin vermektedir.

Araştırmacılar tarafından geliştirilmiş olan bilgisayar tabanlı aeroelastik çözücülerin güvenilirliğinin değerlendirme (benchmark) problemleri kullanılarak doğrulanması gerekmektedir. Bu amaçla, literatürde yer alan deneysel kanat modelleri kullanılabilir.

Bu çalışmada literatürde deneysel verilerine kolaylıkla ulaşılabilen, karmaşık bir geometriye ve gerçekçi bir iç yapıya sahip kompozit ARW-2 kanat modeli kullanılmıştır. Çalışmanın genel amacı ileride aeroelastisite ve aeroelastik optimizasyon problemlerinde kullanılabilecek, yapısal ve statik – aeroelastik olarak deneysel verilerle doğrulanmış, 3 boyutlu kompozit bir sayısal kanat modeli oluşturmaktır. Ancak literatürde ARW-2 kanadının tam bir 3 boyutlu sonlu elemanlar modelini oluşturmak için yeterli bir tanım bulunmamaktadır.

Çalışmada öncelikli hedef kanadın bilinmeyen özelliklerinin çok amaçlı bir optimizasyon döngüsü içerisinde tersine mühendislik yaklaşımı ile belirlenmesidir. Bu amaçla ilk olarak, kanat için literatürde verilmiş olan yapısal tanıma tamamen uygun olarak 3 boyutlu bir sayısal model oluşturulmuştur. Bu modelin deneysel modele uygunluğunu göstermek için modal analiz ve statik eğilme analizlerinin deneysel verilere göre bağlı hataları incelenmiştir. Ancak yapılan analizler sonucunda gerek hesaplama zamanındaki maliyetler gerekse sonrasında gerçekleştirilen aeroelastik doğrulama analizlerinde karşılaşılan problemler oluşturulan modelin basitleştirilmesi gerekliliğini ortaya çıkarmıştır.

Çalışmanın ikinci aşamasında sayısal kompozit model üzerinde bir takım basitleştirmelere gidilerek aynı analizler tekrarlanmış ve daha tatmin edici sonuçların elde edildiği gözlemlenmiştir. Statik-aeroelastik analizler sonucunda sayısal modelin deneysel modelle çok benzer cevaplar verdiği görülmüştür. Sonuç olarak ARW-2 kanadının sayısal 3 boyutlu kompozit modeli için yapısal tanımlama, modal analiz, statik eğilme analizi ve statik-aeroelastik analiz doğrulamaları gerçekleştirilmiştir. Böylece daha sonra aeroelastisite çalışmalarında kullanılabilecek güvenilir 3 boyutlu kompozit bir sayısal kanat modeli elde edilmiştir.

Çalışmada, kanadın sonlu elemanlar modelini oluşturmak için ABAQUS 6.7-1 programı kullanılmıştır. Optimizasyon analizleri çok amaçlı optimizasyon programı olan ModeFrontier 4.0 ile gerçekleştirilmiştir. Kanadın hesaplamalı akışkanlar dinamiği denklemlerini çözmek için FLUENT 6.3.26 programı kullanılmıştır. Son olarak, aeroelastik analizi gerçekleştirmek için çok disiplinli kod eşleme işlemi akışkan yapı bağlaşımı programı olan MpCCI 3.0.6 kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

INVERSE DESIGN OF COMPOSITE SKIN AND INNER STRUCTURE OF AN AEROELASTIC AIRCRAFT WING VIA MULTI-OBJECTIVE OPTIMIZATION

SUMMARY

In literature, it is observed that many experimental wing models are present in order to investigate the aeroelastic behavior of structures. However, due to the high costs and the difficulties of the experimental methods, the interest in academic and commercial codes, which can simulate the experimental environment, is increased. Respect to today's computer technology, the analysis of high complex computational fluid dynamics based aeroelastic problems can be achieved.

The reliability of computer based aeroelastic solvers developed by researchers should be validated via the benchmark problems. For this purpose, the experimental wing models in the literature can be used.

In this study, the composite ARW- 2 wing model, which has a complex geometry and realistic inner structure, is used as the model. The experimental results of this wing can be accessed in the literature. The overall purpose of this study is to generate a 3 dimensional composite computational wing model which has been validated with structural and static aeroelastic experiments in order to be used for further optimization problems. Nevertheless, in the literature the description of the ARW-2 model is not sufficient to create a fulfilled structural finite element model.

The primary aim of this study is to determine the unknown properties of the wing structure by using the inverse engineering approach in optimization. Firstly, a 3-D computational model is generated by using the full definition, which is given in the literature. In order to validate the computational wing model, the relative errors of the modal analysis and static bending response with respect to the experimental results are examined. However, the simpler model is needed because of the costs of the computational time and difficulties of the aeroelastic validation analysis.

In the second part of the study, some simplifications on the computational composite model are performed and with same analysis more satisfactory results are observed. The static aeroelastic analysis shows that the computational model and experimental model give relevant responses. As a result for the ARW-2 wing, structural identification, modal analysis, static bending analysis and static aeroelastic validations are performed. Therefore, a reliable 3-D composite computational wing model that can be used in aeroelastic problems is generated.

In this study, ABAQUS 6.7-1 program is used to generate the finite element model of the wing. The optimization analysis is performed by using the multi objective optimization program modeFrontier 4.0. To solve the equations of computational fluid dynamics problem, FLUENT 6.3.26 is used. Finally, the aeroelastic analysis is carried out via the multi disciplinary code-coupling program MpCCI 3.0.6.

1. GİRİŞ

Son yıllarda teknolojinin, malzeme biliminin ve bilgisayar uygulamalarının gelişmesiyle uçakların daha hızlı ve daha hafif üretilmesi sonucu akışkan ve yapı arasındaki etkileşimin anlaşılması kritik bir konu haline gelmiştir. Hava araçlarının ağırlığının azalması ve elastikliğinin artmasıyla uçuş sırasında yapıda meydana gelen deformasyonlar artmakta bu da aerodinamik kuvvetlerin değişmesine sebep olmaktadır. Aerodinamik kuvvetlerdeki bu değişim ise yapıda meydana gelen deformasyonları daha da artırmaktadır. Sonuç olarak sistemin yapısında bir yıkıcı hasar oluşabilmektedir. Bu yüzden daha güvenli ve yüksek performanslı hava araçları tasarlayabilmek için dinamik aeroelastik kararsızlık durumu olan flutter ve statik aeroelastik kararsızlık durumu olan diverjans gibi kritik aeroelastisite olaylarının tam olarak tahmin edilmesi gerekmektedir. Bundan dolayı hava araçlarında meydana gelen aeroelastik kararsızlık durumlarını daha iyi anlayabilmek için birçok deneysel kanat modeli üretilmiş ve üzerlerinde aeroelastik araştırmalar yapılmıştır. HIRENASD, MAVRIC, AGARD 445.6 ve ARW-2 bu amaçla üretilmiş deneysel kanat modellerine örnek olarak sayılabilir.

Bu çalışmada analizlerini gerçekleştirmek üzere ARW-2 kanadı model olarak seçilmiştir. Bunun sebebi ARW-2 kanadının gerçek kanat modellerine yakın olması, kompozit bir yüzeye sahip olması ve deneysel verilerinin kolay ulaşılabilir olmasıdır.

1980'lerin ortasında NASA Langley Araştırma Merkezinde DAST (Drones for Aerodynamics and Structural Testing) programı kapsamında üretilen ARW-2 kanadı (Aeroelastic Research Wing – Aeroelastik Araştırma Kanadı) için daimi ve daimi olmayan basınç deneyleri yapılmıştır. Bu programın genel amacı hesaplamalı aerodinamik ve yapısal doğrulama çalışmalarında örnek (benchmark) olarak kullanılmak üzere bir deneysel kanat modeli oluşturmaktır.

1.1 Tezin Amacı

Çalışmada kullanılacak olan ARW-2 kanadı için NASA'nın yayınlamış olduğu teknik raporlarda kanadın deneysel analizler sonucu eğilme-burulma ve modal analiz cevapları ile daimi ve daimi olmayan akım şartlarındaki basınç bilgileri mevcuttur. Ancak literatürde kanada ait bazı yapısal elemanların kalınlık ve malzeme bilgileri eksiktir.

Daha önceki çalışmalar incelendiğinde kompozit plaka ve 3 boyutlu izotropik model kabulü ile gerçekleştirilmiş olan bir takım çalışmaların olduğu görülmektedir. Bu tezde ise amaç, ARW-2 kanadı için 3 boyutlu kompozit bir sayısal model oluşturmak ve bu modelin geçerliliğini, literatürde var olan deneysel verileri kullanarak düzgün-daimi koşullarda yapısal ve statik aeroelastik analizlerle doğrulamaktır.

1.2 Literatür Özeti

Bu bölümde aeroelastisite alanında son 20 yılda yapılmış bazı çalışmalar özetlenmiştir; Gordnier ve Fithen (2003), yapıyı büyük yer değiştirmeleri destekleyen nonlinear von Karman denklemleri ile plaka olarak sonlu elemanlar yöntemiyle, akışı ise Navier-Stokes denklemi ile “Beam ve Warming” sonlu fark yöntemini kullanarak çözmüştür. Aeroelastik konfigürasyon olarak literatürde verisi mevcut bir plaka seçilmiştir. Hem statik hem de dinamik aeroelastik sayısal çözümleme yapılmıştır. Plakanın ortasında yer alan bir noktanın statik durum için uygulanan dinamik basınç yüküne göre yer değiştirmesi, dinamik durum için ise flutter frekansı ile yine aynı nokta için zamana bağlı yer değiştirme grafikleri elde edilmiştir. Çözümleme hem viskoz hem de invizid akış modellemesi ile yapılmıştır. Sonuçlar literatürde mevcut çözüm ile karşılaştırılmış ve uygunluk içinde olduğu belirtilmiştir.

Liu ve diğ. (2001), AGARD kanadı için statik aeroelastik çözümleme elde etmeye çalışmışlardır. Çözüm bölgeleri arasında veri akışını sağlamak için eğri (spline) matris yöntemi kullanılmaktadır. Kullanılan kod (ACES3D), dinamik davranışı modellemek için geliştirildiğinden statik çözüm yapmak için zamana bağlı terimler yok sayılacak şekilde değişiklik yapılmıştır. Bu yaklaşımın büyük deformasyonlar halinde yakınsama sorununa yol açacağı belirtilmiş, çözüm için “gevşeme (relaxation)” yöntemi kullanılmıştır. Akış için hem Euler hem de Navier-Stokes

denklemleri ile çözüm yapılarak sonuçlar karşılaştırılmıştır. Her iki çözüm ile açıklık boyunca seçilen istasyonlar için basınç ve taşıma katsayıları karşılaştırılmıştır. Euler denklemlerinin akımın ayrılmasını tahmin etmekte yetersiz kaldığını gözlemlemişlerdir. Ayrıca rijid bir kanat için yapılan çözüme göre statik aeroelastik çözüm için gereken zamanın %10 daha fazla olduğunu ve “gevşeme (relaxation)” yönteminin yüksek deformasyonlu problemler için uygun olduğunu belirtmişlerdir.

Newman (1999), bir kanat için ses altı, ses üstü ve transonik akışlar için statik aeroelastik çözüm elde edilmiştir. Yapı çoğu çalışmanın aksine, karmaşık geometrileri modelleyebilecek şekilde tetrahedral elemanlarla modellenmiştir. Çalışmada kanat; kanat kesidinin kamburluğunun değişmediği kabul edilerek (kesit rijid) kesit sadece dönme ve öteleme hareketi yapacak şekilde modellenmiştir. Çözüm ağını güncellemek için lineer yay yöntemi (sadece öteleme hareketi yapan) kullanılmıştır. Yapı sonlu elemanlar ile modellendiğinden aerodinamik yükler sonucu oluşan gerilmeler de hesaplanabilmektedir. Sonuç olarak rijid bir kanat için yapılan çözüme göre, yapılan statik aeroelastik analiz %10 daha fazla zaman gerektirmiş böylece taşıma katsayıları aeroelastik bir kanat için çok az bir zaman farkıyla hesaplanabilmektedir.

Karpel ve diğ. (1996), çalışmalarında yapıyı modal denklemlerle modellemişlerdir. Statik çözüm yapmak amacıyla sistemin sönümlenmesi için yeterince büyük yapay bir değer kullanarak çözümü sürekli duruma yakınsatmaya çalışmışlardır. Aeroelastik çözümü yapılan konfigürasyon bir roketir. Uçuş sırasında hiçbir sınırlamaya tabii olmayan sistem çözümünde karşılaşılabilecek tekillik problemini çözmek için modal yaklaşımın avantajı vurgulanmıştır. Akış invizid Euler denklemleri ile modellenmiştir. Çözüm için akış Mach sayısı 3.5'tir. Sonuçlar yer değiştirilmelerinin ihmal edilebileceğini göstermektedir. Fakat taşıma ve moment dağılımlarının uçuşu etkileyecek kadar önemli olduğuna dikkat çekilmiştir.

Shuster ve diğ. (1990), literatürde deneysel verisi mevcut bir kanat konfigürasyonu için (Aeroelastically Tailored Wing, ATW) statik aeroelastik çözümleme yapmıştır. Esas amaç Navier-Stokes denklemlerini kullanarak akışı modellemek ve şok dalgaları, akım ayrılmasını, girdapları (vortice) süresiz bir akış alanı içinde tahmin etmektir. Yapı modeli olarak etki katsayıları veya modal yöntem kullanılabilmektedir. Modal denklemlere göre daha fazla zaman gerektiren “etki katsayıları” metodunun (daha fazla düğüm noktası ile yakınsama sağlanabildiğinden) statik aeroelastik uygulamalar için güvenilir sonuçlar

verdiğinden daha uygun olabileceği belirtilmiştir. Açıklık boyunca değişen istasyonlarda basınç katsayıları, dönme miktarları ve yer değiştirme miktarları hesaplanarak deneysel verilerle uyduğu gözlemlenmiştir. Kullanılan sınır tabaka yönteminin ise (Baldwin-Lomax) akım ayrılmasını bazı istasyonlarda tahmin edemediğini gözlemlemişlerdir.

Guruswamy ve diğ. (1994), kullanılan kanat kutusu konfigürasyonu modellemesi için modal yaklaşımın uygun olmayacağını ve aeroelastik deformasyonla uyumlu bir mod şeklinin bulunmasının zor olduğunu öne sürmüş, yapıyı değişik eleman tipleri kullanarak sonlu elemanlarla modellemiştir. Ayrıca bu modelleme ile kompozit malzemelerin yapı için kullanılmasına olanak sağlandığı öne sürülmüştür. Sonlu fark yöntemleri, transonik akış rejimi için Navier-Stokes denklemlerinin çözülmesine uygun bulunarak bu yöntem izlenmiştir. Kanat kesitinin kendi düzlemine dik hareketleri ihmal edilerek (in-plane motion) burulma değerlerinin hesaplanması kolaylaştırılmış ve hesaplama zamanı indirgenmiştir. Yapı ve akışın bağlaşımında kuvvet ve moment korunumunu sağlayan yerel korunum yöntemi (local conservation scheme) benimsenmiştir. Böylece aerodinamik düğüm noktalarına gelen basınç yükleri kuvvet olarak yapı düğüm noktalarına aktarılmıştır. Ayrıca kanadın açıklığı boyunca seçilen istasyonlardaki burulma değerlerinde oluşan sayısal hataları düzeltmek için bu istasyonlara kuvvet çifti uygulanarak hata giderilmeye çalışılmıştır. Seçilen istasyonlar için basınç katsayıları ve hücum kenarının deformasyonu hesaplanmış ve aynı kanadın rijid modeli için yapılan çözümle karşılaştırılmıştır. Kullanılan sonlu elemanlar yöntemi sayesinde gerilme dağılımının da hesaplanabiliyor olması bir avantaj olarak nitelendirilmiştir.

Xie ve diğ. (2007), yüksek irtifa uzun dayanım (high altitude long endurance) tipi uçak modelleri için MSC/Nastran ve Duple Latis'in kullanıldığı bir daimi olmayan aerodinamik kod hazırlayarak nonlinear aeroelastik kararlılığın önemini göstermiştir. Kamakoti ve Lian (2002) aeroelastik problemler için basınç bilgisine dayanan bir çözücü geliştirmiştir. Yates (1988) tarafından yapılan çalışmada Navier-Stokes denklemleri AGARD 445.6 kanat modeli ve bir mikro hava aracının zar yapısındaki kanadı için çözülmüştür. AGARD kanadının kamburluğunun değişmediği (kanat kesidinin rijid olduğu) ve kesitlerin elastik eksen etrafında burulma ve öteleme hareketi yaptığı kabul edilmiş böylece yapı ve akışkan bölgelerinin bağlanması için gereken süre azaltılmıştır. Aerodinamik problemin çözülmesi sonucu elde edilen basınç bilgisi kuvvet olarak hesaplanıp yapısal düğüm noktalarına aktarılmış ve her

iki bölge arasında bağlaşım sağlanmıştır. Her iki model için basınç katsayıları ve deformasyonlar hesaplanmıştır.

Love ve diğ. (2000) F-16 uçağının aeroelastik analizlerini yapısal çözücü olarak MSC/Nastran ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözücüsü olarak da SPLITFLOW kullanarak gerçekleştirmiştir. Kodlar arasındaki bilgi akışını MDICE “Multi-Disciplinary Computing Enviroment” kullanarak gevşek bağlaşım yöntemiyle gerçekleştirmiştir. Kuntz ve Menter (2004) AGARD 445.6 kanadının aeroelastik analizlerini gerçekleştirirken ticari yazılımları kullanmışlardır. Bu analizlerde, yapısal modeli çözmek için sonlu elemanlar çözücüsü olarak yüksek verimli bir çözücü olan ANSYS; hesaplamalı akışkanlar dinamiği modelini çözmek için CFX-5 yazılımını kullanmışlardır. Akışkan yapı bağlaşımı ise mesh tabanlı paralel kod eşleme ara yüzü olan MpCCI kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Guruswamy ve Garcia (1999), diverjans durumu ve aileron etkinliği için aeroelastik hesaplamalar yapmıştır. Maynard ve diğ. (1994) literatürde kapsamlı deneysel verisi mevcut bir konfigürasyon için (Aeroelastic Research Wing 2, ARW2) çözümleme elde etmeye çalışmışlardır. Transonik rejimin lineer akış modellemesiyle nonlineer etkiler (şok-sınır tabaka etkileşimi, akım ayrılması vs.) nedeniyle doğru sonuçlar veremeyeceği belirtilerek akış Navier-Stokes denklemleriyle modellenmiştir. Yapı ise modal yaklaşım ile modellenmiştir. Aileron etkinliğini ölçmek amacıyla hem rijid hem de aeroelastik çözümlemeler yapılmıştır. Etkinliğin bir ölçüsü olarak her iki çözümde ailerona sıfırdan farklı bir açı verildiğinde oluşan moment katsayıları oranı ele alınmıştır. Açıklık boyunca seçilen istasyonlar için yer değiştirme, basınç katsayıları ve dönme miktarları değişik dinamik basınç değerleri ile hesaplanarak deneysel verilerle karşılaştırıldığında verilerle uygunluk içinde olduğunu belirtmişlerdir. Ayrıca çözümler değişik dinamik basınçlar için tekrarlandığından Navier-Stokes denklemleri ile elde edilen sonuçlarda akımın yüzeyden ayrılıp tekrar bağlanmasını gözlemleyebildiklerine dikkat çekmişlerdir.

Geuzaine ve Thirifay (2004), yapısal çözücü olarak SAMCEF Mecano kodu ve akışkan çözücü olarak da CANAERO’yu kullanarak AGARD 445.6 kanadının daimi ve daimi olmayan şartlarda aeroelastik analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Çalışmalarında gevşek akışkan yapı bağlaşımı aracı olan MpCCI kullanmışlardır.

1980’li yılların ortalarında, NASA Langley Araştırma Merkezinde aeroelastisite ile ilgili örnek (benchmark) modeller oluşturmak amacıyla kanat ve kontrol yüzeyleri salınımlarının incelendiği daimi ve daimi olmayan akım şartlarında deneysel

alışmalar yapılmıştır (Sandford ve diğ., 1989). Kompozit yüzeye sahip olan ARW-2 kanat modeli gerçek bir kanat gibi esneklik gösterebilmektedir. Bütün deney sonuçları, ileri hesaplamalı akışkanlar dinamiğı algoritmalarının doğruluğunu ve aeroelastik çalışmalardaki hesaplamaların geçerliliğini kanıtlamak için kullanılmıştır. Bu alışmalar, bir kısmı yukarıda da kısa özetlerle bahsedilmiş olan Karpel ve diğ. (1996), Farhangnia ve diğ. (1996), Garcia ve Guruswamy (1999), Liu ve diğ. (2000), Farhat ve Lesoinne (2000), Gay ve diğ. (2003), Bhardwaj (1997), Relvas ve Suleman'ın (2006) yapmış olduğı çalışmalardır.

Literatürde ARW-2 kanadıyla ilgili deneysel çalışmalar mevcuttur. Sandford ve diğ. (1989), ARW-2 kanadının geometrik ve yapısal özellikleriyle ilgili bilgileri yayınlamıştır. Sandford ve diğ. (1994) ayrıca, ARW-2 kanadıyla ilgili geniş bir altyapı sağlamak için düzgün daimi koşullarda deneysel çalışmalar yapmıştır. ARW-2 kanadının daimi olmayan transonik akış şartlarındaki aerodinamik karakteristiğini belirlemek için Siedel ve diğ. (1987) deneysel analizler gerçekleştirmiştir. Yine, Bhardwaj (1997) ve Cohen (1998) tarafından gerçekleştirilen ARW-2 kanadıyla ilgili hesaplamalı çalışmalar mevcuttur. Bhardwaj (1997), izotropik yüzeye sahip 3 boyutlu bir ARW-2 kanat modeli oluşturmuş ve transonik rejimde gerçekleştirdiğı statik aeroelastik analizlerle bu kanat modelini doğrulamıştır. Farhangnia ve diğerler (1996) ise, Bhardwaj'ın da kullanmış olduğı bir aeroelastik kod olan ENSAERO'yu kullanarak statik ve dinamik aeroelastik analizler yapmıştır. Farhangnia analizlerinde kullandığı kanat modelini kompozit plaka olarak modellemiştir.

Potsdam ve Guruswamy (2001) ARW-2 kanadını paralel çok-bloklu çözüm ağı yöntemiyle analiz etmiştir. Kanadın rijit ve aeroelastik modellerinin ENSAERO Navier-Stokes hesaplamaları Spalart-Almaras türbülans modeli kullanılarak transonik gövde titreşimi koşullarında gerçekleştirilmiştir ($M=0.8$, $\alpha=3.0^\circ$). Akışkan ve yapı modülleri MPIRUN çoklu işlem yöneticisi (multiple process manager) altında çalıştırılmıştır ve modüller arası bilgi alış-verişi MPI mesaj geçişi ile sağlanmıştır.

Barcelos ve Maute (2007) alışmalarında türbülans akış modeli akışkan yapı bağlaşımı problemleri için genel optimizasyon metodolojisi geliştirmişlerdir. Yapı nonlinear sonlu elemanlar modeliyle modellenmiş, akışın Navier-Stokes denklemleri ise sonlu hacimler yaklaşımıyla çözülmüştür. Aeroelastik cevap ayrıklaştırılmış (discretized) yapısal ve akış denklemlerinin eşlenmesiyle optimizasyon değişkenlerine bağlı olarak çözülmüştür. Aeroelastik optimizasyon değişkenlerinin

hesaplanması için iç içe geçmiş analiz ve tasarım (NAND) yaklaşımını kullanmışlardır. Maute ve Barcelos bu yöntemi ARW-2 kanadının biçim (shape) ve kalınlık optimizasyonu için kullanmışlardır.

Greco ve Lan (2010) ARW-2 kanadının limit döngü salınımları (limit cycle oscillation – LCO) analizlerini 0,915 ile 0,940 Mach sayısı arasında gerçekleştirmişlerdir. LCO analizleri Kansas Üniversitesinde geliştirilen USTSD (UnSteady Transonic Small Disturbance) kodu kullanılarak yapılmıştır.

Farhat ve diğ. (1996) ARW-2 kanadının transonik akım şartlarında geçici aeroelastik cevabını tahmin etmeye çalışmışlardır. Kanadın yapısal modeli için literatürdeki tanımlar kullanılarak rib, spar ve yüzey ile birlikte kontrol yüzeyleri de modele dâhil edilmiştir. Euler denklemlerinin çözümünü daha iyi elde edebilmek için kanadın alt ve üst yüzeylerinin yapılandırılmamış çözüm ağını GHS3D kodunu kullanarak oluşturmuşlardır. Ayrıca akışkan ve yapı modellerinin eşlenmeyen düğüm noktalarını bağlamak için MATCHER kodunu kullanmışlardır.

Allen ve Maute (2004) geliştirdikleri güvenilirlik tabanlı tasarım optimizasyonu kodunu ARW-2'nin aeroelastik optimizasyonu problemi için uygulamışlardır. Optimizasyon probleminde kanadın yapısal özellikleri, uçuş şartları ve modelleme parametrelerinin kararsızlıkları dikkate alınarak ARW-2 kanadının yüzey biçimi ve iç kuvvetlendiricilerinin kalınlıkları optimize edilmiştir.

Hepp (2005) çalışmasında akışkan yapı bağlaşımı yöntemiyle modal analizi kullanarak ARW-2 kanadının transonik rejimde statik aeroelastik davranışlarını incelemiştir. Akışkanlar dinamiği modelinin çözüm ağı O-O tipi düğüm noktası modeli ile Lax Wendorf akım çözücüsü yöntemi kullanılarak oluşturulmuştur. Akışkanlar ve yapı dinamiği modeli ile akışkan yapı bağlaşımı işlemleri FORTRAN 90 kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Nikbay ve diğ. (2008) ve Öncü (2008) çalışmalarında Fluent, Abaqus, MpCCI ve modeFrontier kullanarak geliştirdikleri yöntemle AGARD 445.6 kanadının aeroelastik analizlerini çok amaçlı-disiplinli optimizasyon döngüsü içerisinde gerçekleştirmişlerdir. Daha sonra Nikbay ve Aysan (2009) izotropik yüzeye sahip 3 boyutlu bir ARW-2 kanat modeli oluşturmuşlardır. Oluşturdukları bu modelin yapısal cevabı literatürde var olan ARW-2'nin deneysel sonuçlarıyla doğrulanmıştır. Ayrıca, kanadın statik aeroelastik doğrulanması da gerçekleştirildikten sonra, aeroelastik optimizasyonu yapılmıştır. Bu son üç çalışmanın başarılı bir şekilde tamamlanmasından sonra bu tez için gerekli olan altyapı elde edilmiştir.

Literatürde yapılan çalışmalar ve yayınlanan teknik raporlar incelendikten sonra ARW-2 ile ilgili var olan bilgiler Şekil 1.1’de özetlenmiştir.

	Mach Aralığı	Re Aralığı	FEM	Modal Data	Geometri	Yer Değiştirme Ölçümleri	Daimi Olmayan Basınç Bilgisi	Yükler	Flutter /LCO	Kontrol Etkinliği
ARW-2										



Evet / Tam



Belki / Biraz



Hayır / Eksik

Şekil 1.1 : ARW-2 kanadıyla ilgili literatürde mevcut olan bilgiler.

Şekil 1.1’den de görüleceği üzere kanadın deneylerinin yapıldığı Mach ve Reynolds sayısı aralığı, modal analiz sonuçları, geometrik özellikleri, daimi olmayan basınç bilgileri, deneyler sonucu meydana gelen yer değiştirme ölçümleri, flutter ve limit döngü salınımları ile ilgili yeterli bilgi mevcuttur. Kanadın kontrol etkinliği ve deney sırasında kanat üstüne uygulanan yüklerle ilgili bilgiler tam değildir. Sadece bir takım yük ve kontrol etkinliği bilgileri yayınlanan raporlarda bulunmaktadır. Bunların yanında kanadın kompozit 3 boyutlu sonlu elemanlar modelini oluşturabilmek için gerekli olan bilgi tam olarak literatürde bulunmamaktadır.

ARW-2 ile ilgili yapılan çalışmalar incelendikten sonra genel analiz yöntemleri ve modeller Çizelge 1.1’de listelenmiştir. Çizelge 1.1 incelendiğinde ARW-2 ile ilgili yapılan çalışmaların özellikle statik aeroelastisite üzerine yoğunlaştığı görülmektedir. Yapılan çalışmaların çoğunda kullanılan yapısal sonlu elemanlar modeli ile ilgili detaylı bilgi verilmemiştir. Maute’nin Barcelos ve Allen ile yaptığı çalışmalarda 3 boyutlu bir kompozit ARW-2 modeli kullandığı görülmektedir. Fakat bu iki çalışma incelendiğinde kanadın NASA verileri ile uyumlu yapısal ve aeroelastik validasyonu uygulamalarına rastlanılmamaktadır. Nikbay ve Aysan’ın çalışması detaylı olarak incelendiğinde ise ARW-2 kanadının izotropik modeli için gerçekleştirilen validasyon çalışmaları sonucu elde edilen geometrik ve yapısal değerlere ulaşılabilmektedir. Bu sebeple Nikbay ve Aysan’ın (2009) çalışmalarında kullandıkları yöntemler bu tez çalışmasının temelini oluşturmaktadır.

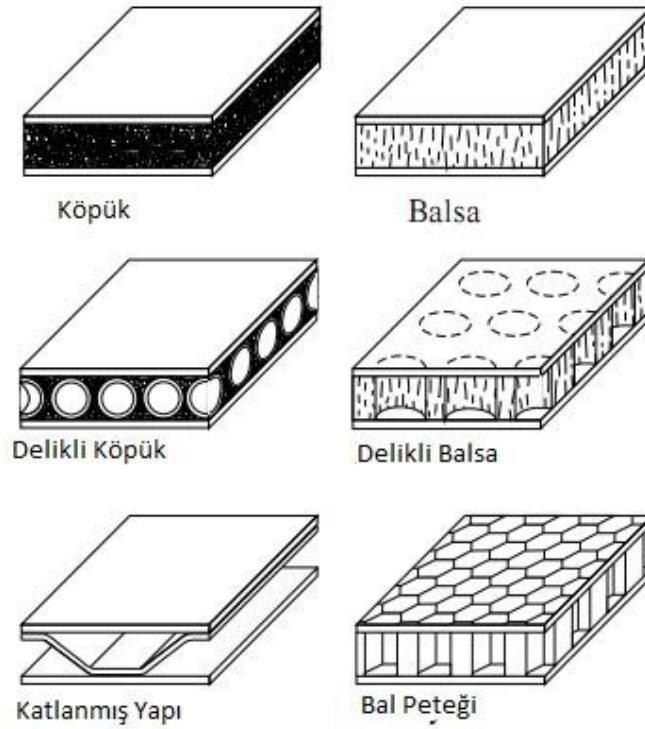
Çizelge 1.1 : ARW-2 kanadıyla ilgili yapılan çalışmalara genel bakış.

Araştırmacı	Model	Analiz Tipi	Kullanılan Kod / Yöntem
Guruswamy ve Garcia (1999)	-	Diverjans ve aileron etkinliği / Statik Aeroelastisite	-
Bhardwaj (1997)	3B İzotropik	Statik Aeroelastisite	ENSAERO
Farhangnia ve diğ. (1996)	Kompozit Plaka	Statik/Dinamik Aeroelastisite	ENSAERO
Potsdam ve Guruswamy (2001)	-	Titreşim / Statik Aeroelastisite	ENSAERO
Barcelos ve Maute (2007)	3B Kompozit	Aeroelastisite / Şekil ve Kalınlık Optimizasyonu	AERO-FS
Greco ve Lan (2010)	-	LDS (LCO)	USTSD
Farhat ve diğ.(1996)	-	Statik Aeroelastisite	AERO-FS
Allen ve Maute (2004)	3B Kompozit	Aeroelastik GTTO	AERO-FS
Hepp (2005)	-	Statik Aeroelastisite	FORTTRAN 90
Nikbay ve Aysan (2009)	3B İzotropik	Statik Aeroelastisite / Optimizasyon	MpCCI – Abaqus-Fluent

2. ANALİZLERDE KULLANILAN TEORİK BİLGİLER

2.1 Kompozit Teorisi ve Bal Peteği Teknolojisi

Bu çalışmada model olarak seçilen ARW-2 kanadının yüzeyi, şekil 2.1’de örnekleri sunulan sandviç yapıdan oluşmaktadır. Bu bölümde kanat yapısının sonlu elemanlar modelini oluşturmak için gerekli olan kompozit malzemeler teorisinden ve bal peteği (honeycomb) teknolojisinden bahsedilecektir.



Şekil 2.1 : Farklı iç yapıya sahip sandviç plakalar (Gay ve diğ., 2003).

2.1.1 Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri

Kompozit malzemeler doğası gereği heterojen yapıdadırlar ve farklı malzemelerin kombinasyonları sonucu istenilen özelliklere sahip olurlar. Günümüzde, kompozit malzemelerin işlenmesi hakkındaki bilgilerin ilerlemesi sayesinde bazı özel koşullarda istenildiği gibi özellik gösterecek yapıda kompozit malzemeler üretilmektedir. Ancak kompozit malzemelerin bu yapıları onların mekanik davranışlarının karmaşık olmasına sebep vermektedir.

Havacılık sanayisinde genellikle fiberle güçlendirilmiş kompozit yapılar kullanılmaktadır. Şu anda üretilmekte olan kompozitler – sürekli veya süreksiz yapıda olsun – kuvvetli fiberlerin etrafını dolduran matris malzemelerle oluşturulmaktadır. Matris yapı hem fiberleri bir arada tutma hem de onlar arasındaki yük dağılımını sağlama görevi görmektedir. Ancak neredeyse bütün yükler fiber malzeme tarafından taşınmaktadır.

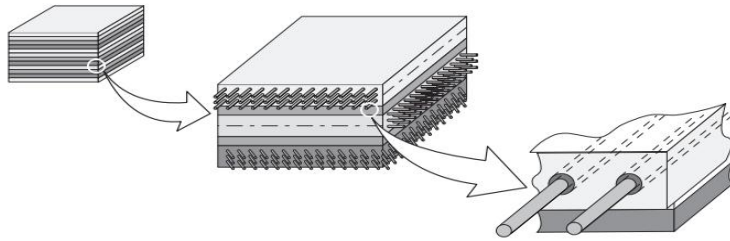
Kompozit uçak yapılarında kullanılmakta olan çok sayıda fiber-matris malzemeler bulunmaktadır. Bu malzemelerden en yaygın olarak kullanılanları karbon-fiber olarak da bilinen grafit-epoksi yapılarıdır. Grafit-epoksi kompozitlerinin dayanım/ağırlık oranları mükemmel yakın özellik göstermektedir ve kolay şekillendirilebilirler.

Karbon-fiber yapılarından sonra en yaygın kullanılan kompozit yapılar epoksi matrise sahip cam-fiber malzemelerdir. Cam-fiber yapılar, özellikle son yıllarda ev yapımı uçaklarda sıklıkla kullanılmaktadır. Karbon-fiber yapılarda olduğu gibi cam-fiber yapılarda da dayanım/ağırlık oranı gayet yüksektir. Aynı zamanda, bu malzemelerin şekillendirilmesi oldukça kolaydır (Raymer, 1999).

Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini iki kısımda inceleyebiliriz:

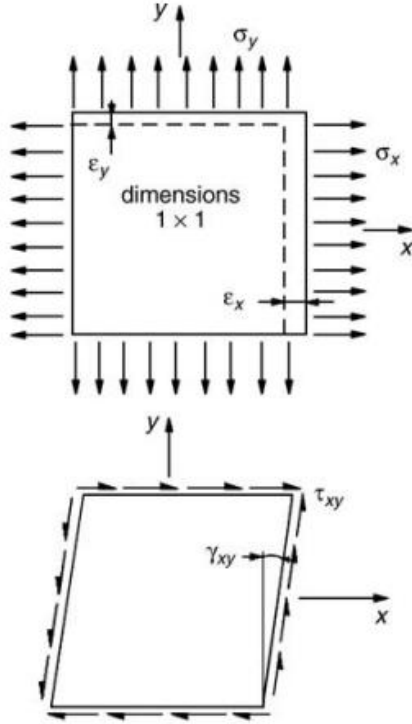
- Kompozit malzemelerin makromekanik özellikleri:

Kompozit malzemeler bütün olarak incelendiğinde Şekil 2.2’de görüldüğü gibi hiyerarşik bir yapıya sahiptir. Kompozit yapılar birden fazla katmana sahip olabilirler. Ancak eğer tek-yönelimli kompozit yapıları inceliyorsak her katman birbirine benzer yapıdadır. Her bir katmanın genel yapısal özelliği o malzemenin makromekanik özelliklerini verir.



Şekil 2.2 : Tek yönelimli kompozitlerin hiyerarşik yapıları (Gay ve diğ. 2003).

Yönden bağımsız olarak aynı elastik davranışa sahip olan izotropik yapıların Hooke Yasası ile açıklanması kolaydır. Bu çalışmada da matris yapı modellenirken Hooke Yasası kullanılmıştır. Aşağıdaki denklemler ve Şekil 2.3 Hooke Yasasını açıklamaktadır.



$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2.1)$$

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} - \nu \frac{\sigma_y}{E} \quad (2.2)$$

$$\epsilon_y = \frac{\sigma_y}{E} - \nu \frac{\sigma_x}{E} \quad (2.3)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G} \quad (2.4)$$

Şekil 2.3 : İzotropik malzemelerde gerilim-gerinim özellikleri.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E & -\nu/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & 1/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & -\nu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix} \quad (2.5)$$

Eğer bir malzeme birbirine dik üç simetri düzlemine göre farklı özellikler gösteriyorsa bu malzeme ortotropiktir denir. Bunun anlamı şudur: malzemenin elastik özellikleri yöne bağımlıdır. Bu durumda 9 adet birbirinden bağımsız elastik sabit mevcuttur. Ortotropik malzemeler için Hooke Yasasının yerini aşağıdaki denklem grubu almaktadır.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix} \quad (2.6)$$

Burada:

$$\nu_{ij} = E_i / E_j \nu_{ji} \quad (2.7)$$

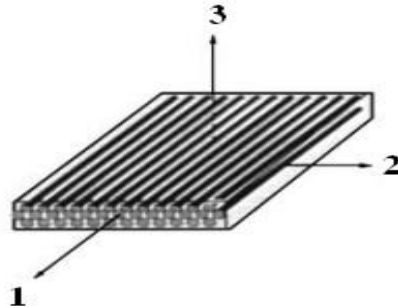
Bu çalışmada ortaya çıkan durum ise yüzey gerilmesi koşullarındaki ortotropik elastisitedir. Yüzey gerilmesi şartları altında, örneğin bir kabuk elemanda olduğu gibi, ortotropik malzemenin mekanik özelliklerini belirleyebilmek için sadece E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} , G_{13} ve G_{23} değerlerine ihtiyaç vardır. Ayrıca σ_{33} değerinin sıfır olduğunu da unutmamak gerekir. Bu durumda 2.6 ve 2.7 denklemleri aşağıdaki şekli alır.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_2 & 0 \\ -\nu_{12}/E_2 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\nu_{12} = E_1 / E_2 \nu_{21} \quad (2.9)$$

•Kompozit malzemelerin mikromekanik özellikleri:

Şekil 2,4'te tek yönelimli lamineler için eksen doğrultuları gösterilmiştir. Aşağıdaki denklemlerde kullanılan 1, 2, 3 rakamları bu doğrultuları belirtmek için kullanılmışlardır.



Şekil 2.4 : Tek yönelimli fiberli katmanlar için kullanılan eksen doğrultuları.

Tek yönelimli fiberle güçlendirilmiş kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini belirlerken bazı kabullerin yapılması gerekir. Buna göre:

- Kompozit yapı içerisinde herhangi bir boşluk bulunmamaktadır
- Her bir katmanda fiberler sürekli ve birbirine paraleldir
- Fiberlerle matris yapı birbirine kusursuz bir şekilde bağlanmıştır
- Fiber ve matris malzemeleri lineer elastiktir ve Hooke Yasası geçerliliğini korumaktadır
- Her bir elastisite katsayısı sabittir
- Fiberler düzgün bir şekilde bir arada durmaktadır

Yukarıdaki varsayımların kabulüyle mikro yapıdaki malzeme özellikleri şu şekilde belirlenir:

Yoğunluk:

Fiber ve matrisin ağırlıklarının toplamı kompozit yapının ağırlığını vermektedir.

$$m_f + m_m = m_c \quad (2.10)$$

Aynı şekilde toplam hacim de aşağıdaki gibidir:

$$V_f + V_m = V_c \quad (2.11)$$

Böylece fiber ve matris malzemelerinin kompozit yapıda bulunma yüzdeleri hacimce ve kütlece şu şekilde olur:

$$\bar{m}_f + \bar{m}_m = 1 \quad (2.12)$$

$$\bar{V}_f + \bar{V}_m = 1 \quad (2.13)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak kompozitin yoğunluğu hesaplanacak olursa:

$$\rho_c = \frac{m_c}{V_c} = \frac{m_f + m_m}{V_c} = \frac{\rho_f V_f + \rho_m V_m}{V_c} \quad (2.14)$$

$$\rho_c = \rho_f \bar{V}_f + \rho_m \bar{V}_m \quad (2.15)$$

Elastisite Modülü:

Fiberle güçlendirilmiş laminelerde elastisite modülünü hesaplamak için elementlerin karışım kuralı geçerlidir. Bu kuralı uygulayabilmek için ilk bilinmesi gereken; fiber, matris ve kompozit yapının aynı gerinim değerine sahip olacak olmasıdır.

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_1 \quad (2.16)$$

Bu kural ve elementlerin karışım kuralı mikro yapıdaki fiber ve matris malzemeler için uygulandığında makro yapıdaki kompozit malzemenin mekanik özellikleri elde edilebilir.

Şekil 2.4'te gösterilmiş olan 1 doğrultusunda etki eden kuvvet aşağıdaki gibi yazılır:

$$F_1 = \sigma_1 A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (2.17)$$

$$E_1 A_c \varepsilon_1 = E_f A_f + E_m A_m \varepsilon_1 \quad (2.18)$$

Böylece 1 doğrultusundaki – boylamasına – elastisite modülü şu şekilde elde edilmiş olur:

$$E_1 = E_f \bar{V}_f + E_m \bar{V}_m \quad (2.19)$$

2 doğrultusundaki – enlemesine (transverse) – elastisite modülünü hesaplamak için de benzer bir yol izlenir.

$$\sigma_f = \sigma_m = \sigma_2 \quad (2.20)$$

$$\varepsilon_f = \sigma_2 / E_f \quad (2.21)$$

$$\varepsilon_m = \sigma_2 / E_m \quad (2.22)$$

2 doğrultusundaki toplam yer değiştirme:

$$\varepsilon_f t = \bar{V}_f \varepsilon_f t + \bar{V}_m \varepsilon_m t \quad (2.23)$$

$$\varepsilon_2 = \bar{V}_f \varepsilon_f + \bar{V}_m \varepsilon_m \quad (2.24)$$

$$\frac{\sigma_2}{E_2} = \bar{V}_f \frac{\sigma_2}{E_f} + \bar{V}_m \frac{\sigma_2}{E_m} \quad (2.25)$$

Böylece 2 doğrultusundaki elastisite modülü aşağıdaki gibi bulunur.

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f (1 - \bar{V}_f) + E_m \bar{V}_f} \quad (2.26)$$

Kayma Modülü:

Yukarıda uygulanan yöntemler kullanılarak kayma modülü ve Poisson Oranı aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$G_m = \frac{E_m}{2(1+\nu_f)} \quad (2.27)$$

$$G_m = \frac{E_m}{2(1+\nu_m)} \quad (2.28)$$

$$G_{12} = \frac{G_f G_m}{G_f(1-\bar{V}_f) + G_m \bar{V}_f} \quad (2.29)$$

Poisson Oranı:

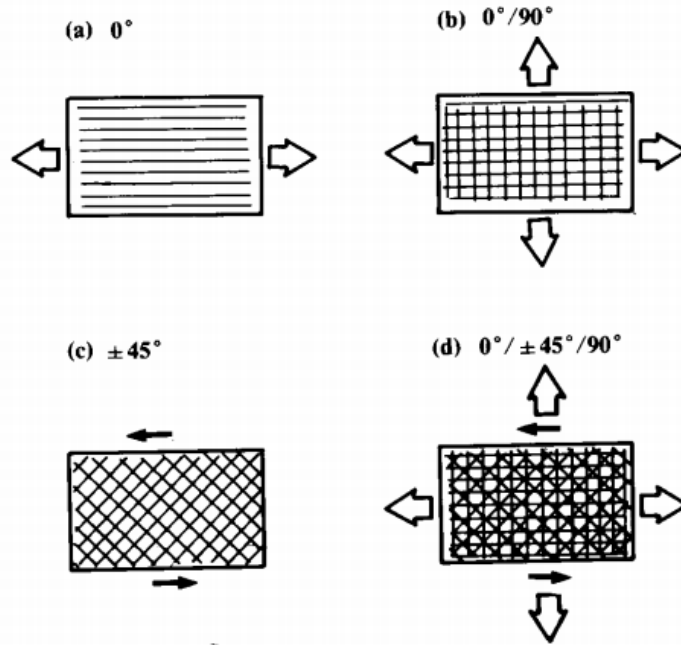
$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \nu_f \bar{V}_f + \nu_m \bar{V}_m \quad (2.30)$$

$$\nu_{21} = \frac{E_2}{E_1} \nu_{12} \quad (2.31)$$

Böylece kompozit bir malzemenin elastik analizlerini yapabilmek için gerekli olan mekanik özellikler hesaplanmış olur. Yukarıdaki denklemlerde 1, 2, 3 numaralı indisler Şekil 2.4'te gösterilmiş olan doğrultuları ifade etmektedir. Aynı şekilde m, f ve c indisleri ise sırasıyla matris, fiber ve kompozit anlamına gelmektedir. E, G, ν , ε , σ , m, ρ ve V ifadeleri sırasıyla elastisite modülü, kayma modülü, Poisson Oranı, gerilme, gerilme, kütle, yoğunluk ve hacim için kullanılmıştır. $\bar{m}$ ve $\bar{V}$ sembolleri kütle ve hacimce yüzde oranlarını ifade etmektedir.

Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri sadece onların elastisite modülü, kayma modülü, Poisson Oranı gibi özelliklerine bağlı değildir. Aynı zamanda her bir katmandaki fiberlerin oryantasyonu büyük önem taşımaktadır.

Şekil 2.5'te fiber oryantasyonlarının uygulandığı dört temel durum gösterilmektedir. (a) şekline bakıldığında, fiberlerin sadece boylamsal eksen boyunca yönlenmiş olduğu görülmektedir. Böyle bir yapıda malzeme bu yönde yüksek bir dayanım göstermektedir, fakat diğer yönlerdeki özellikleri daha zayıftır. (b) şeklinde ise hem enlemesine hem de boylamasına dayanım özellikleri kuvvetlidir. (c) şeklindeki gibi boylamsal eksenle 45 derecelik açılar yapan fiber oryantasyonlu yapılar her iki doğrultuda da yüksek dayanım sağlamalarının yanında boylamsal eksen doğrultusunda yüksek kayma dayanımı da göstermektedir. Bu özelliklerinden dolayı bu tür yapılar kanat kutusu tasarımlarında ve yüksek tork dayanımı gerektiren yapılarda sıklıkla kullanılırlar.

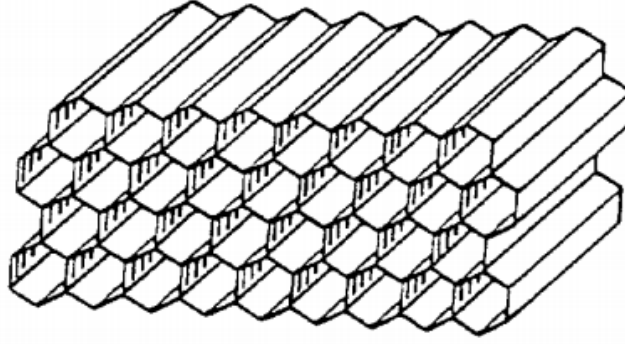


Şekil 2.5 : Fiber oryantasyonları (Raymer, 1999).

(d) şıkında gösterilmiş olan durum (b) ve (c) şıklarındaki yapıların kombinasyonundan oluşmaktadır. Böyle bir yapıda farklı açıdaki katmanların sayısı değiştirilerek istenilen özelliklere sahip bir malzeme elde edilebilir.

2.1.2 Bal peteği teknolojisi

Bal peteği şeklindeki yapılar çok ince ve hafif malzemeler kullanılarak genellikle altıgen şeklindeki içi boş hücrelerin birleşiminden oluşur. Bal peteğinin tasarlandığı malzemeler metal veya kompozit olabilirler. Genellikle Şekil 2.6'da da gösterildiği gibi altıgen şeklindedirler, ancak farklı yapıda olan bal peteği tasarımları da mevcuttur.



Şekil 2.6 : Altıgen bal peteği (Bitzer, 1997).

Bal peteği malzemeler genellikle sandviç yapılarda basma ve kayma kuvvetine dayanımı artırmak için kullanılırlar. Bu yapı içerisinde bal peteğinin üzerine ince bir plaka geçirilir. Bu plaka metal veya kompozitten yapılabilir. Bu sayede yapının ağırlığı azaltılarak istenilen mekanik özellikleri artırılmış olur. Aşağıdaki şekil ve denklemler sandviç yapılarda oluşan normal ve kayma gerilmelerini göstermektedir.

$$\sigma = \frac{M}{1x e_c e_p} \quad (3.32)$$

$$\tau = \frac{T}{1x e_c} \quad (3.33)$$

Şekil 2.7 : Sandviç yapılarda normal ve kayma gerilmeleri (Bitzer, 1997).

Denklemlerde kullanılan T uygulanan kayma kuvvetini, M bu kuvvetten kaynaklanan toplam momenti göstermektedir. ve sırasıyla normal gerilme ve kayma gerilmesini ifade etmek için kullanılmıştır. e_c ve e_p ise bal peteği ve plakanın kalınlık değerleridir.

2.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi

Gelişen teknolojiyle beraber mühendisler sonlu elemanlar yöntemlerini geliştirerek daha hızlı ve doğru analizler yapabilmenin yollarını bulmuşlardır. Bu yöntemde model sürekli bir yapı gibi analiz edilmez. Model birbirinden bağımsız yapılara ayrılarak onların analizleri gerçekleştirilir ve global bir çözüm elde edilir. Sonlu elemanlar yönteminde, her bir elemanın sınır koşulları ve yer değiştirme bilgisi bir sonraki elemana aktararak büyük bir matris denklemiyle global çözüm elde edilir.

Sonlu elemanlar yöntemine dayalı analizler bilgisayar yazılımları kullanılarak gerçekleştirilir. Bu sayede zaman ve maliyet azaltılmış olur. Çünkü bilgisayar programları bu denklemleri insan zekâsından daha hızlı gerçekleştirme yetisine sahiptir. Diğer yandan son yıllarda geliştirilen yöntemler sayesinde, sonlu elemanlar analizlerinden elde edilen sonuçlar deneysel yöntemlerle elde edilen sonuçlara çok yakın çıkmaktadır. Bu da deneysel ortamların hazırlanması için gerekli olan masraflardan kurtulmayı sağlar.

Sonlu elemanlar analizleri 3 farklı yöntemle gerçekleştirilebilir: Galerkin yöntemi, doğrudan (direct) yöntem ve enerji yöntemi. Yapısal problemlerin çözümü için enerji yöntemi kullanılmaktadır.

Sonlu elemanlar analizinde kullanılan enerji yönteminin temeli hareket denkleminin çözümüne dayanmaktadır. Bu durum hem statik hem de dinamik problemlerin çözümü için de geçerlidir.

Hareket denklemi en genel haliyle aşağıdaki gibidir:

$$[K]*[X] + [C]*[\dot{X}] + [M]*[\ddot{X}] = [F] \quad (3.34)$$

Bu denklemdeki [K] katılık matrisi, [C] sönümleme katsayısı, [M] kütle, [X] yer değiştirme ve [F] kuvvettir.

Hareket denklemi kullanılarak doğal frekans analizi de gerçekleştirilebilir. Doğal frekans analizi sırasında aşağıdaki kabulleri yaparsak 3.35 ve 3.36 denklemlerini elde ederiz.

$$\triangleright [C] = 0$$

$$\triangleright \text{Serbest titreşim durumu}$$

$$\triangleright [F] = 0$$

Bu durumda:

$$[K]*[X] + [M]*[\ddot{X}] = [0] \quad (3.35)$$

3.35 diferansiyel denklemi çözülürse:

$$([K] - \omega^2[M])[X] = [0] \quad (3.36)$$

Öz fonksiyon elde edilmiş olur. 3.36 denklemindeki $([K]-\omega^2[M])$ değerinin determinantı alınırsa sistemin doğal frekans (ω) da elde edilmiş olur.

2.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Mühendislik problemlerinin çözümü için yapısal analizlerden başka akış analizlerinin de yapılması gerekmektedir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi katı yüzeylerin sıvı ve gazlarla etkileşimini inceler, bilgisayar yazılımları ile etkileşim sonuçlarını simüle eder. Bu yöntemde de sonlu elemanlar yönteminde olduğu gibi model birbirinden bağımsız elemanlara ayrılarak çözüm yapılır. Ancak farklı olarak, analizi yapılacak olan modelin çözümü için ayrıca bir akış alanı da oluşturmak gerekmektedir.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yönteminde ayrıklaştırma (discretization) işlemi için birkaç tane yöntem mevcuttur. Bunlar; sonlu hacimler yöntemi, sonlu farklar yöntemi, sonlu elemanlar yöntemi ve sınır tabaka yöntemidir. Bu yöntemler, akışkanlar dinamiği problemlerinin bilgisayar ortamında çözülmesi için geliştirilmiş olan sayısal yöntemlerdir ve her birinin farklı bir algoritması vardır. Örneğin, sonlu farklar yöntemi diferansiyel denklemlerin çözümü için, sonlu hacimler yöntemi integral denklemlerin çözümü için kullanılır.

Ayrıklaştırma işlemi gerçekleştirildikten sonra akış modelinin çözümü için Navier-Stokes denklemleri kullanılır. Bu çalışmada sadece daimi, sıkıştırılmaz, viskoz olmayan ve hacim kuvvetlerinin sıfır olduğu akım şartlarında statik analizler yapılacağından Navier – Stokes denklemleri aşağıdaki gibi Euler denklemlerine dönüşecektir:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}}{\partial z} = 0 \quad (3.37)$$

$$\vec{F} = \begin{Bmatrix} l\rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uh_0 \end{Bmatrix}, \quad \vec{G} = \begin{Bmatrix} l\rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vh_0 \end{Bmatrix}, \quad \vec{H} = \begin{Bmatrix} l\rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wh_0 \end{Bmatrix} \quad (3.38)$$

$$h_0 = \frac{e + p}{\rho} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \quad (3.39)$$

Yukarıdaki denklemlerde ρ yoğunluk, u , v ve w hız bileşenleri, e hacim başına düşen iç enerji, p basınç, h_0 toplam entalpi ve c_p özgül ısı değerleridir (Ron-Ho, 1982).

2.4 Aeroelastisite ve Akışkan Yapı Bağlaşımı

Günümüzde hem askeri hem de sivil havacılık uygulamalarında geçmişe göre daha hızlı, verimli, güvenilir ve sessiz araçlar piyasadaki yerlerini almıştır. Bu yüzden uçak tasarımı mühendislik uygulamalarının önemli bir alanı haline gelmiştir. İşin doğası gereği karmaşık bir havacılık problemini çözebilmek için farklı disiplinlerin lineer olmayan analizlerini gerçekleştirmek gerekmektedir. Bazen farklı disiplinlerin temel amaçları birbirininkine katkı sağlayabilir. Örneğin bir uçağın yapısal ağırlığını azaltarak gerekli olan taşıma sağlanabilir; fakat ağırlığın azalması malzemenin esnekliğinin artmasına ve böylece uçak yapısında aeroelastik kararsızlıklar oluşmasına sebep olabilir. Aeroelastisite bu gibi durumlarda uçaklardaki elastik malzemelerle, uçuş sırasında oluşan aerodinamik kuvvetlerin etkileşimi ve enerji transferini sorgular. Yıkıcı kararsızlık problemleri bu etkileşimlerin kontrol altına alınamaması sebebiyle meydana gelir. Daha güvenli ve yüksek performanslı hava araçları tasarlayabilmek için “flutter” ve “diverjans” gibi aeroelastik kararsızlık gösteren durumların tam doğru olarak tahmin edilmesi gerekir; bu da yapısal ve akışkan modellerinin eş zamanlı analizlerini ve akışkan yapı bağlaşımını gerektirir. Akışkan-yapı bağlaşımı problemlerinde akış sistemi Navier-Stokes denklemleri tarafından kontrol edilirken, yapısal kısım denge denklemleri ile kontrol edilir. Aerodinamik basınç kuvvetleri yapı üzerinde deformasyonlara sebep olur ve bu deformasyonlar da aerodinamik kuvvetlerde değişikliklere sebep olur. Bu yüzden bu iki sistemin birbiriyle eşlenmesine ihtiyaç vardır. Bu durum üç ayrı çeşit modelleme yöntemiyle gerçekleştirilebilir (Newman, 1999).

Birinci tip yöntem **“tam bağlaşımli”** (fully coupled) yöntem olarak adlandırılır (Hutsell, 2001). Bu yöntemde akış ve yapı için kullanılan teoriler birleştirilerek sistemin davranışını belirleyen tek bir denklem kümesi oluşturulur ve denklemlerin sayısal çözümü elde edilmeye çalışılır. Genellikle bu yöntem ile yapı- kiriş veya plaka teorisi ile modellenir, akış ise daha fazla zaman isteyen Euler veya Navier-Stokes ile çözülür. Bu yöntemin hesaplama maliyeti fazla olduğundan daha çok iki

boyutlu problemlerin çözülmesinde kullanılmış ve karmaşık geometriler için tek denklem takımı çıkarmak zor olduğundan uygunsuz olduğu görülmüştür (Hutsell, 2001).

İkinci yöntem ise “**sıkı bağlaşımlı**” (closely coupled) yöntem olarak adlandırılır (Hutsell, 2001). Bu yöntem ile akış ve yapı uzayları ayrı ayrı modüllerde çözülerek her çözüm iterasyonu sırasında elde edilen sayısal veriler için iki modül arasında sürekli bir aktarma yapılır. Bu yöntemin avantajı karmaşık geometrilerin değişik tipteki sonlu elemanlar ile modellenmesine daha yatkın olmasıdır. Başka bir avantajı ise akış ve yapı uzayı farklı modüller ile çözülüp her bir disiplinde yakınsama sağlandıktan sonraki aeroelastik iterasyon için veri aktarımı yapıldığından problemin karmaşıklığına göre istenirse daha basit veya daha karmaşık akış veya yapı modellemeleri arasında seçim ve geçiş yapılabilir. Bir dezavantajı ise akış ve yapı ayrı modüllerde çözüldüğünden her iki uzayı modelleyen çözüm ağının (dolayısıyla düğüm noktaları çakışık değildir) farklı olmasıdır. Yapı aerodinamik yüklere maruz kaldığında ise yer değiştirmeler nedeniyle akış uzayının da sınırları değişir. Bu yüzden sayısal hatayı indirmek için her iki uzay için elde edilen sonuçlar modüller arasında aktarılmadan önce veri uygunluğu sağlanmalıdır ve çözüm ağı her iterasyondan sonra güncelleştirilmelidir. Bağlaşımı sağlayan bu işlem için kullanılan farklı algoritmalar mevcuttur (Kamakoti ve Lian, 2002 ve Hutsell, 2001). Zaman içinde artan bilgisayar işlem yeteneği sayesinde bu yöntem son yıllarda en çok kullanılan yöntem olmuştur (Hutsell, 2001).

Üçüncü yöntem ise “**gevşek bağlaşımlı**” (loosely coupled) olarak adlandırılır. Bu yöntemde ise yine akış ve yapı problemi ayrı modüllerde çözülür fakat modüller arası veri aktarımı ya seçilen belirli bir sayıda yapılır (mesela analiz başına 3-10) ya da sadece bir kere yapılır. Daha çok basit geometrili lineer problemler için kullanılmaktadır. Akış hız potansiyel teorisi ile modellenirken yapı için daha çok modal yaklaşım kullanılır (Farhat, 2005).

Sonuç olarak literatürde aeroelastik problemlerin matematiksel modellenmesi ve çözülmesinde geliştirilmeye çalışılan araçlar 4 ana sınıfta toplanabilir;

- Akışı Navier-Stokes, Euler, transonik küçük pertürbans teorileri vs. ile modelleyecek algoritmalar;
- Yapıyı modal yaklaşım, etki katsayıları yöntemi, sonlu elemanlar yöntemi vs. ile modelleyip çözebilecek algoritmalar;

- Akış ve yapı çözümleri için iterasyonlardan sonra modüller arası gerekli verinin aktarımını (düğüm noktalarındaki yer değiştirme vs.) yapacak algoritmaya sahip modüller
- Akış ve yapı arasında veri aktarımından sonra çözüm ağının güncelleştirilmesi için geliştirilen algoritmalar.

2.5 Çok Amaçlı Optimizasyon Tekniği

Optimizasyon belirli kısıtlar ve amaç veya amaçlar doğrultusunda en uygun çözümü bulmak için uygulanan yöntemlerdir. Bu yöntemler, mühendislikte tasarım sırasında veya sonrasında üretilen çözümün iyileştirilmesi için uygulanır. Matematiksel olarak ifade etmek gerekirse, optimizasyon en basit haliyle bir fonksiyonun izin verilen limitler ölçüsünde maksimum veya minimum değerlerini veren değişkenleri bulma işlemidir.

Klasik bir optimizasyon problemi aşağıdaki gibi formüle edilebilir:

$$\min_{\vec{s} \in S} z(\vec{s}) = \min_{\vec{s} \in S} \{z_1(\vec{s}), z_2(\vec{s}), \dots, z_{n_z}(\vec{s})\} \quad (3.40)$$

$$h(\vec{s}) = 0 \quad h(\vec{s}) \in \mathcal{R}^{n_h} \quad (3.41)$$

$$g(\vec{s}) \geq 0 \quad g(\vec{s}) \in \mathcal{R}^{n_g} \quad (3.42)$$

$$S = \{\vec{s} \in \mathcal{R}^{n_s}, \vec{s}_L \leq \vec{s} \leq \vec{s}_U\} \quad (3.43)$$

Burada $\vec{s}$, $\vec{s}_L$ ve $\vec{s}_U$ ile gösterilen alt ve üst sınırlarla kısıtlanmış olan, n_s sayıdaki optimizasyon parametre kümesidir. $z(\vec{s})$ ise problemin amaç fonksiyonu kümesini göstermektedir. $h(\vec{s})$; n_h sayıdaki eşitlik kısıtı, $g(\vec{s})$; ise n_g sayıdaki eşitsizlik kısıtını ifade etmektedir.

Optimizasyon problemlerinin değişkenleri problemin türüne göre farklılık gösterebilirler. Ancak, her optimizasyon probleminde uygun tasarımı (feasible design) bulabilmek için kısıt koşullarının sağlanması gerekmektedir. Eğer tasarım izin verilen limitlerin dışında gerçekleşirse uygun olmayan bir tasarım (infeasible design) elde edilmiş olur ve optimizasyon probleminin kısıtları ihlal edilmiş olur. Böyle bir tasarım optimum çözüm kümesinin dışında yer alır.

Optimizasyon problemleri tek amaç fonksiyonuna sahip olabildiği gibi birden fazla amaç fonksiyonu da problemin maksimum veya minimumlarını bulmak için

kullanılabilir. Örneğin Nikbay ve Aysan (2009) yaptıkları çalışmalarda iki amaç fonksiyonu kullanmışlardır. Bu amaç fonksiyonlarının ikisi de bağıl hataların minimize edilmesini hedeflemektedir. Aynı çalışmanın ikinci bölümünde de iki adet amaç fonksiyonu bulunmaktadır. Amaç fonksiyonlarından bir tanesi taşıma/sürüklenme oranını maksimize ederken diğeri ağırlık değerini minimize etmektedir.

Optimizasyon problemlerindeki en önemli adım problemin doğru bir şekilde kurulmasıdır. Bir sonraki önemli adım ise o problemin çözümü için gerekli olan algoritmayı kullanmaktır. Optimizasyon problemleri en yaygın olarak gradyan tabanlı veya genetik algoritmalarla çözülmektedir.

Genetik algoritmalar, doğal seleksiyon – en iyi özelliklere sahip olanın hayatta kalması – ilkesine göre doğanın evrimsel gelişiminin gözlemlenmesi sonrası oluşturulmuş en iyiye yönelme ve bulma yöntemidir. Bir popülasyon yaşadığı doğaya uyum gösterebilmek için nesiller boyu süren bir mutasyon ve modifikasyon süreci geçirir. Genetik algoritmalar da genlerin mutasyon ve modifikasyona uğradığı gibi en iyiye yönelerek sonuca ulaşırlar. Bu algoritmalar problem için tek bir çözüm üretmektense birbirinden farklı çözümlerden oluşan bir çözüm kümesi üretirler. Genetik algoritmalarda uygunluk, birey ve gen terimleri kullanılmaktadır. Uygunluk amaç fonksiyonunu, birey aday tasarımı ve gen de tasarım değişkenini ifade etmek için kullanılır.

Genetik algoritmalarda çoğunlukla genel en iyi çözüme ulaşılır. Ancak bazı durumlarda yerel en iyi çözüme ulaşıldığında problem sonlandırılır. Böyle bir durumla karşılaşmamak için genellikle geniş bir tasarım uzayı seçilir ve çeşitlilik artırılır.

Genetik algoritmalar hemen her optimizasyon probleminin çözümü için kullanılabilirler. Genetik algoritmalar çözüm ararken optimizasyon değişkenlerinin fiziksel büyüklüklerini doğrudan kullanmazlar, çünkü genetik algoritmalar, olasılıksal dağılımları ikilik sayı sistemine göre kullanan bir algoritma türüdür.

Gradyan tabanlı algoritmalar başlangıç noktası ve yön kullanarak lokal minimumları bulmaya dayalı optimizasyon algoritmalarıdır. Her optimizasyon probleminin çözümü için gradyan tabanlı algoritmalar kullanılamayabilir, çünkü başlangıç noktalarını kullanarak o noktadaki yönleri ve adım değerleri ile türev olarak ilerleyen bir yapıya sahiptirler. Bu yüzden gradyan tabanlı algoritmaların kullanılabilmesi için problemin fonksiyonlarının türevlerinin alınabiliyor olması gerekmektedir.

Gradyan tabanlı algoritmalar kullanıldığında genel minimumun bulunabilmesi için çözüm uzayındaki başlangıç noktalarının dağılımı ve sayısı önemlidir. Örneğin n_d tane değişken ve n_a tane amaç fonksiyonuna sahip bir optimizasyon problemi için en az $2(n_d * n_a)$ tane başlangıç noktasına ihtiyaç olacaktır.

Bu tez çalışmasında optimizasyon problemlerinin çözümü için gradyan tabanlı algoritmalar kullanılmıştır. ARW-2 kanadının yapısal tanımlanmasının ilk aşamasında çok amaçlı optimizasyon çözücüsü olan NBI-NLPQLP ikinci aşamasında ise NBI-AFSQP algoritmaları kullanılmıştır.

NBI (Normal Boundary Intersection) yöntemi çok amaçlı optimizasyon problemlerini birden fazla tek amaçlı optimizasyon problemlerine indirgeyerek çözüm yapan bir yöntemdir. Bu yöntemde indirgenerek elde edilen problemlerin her birine NBI alt problemleri denir. NBI yöntemiyle çok amaçlı bir optimizasyon probleminin alt problemlerini çözebilmek için, bu yöntemin tek amaçlı bir optimizasyon çözüm algoritmasıyla eşlenmesi gerekmektedir. Bu çalışmanın ilk aşamasında NBI-NLPQLP algoritması kullanılmıştır. Bu algorithmada NBI yöntemi NLPQLP çözücüsüyle eşlenmiştir. NLPQLP algoritması türevi alınabilir nonlineer programlama problemlerinin çözümü için kullanılan bir algoritma olan sıralı karesel programlama – SQP (Sequential Quadratic Programming)’in bir türevidir (Das ve Dennis, 1998). SQP geniş bir yelpazede birçok optimizasyon probleminin çözümünde güçlü ve verimli sonuçlar vermektedir (Das ve Dennis, 1998). Çalışmanın ikinci kısmında kullanılan NBI-AFSQP algoritmasında ise NBI yöntemi AFSQP (Adaptive Filter SQP) algoritmasıyla eşlenmektedir. AFSQP algoritması da yine SQP algoritmasının bir türevidir.

3. KOMPOZİT ARW-2 KANADININ YAPISAL TANIMLANMASI

3.1 Amaç

NASA Langley araştırma merkezinde yürütülen DAST programı sonucunda kompozit ARW-2 kanadı için yapısal, statik ve dinamik aeroelastik test sonuçlarını içeren geniş bir veri tabanı oluşturulmuştur. Böylece birçok araştırmacının kendi çalışmalarında örnek model olarak kullanabilecekleri, kompozit yüzeye ve süper-kritik profile sahip, yapısında rib ve sparların bulunduğu karmaşık bir kanat modeli ortaya çıkmıştır. Oluşturulmuş olan veri tabanı için teknik raporlar ve araştırmacıların yapmış olduğu çalışmalar literatürdeki yerini almıştır. Ancak, kanat modelinin kompozit yüzeyiyle ilgili tanımlamalar 3 boyutlu bir sonlu elemanlar modeli oluşturmak ve bu modeli validasyon problemlerinde kullanmak için yeterli değildir. Bu yüzden gerçek kanat modelinin deneysel verileriyle aynı yapısal cevaba sahip bir sayısal kanat modeli ihtiyacı ortaya çıkmıştır.

ARW-2 kanadının kompozit yüzeyi ortadaki bal peteği yapının üzerine cam-fiber malzemeye oluşturulmuş sandviç yapıdan meydana gelmiştir. Ancak, cam-fiber ve bal peteği malzemesinin kalınlık değerleri ve mekanik özellikleriyle ilgili herhangi bir bilgi yayınlanmamıştır. Ayrıca, kanattaki rib, spar ve eksenel barların kalınlık değerleri de literatürde mevcut değildir.

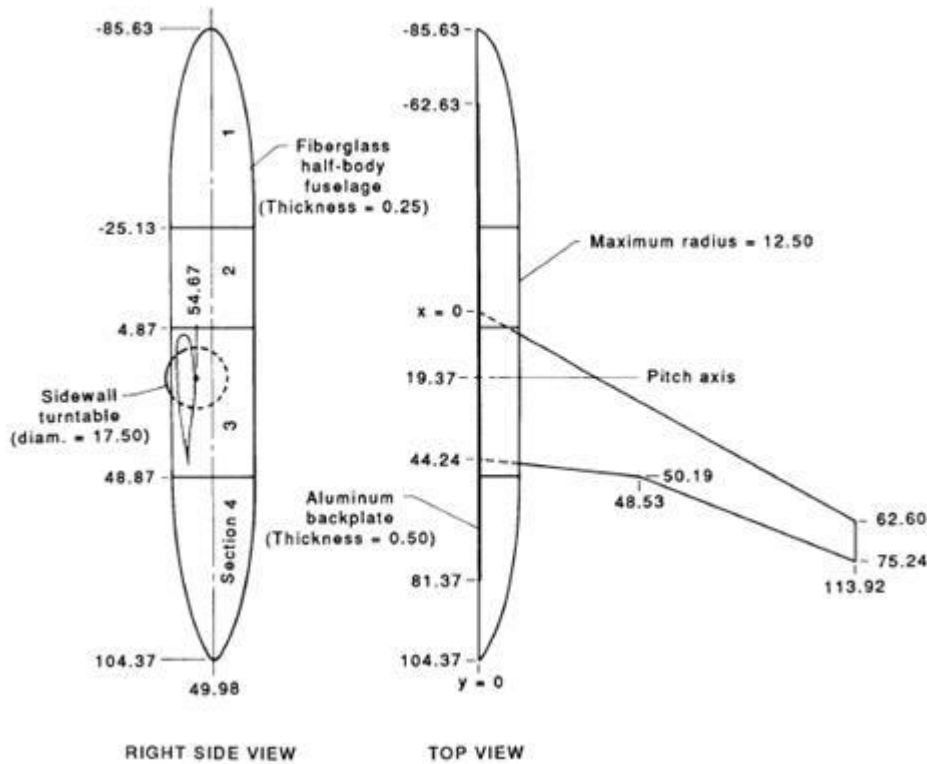
Çalışmanın bu aşamasında çok amaçlı bir optimizasyon döngüsü içerisinde tersine mühendislik yaklaşımıyla kanadın bilinmeyen özellikleri tahmin edilmeye çalışılmıştır. Bu bağlamda da bal peteği malzemesi, cam-fiber katmanları, eksenel barlar ile rib ve sparların kalınlıkları optimizasyon değişkeni olarak belirlenmiştir. Problemin amaç fonksiyonları, oluşturulan sayısal modelin statik eğilme analizi cevabının gerçek kanadın deneysel cevabına göre bağıl hatası ve yine sayısal modelin modal analiz sonuçlarının gerçek kanadın test sonuçlarına göre bağıl hatasıdır. Diğer yandan optimizasyon analizleri sonucu elde edilmiş olan en iyi çözümün burulma cevabı deneysel kanadın deneysel verileriyle kontrol edilmiştir.

Optimizasyon işlemleri çok amaçlı ve çok disiplinli optimizasyon çözücüsü olan ModeFrontier 4.1 kullanılarak yapılmıştır. Kanadın yapısal analizleri ise Abaqus 6.7 ile gerçekleştirilmiştir.

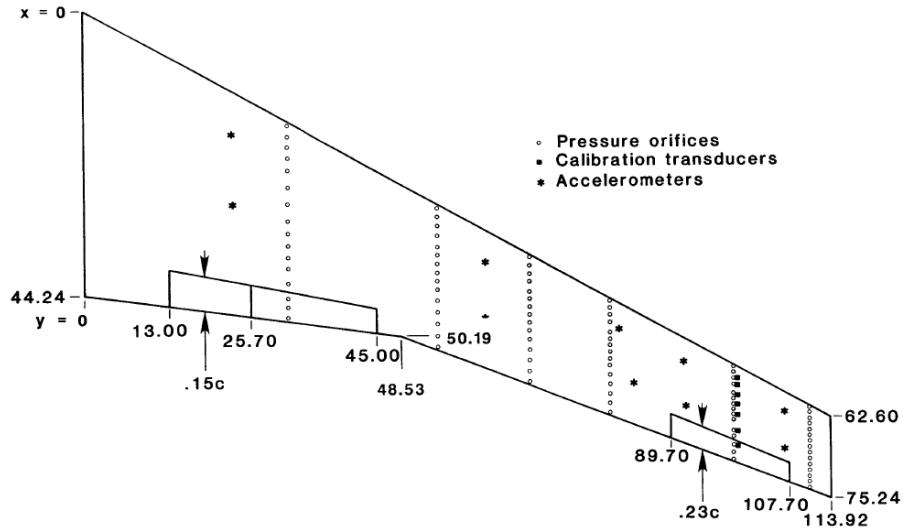
3.2 ARW-2 Kanadının Geometrik Özellikleri ve Sayısal Modelin Oluşturulması

DeneySEL ARW-2 modelinin geometrik ve yapısal özellikleri Sandford ve diğ. (1989) tarafından sağlanmıştır. Sandford ve diğ. (1994) başka bir çalışmada kanat modeli üzerindeki daimi akış basınç ölçümlerine yer vermiştir.

NASA'nın Langley Araştırma Merkezinde sürdürülen DAST programının amacı, daimi ve daimi olmayan akış şartlarında süper-kritik bir kanat modeli üzerinde yapılan basınç ölçümlerinden yararlanarak daha sonra hesaplamalı çalışmalarda kullanılabilecek geniş bir veri tabanı oluşturmaktır. Transonik aerodinamik hesaplamalarda basit karşılaştırmalar yapabilmek için araştırmanın başlarında kanat modelleri mümkün olduğunca rijid olarak üretilmeye çalışılmıştır. Araştırmanın ilerleyen safhalarında kanat modelleri daha elastik olarak üretilerek daha gerçekçi sonuçlar alınmaya başlanmıştır.



Şekil 3.1 : DeneySEL ARW-2 modelinin üstten ve sağdan görünüşü (Sandford ve diğ., 1989).



Şekil 3.2 : Deneysel ARW-2 Modelinin Planform Görünüşü (Sandford ve diğ., 1989).

Deneysel ARW-2 modeli, 10,3 açıklık oranına ve 28,8° hücum kenarı ok açısına sahiptir. 2,89 metre kanat açıklığına sahip ARW-2'nin Şekil 3.1'de üstten ve sağdan görünüşüne, Şekil 3.2'de ise planform görünüşüne yer verilmiştir. Kanadın dış yüzeyi üç farklı süper-kritik kanat profilinden oluşmuştur. Kanadın iç yapısında biri yerel veterin %25'inde, diğeri %62'sinde olmak üzere iki ana kiriş yer almaktadır. Kanat kaburgaları ve kirişleri 7075-T73 alüminyum alaşımdan üretilmiştir. Çizelge 3.1'de alüminyum 7075-T73'ün mekanik özellikleri verilmiştir.

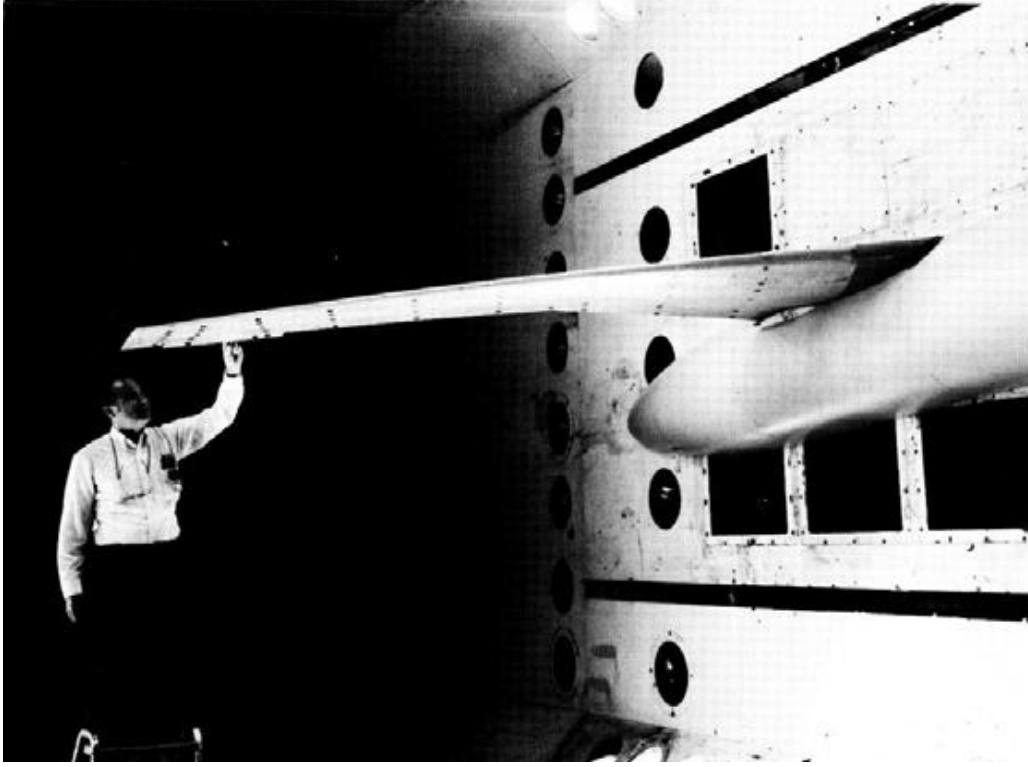
Çizelge 3.1 : Alüminyum 7075-T73'ün mekanik özellikleri

Malzeme Özelliği	Değer
$\rho(\text{kg/m}^3)$	2810
E (MPa)	72000
ν	0,33

Kanat kaburgalarının ve kirişlerinin üzerindeki alanın dışında kalan kanat yüzeyi, iki fiberglas arasına bal peteği (honeycomb)- sandviç model şeklinde fiberglas malzemeden yapılmıştır. Fiberglas ve bal peteği malzemelerinin mekanik özellikleri ve kalınlıkları literatürde belirtilmemiştir. Kanat yüzeyindeki fiberglas katmanlarının sayısı kanat kökünde 36'dan kanat ucunda 27'ye azalacak şekilde oluşturulmuştur ve bu katmanların yaklaşık %25'nin ± 45 derecelik oryantasyona sahip olduğu bilinmektedir. Eksenel barların malzemesi hakkında literatürde bir bilgi

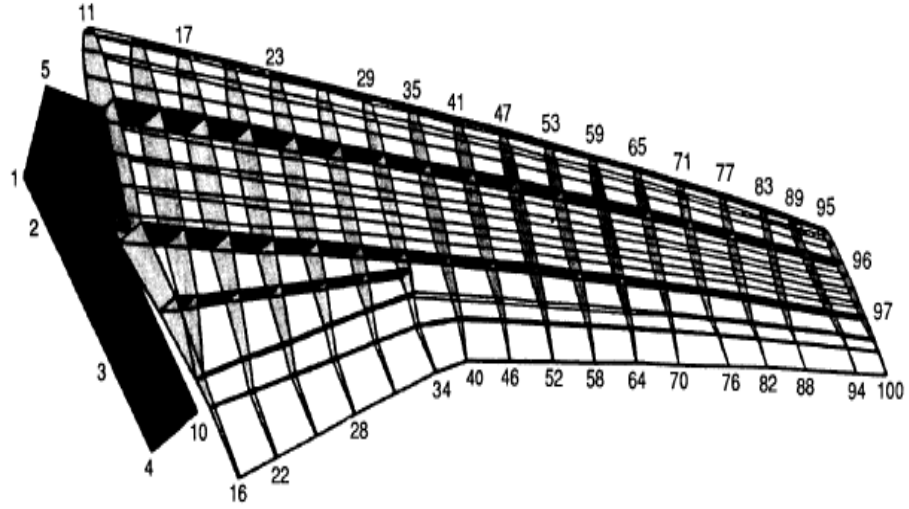
bulunmamaktadır. Bu yüzden çalışma boyunca kaburgalarla ve kirişlerle aynı malzemeden olduğu kabulü yapılmıştır.

Kanat modelinin parametrik olarak oluşturulması için ticari bir yazılım olan CATIA V5 kullanılmıştır. Sandford ve diğ. (1989) raporlarında yer alan kanat modelini oluşturmak için veriler bire bir CATIA yazılımına aktarılmıştır. Deneylerde kullanılan kanat modeli Şekil 3.3'te verilmiştir.

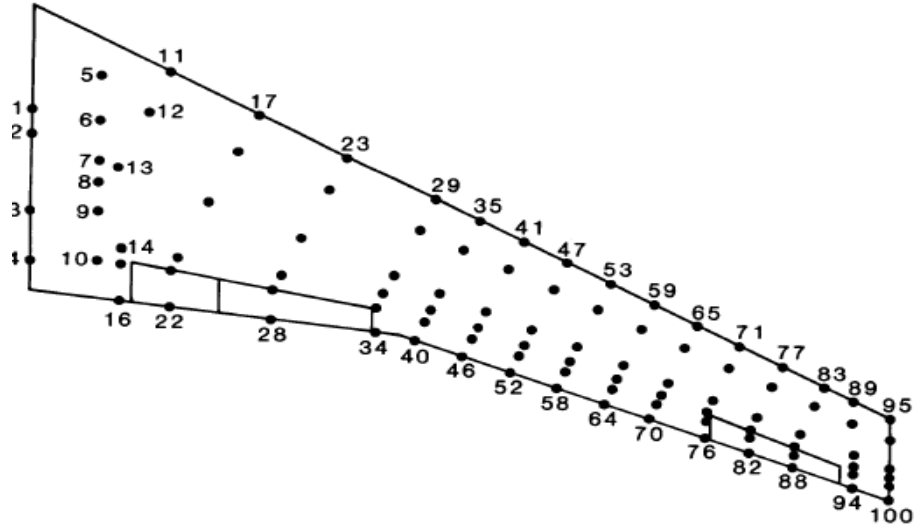


Şekil 3.3 : Deneysel ARW-2 modeli (Sandford ve diğ., 1989).

Kanadın dış görünümünün yanında, referans alınan NASA raporunda aynı zamanda kanadın iç elemanları hakkında da bilgi verilmiştir (Sandford ve diğ., 1989). Kanat 17 tane rib ve 2 tanesi ana olmak üzere 5 adet spar, 2 tanesi üst yüzeyde 2 tanesi alt yüzeyde olmak üzere 4 tane güçlendirici eksenel bar içermektedir. Şekil 3.4'de kanadın iç elemanları görülebilmektedir. Şekil 3.5'te ise iç elemanları içeren sayısal modeli oluşturmakta kullanılan deneysel model gösterilmiştir. Literatürdeki eksiklik Şekil 3.4'de gösterilen rib, spar gibi elemanların ve kanat yüzeyi ile eksenel barların kalınlıklarının bulunmamasıdır.



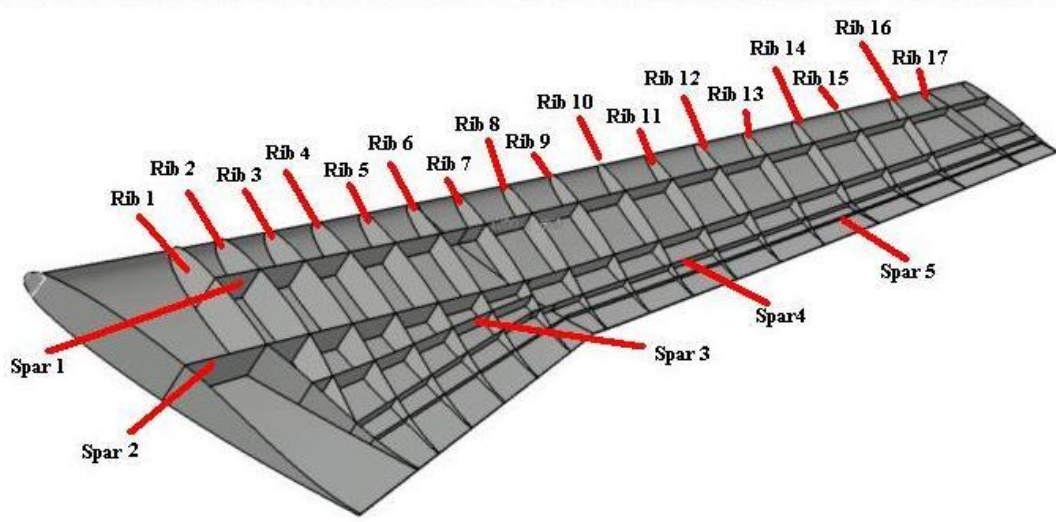
Şekil 3.4 : Deneysel ARW-2 kanadının yapısal modeli (Sandford ve diğ., 1989).



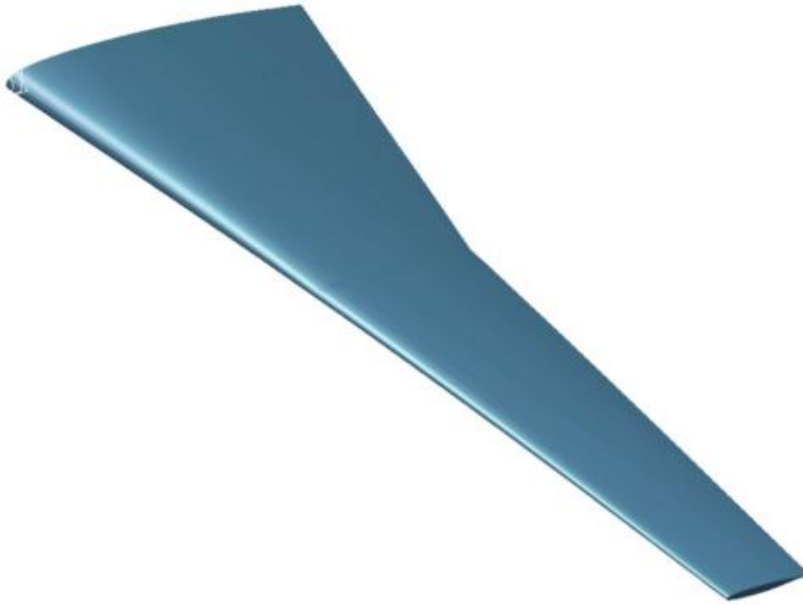
Şekil 3.5 : Kaburgaların ve kirişlerin koordinat noktaları (Sandford ve diğ., 1989).

Bu şekiller ve raporda verilen kanat profili koordinatları ile CATIA V5 yazılımında kanadın yapısal iç elemanlarını da içeren bir model oluşturulmuştur. Şekil 3.6 ve 3.7’de CATIA yazılımı kullanılarak oluşturulan model verilmiştir.

Şekil 3.6 ve 3.7’de gösterilen kanat modelleri CATIA yazılımının yüzey modelleme modülüyle yapılmıştır. Daha sonra oluşturulan bu model sonlu eleman modeli oluşturulmak üzere Abaqus’e aktarılmıştır.



Şekil 3.6 : CATIA’da oluşturulan ARW-2 yapısal modeli – rib ve sparların dağılımı.



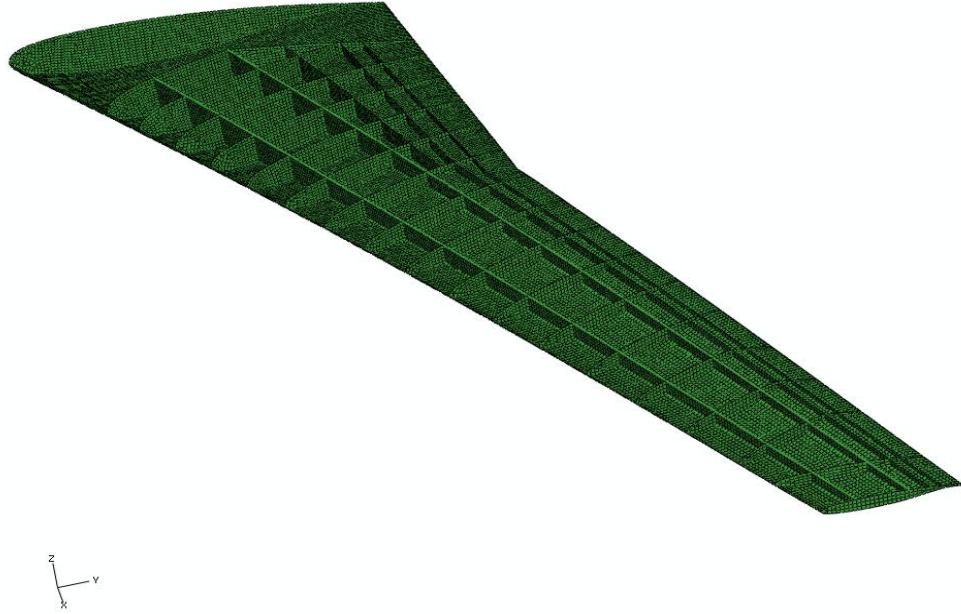
Şekil 3.7 : CATIA’da oluşturulan ARW-2 modeli.

3.3 ARW-2 Kanadının Sonlu Elemanlar Modelinin Oluşturulması ve Yapısal Tanımlanması

Bu çalışmada kompozit ARW-2 kanadı için iki farklı sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur. İlk model NASA’nın yayınladığı teknik raporlardaki tariflere bire bir uyularak gerçekleştirilmiştir. Ancak daha sonra bu modelin aeroelastik cevabının uzun sürmesi nedeniyle daha basit bir sonlu elemanlar modeline ihtiyaç doğmuştur ve model basitleştirilerek aeroelastik validasyon problemi için hazır hale getirilmiştir.

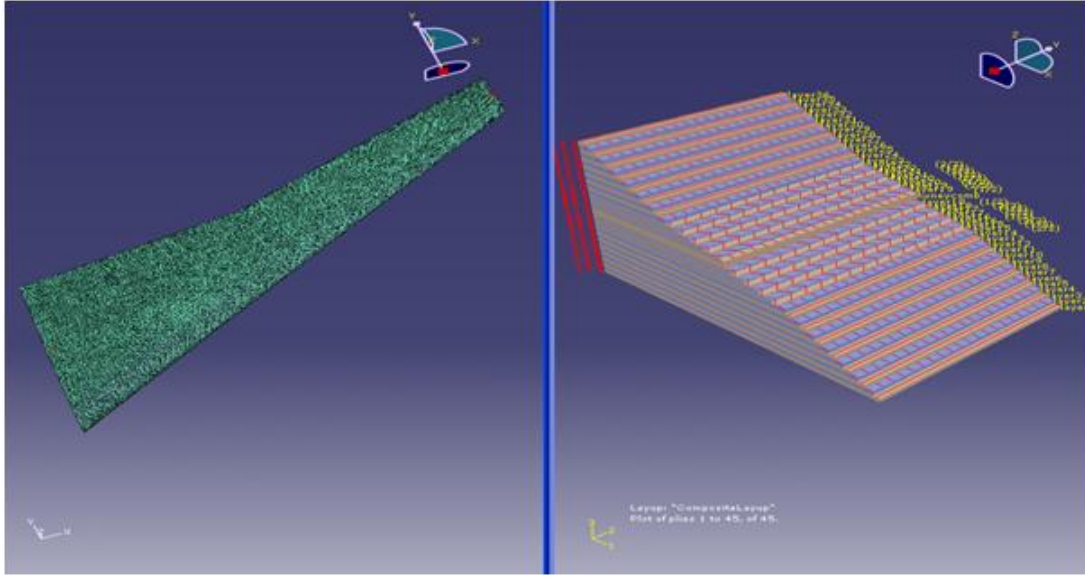
3.3.1 ARW-2 kanadının kompleks modeli ve çok amaçlı optimizasyonu

Model geometrisinin Abaqus'e aktarılmasıyla ilk önce kanadın üzerine eksenel barlar yerleştirilmiştir. Ön ve arka giriş boyunca ve alt ve üst yüzey olmak üzere 4 adet eksenel güçlendirici bar yerleştirilmiştir. Şekil 3.8'de ARW-2 kanadının Abaqus'te oluşturulan sonlu elemanlar modeli görünmektedir.



Şekil 3.8 : ARW-2'nin sonlu eleman modeli.

ARW-2 kanat modeli tanıtılırken de belirtildiği gibi kanat rib ve sparları 7075-T73 alüminyum alaşımdan üretilmiştir. Kanat rib ve sparlarının üzerindeki alanın dışında kalan kanat yüzeyi, iki fiberglas arasına bal peteği (honeycomb)- sandviç model şeklinde fiberglas malzemeden yapılmıştır. Fiberglas ve bal peteği malzemelerinin mekanik özellikleri ve kalınlıkları literatürde belirtilmemiştir. Kanat yüzeyindeki fiberglas katmanlarının sayısı kanat kökünde 36'dan kanat ucunda 27'ye azalacak şekilde oluşturulmuştur ve bu katmanların yaklaşık %25'inin ± 45 derecelik oryantasyona sahip olduğu bilinmektedir. Eksenel barların malzemesi hakkında literatürde bir bilgi bulunmamaktadır. Kompozit modelin sonlu eleman modeli oluşturulurken rib, spar ve eksenel barların malzeme özellikleri Alüminyum 7075-T73 olarak alınmıştır.



Şekil 3.9 : Kompozit kanat yüzeyinde katman oryantasyonu.

Yukarıda belirtilen bilgiler ışığında, bal peteği merkeze yerleştirilmiştir. Fiberglas malzemeler ise bal peteğinin alt ve üst yüzeylerine yerleştirilerek sandviç yapı oluşturulmuştur. ± 45 derecelik fiberglas katmanlar bal peteği yapının alt ve üst yüzeyine simetrik olarak dağıtılmıştır. 0 ve 90 derecelik katmanlar ise alt ve üst yüzeydeki ± 45 derecelik katmanların üzerine uygun sayılarda dağıtılmıştır. Böylece literatürdeki tanıma uygun şekilde kanat kökünde 36 katman, kanat ucunda 27 katman oluşturulmuştur; bu yapılırken de fiberglas katmanlarının sayısı kökten uca doğru lineer olarak azaltılmıştır. Şekil 3.9’da kompozit ARW-2 kanadı için sonlu elemanlar modeli ve katmanlarının dizilişi gösterilmiştir.

Fiberglas malzemenin mekanik özelliklerini bulabilmek için bölüm 2.1’de anlatılan Kompozit Teori bilgilerinin yanında ek olarak Halpin-Tsai denklemleri de kullanılarak mikro yapıda kompozit analizi yapılmıştır (Mallick, 1993). Halpin-Tsai denklemleri:

$$E_1 = E_f \bar{V}_f + E_m \bar{V}_m \quad (3.1)$$

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \nu_f \bar{V}_f + \nu_m \bar{V}_m \quad (3.2)$$

$$\frac{E_2}{E_m} = \frac{1 + \xi \eta \bar{V}_f}{1 - \eta \bar{V}_f} \quad (3.3)$$

$$\eta = \frac{E_f / E_m - 1}{E_f / E_m + \xi} \quad (3.4)$$

$$\frac{G_{12}}{G_m} = \frac{1 + \xi \beta \bar{V}_f}{1 - \beta \bar{V}_f} \quad (3.5)$$

$$\beta = \frac{G_f / G_m - 1}{G_f / G_m + \xi} \quad (3.6)$$

Burada E_f , G_f , ν_f fiber malzemesinin (fiberglas) mekanik özellikleri, E_m , G_m , ν_m ise matris malzemesinin (epoksi) mekanik özellikleridir. $\bar{V}_f$ fiber malzemesinin kompozit yapıdaki hacim oranı, $\bar{V}_m$ ise matris malzemesinin kompozit yapıdaki hacim oranıdır. Bu iki oranın toplamı 1'dir. ξ koşul faktörüdür ve güçlendirici malzemenin (fiber) yapısına, geometride bulunma şekline ve yüklemeye göre farklı değerler alabilir. Bu çalışmada' E_2 yi hesaplarken $\xi = 1$, G_{12} 'yi hesaplarken $\xi = 2$ olarak alınmıştır.

Kompozit ARW-2'nin kanat yüzeyinin makro yapıda analizini yapabilmek için ortotropik yüzey gerilmesi durumu ele alınmıştır. Böyle bir durumda kabuk bir yapının analizi için sadece E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} , G_{13} , G_{23} ve yoğunluk değerlerine ihtiyaç vardır. Abaqus programı G_{13} ve G_{23} değerlerini enlemesine kayma gerilmesi modellemesine ihtiyaç olabileceğinden istemektedir.

Tersine mühendislik yaklaşımı kullanarak çözmeye çalıştığımız bu problemde bütün bilinmeyenleri optimizasyon değişkeni olarak atarsak, hem toplam değişken sayısı hem de hesaplama zamanı önemli ölçüde artacaktır. Bu yüzden problemi basitleştirmek adına kompozit yapının malzeme özellikleri Halpin-Tsai denklemleri kullanılarak aşağıda tablo halinde verilmiştir Çizelge 3.2. Bu değerler ABAQUS'te gerçekleştirilen bir dizi analiz sonucunda ilk modun doğal frekansı dikkate alınarak optimizasyon döngüsüne sokulmadan elde edilmiştir. Analizler sırasında Nikbay ve Aysan'ın (2009) izotropik model için elde ettikleri kalınlık değerleri kullanılmıştır.

Çizelge 3.2 : Cam-fiber ve bal peteği malzemelerinin mekanik özellikleri.

	E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	G_{12} (MPa)	G_{13} (MPa)	G_{23} (MPa)	ρ (kg/m ³)	ν
Fiberglas	31000	9720	3000	3000	4200	2700	0,35
Bal Peteği	135	135	150	150	135	2700	0,28

Çizelge 3.2'de verilen değerler bundan sonraki aşamalarda optimizasyon problemi içerisinde sabit olarak kabul edilmiştir. Bu aşamadan sonra kompozit kanat yüzeyinin

kalınlıkları ile birlikte, rib, spar, eksenel barların kalınlıkları ve eksenel barların yarıçapları optimizasyon değişkeni olarak belirlenmiştir.

Bu çalışmada amaç fonksiyonları; 1) ilk beş modal frekanstaki ortalama bağıl hatanın minimizasyonu ve 2) kanat ucundaki ön ve arka kirişteki statik eğilmeye bağlı yer değiştirmelerin ortalama bağıl hatasının minimizasyonu (denklem 3.7-3.9). Optimizasyon işlemi sırasında sekiz eşitsizlik kısıtlaması uygulanmıştır. İlk dört eşitsizlik kısıtlaması eksenel barların geometrik tanımını için geçerlidir. Et kalınlığı olan daire kesitli eksenel barlarda kalınlık yarıçaptan büyük olamayacağı için eşitsizlik kısıtlaması 4 eksenel bar için de uygulanmıştır. Geriye kalan dört eşitsizlik kısıtlamasından ilki, denklem (3.14) ile gösterilmiş olan birinci modun doğal frekansının bağıl hatasıdır. İkincisi ise ilk üç modun doğal frekansının ortalama bağıl hatasıdır (denklem – 3.15). Burada ilk üç modun doğal frekansının ve özellikle ilk modun doğal frekansının deneysel modele çok yakın olması amaç edinilmiştir. Çünkü yapısal doğrulama çalışmalarında ilk modun uygunluğu büyük önem taşımaktadır. Ayrıca analiz sırasında dördüncü modun doğal frekansı genellikle deneysel kanattan çok düşük çıkmıştır. Bu sebeple ilk üç modu daha yakından inceleyebilmek için denklem (3.15)'teki kısıt probleme eklenmiştir. Ayrıca kanat ucundaki ön ve arka kirişteki statik eğilmeye bağlı yer değiştirmelerin ortalama bağıl hataları da probleme eşitsizlik kısıtı olarak eklenmiştir (denklem (3.17)).

Amaç Fonksiyonları:

$$\min_{s \in S} \{e_f(s), e_u(s)\} \quad (3.7)$$

$$e_f = \frac{\sum_{i=1}^5 X_i \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}}}{5} \times 100 \quad (3.8)$$

$$e_u = \frac{\frac{|u_{ön}^{den} - u_{ön}^{say}|}{u_{ön}^{den}} + \frac{|u_{arka}^{den} - u_{arka}^{say}|}{u_{arka}^{den}}}{2} \times 100 \quad (3.9)$$

Değişkenler:

$$t_i^{rib} \quad i = 1, 2, \dots, 17 \quad t_j^{spar} \quad j = 1, 2, \dots, 5 \quad (3.10)$$

$$t^{yüzey}, \quad t^{balpeteği}, \quad r_l^{eksenel}, \quad t_l^{eksenel}, \quad l = 1, 2, 3, 4 \quad (3.11)$$

Eşitsizlik Kısıtları:

$$r_l^{eksenel} - t_l^{eksenel} \geq 0 \quad (3.12)$$

$$g_l(s) = \frac{t_l^{eksenel}}{r_l^{eksenel}} \leq 1 \quad l = 1, 2, 3, 4, \quad g_l(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.13)$$

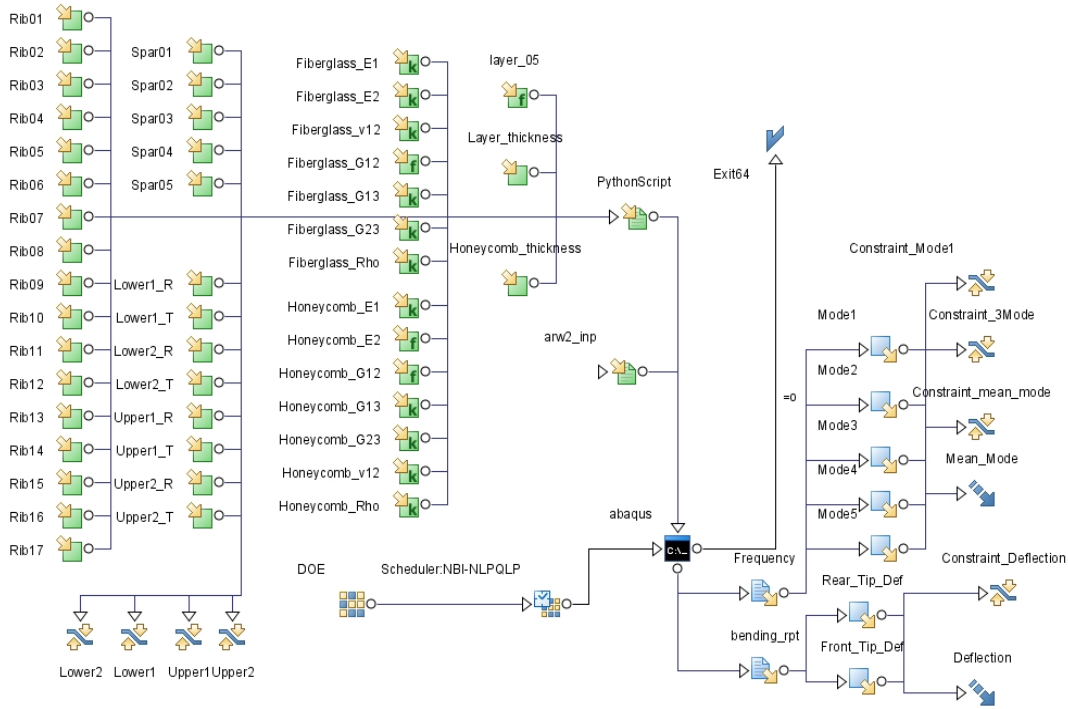
$$g_5(s) = \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}} \times 100 - 2,5 \leq 0, \quad i = 1, \quad g_5(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.14)$$

$$g_6(s) = \frac{\sum_{i=1}^3 \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}}}{3} \times 100 - 8 \leq 0, \quad g_6(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.15)$$

$$g_7(s) = \frac{\sum_{i=1}^5 \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}}}{5} \times 100 - 15 \leq 0, \quad g_7(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.16)$$

$$g_8(s) = \frac{\frac{|u_{\text{ön}}^{den} - u_{\text{ön}}^{say}|}{u_{\text{ön}}^{den}} + \frac{|u_{\text{arka}}^{den} - u_{\text{arka}}^{say}|}{u_{\text{arka}}^{den}}}{2} \times 100 - 7 \leq 0, \quad g_8(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.17)$$

Burada t_i^{rib} , t_j^{spar} , $t_l^{eksenel}$, $t^{yüzey}$, $t^{balpeteği}$ sırasıyla kaburga, kiriş, eksenel bar, lamine ve bal peteği kalınlıklarına karşılık gelirken $r_l^{eksenel}$ eksenel barın yarıçapını ifade etmektedir. Ayrıca f_i^{den} deneysel kanat için i 'inci modun frekansı, aynı şekilde f_i^{say} ise sayısal kanat için i 'inci modun frekansını göstermektedir. $u_{\text{ön}}^{den}$, u_{arka}^{den} , $u_{\text{ön}}^{say}$ ve u_{arka}^{say} ise sırasıyla deneysel kanadın ve sayısal modelin statik eğilme durumunda uç profilindeki ön ve arka kirişinde meydana gelen yer değiştirmelerdir. Optimizasyon işlemi çok amaçlı ve çok disiplinli optimizasyon çözücüsü olan modeFrontier 4.1 programı kullanılarak yapılmıştır. Bu işlem bir “ikinci dereceden sıralı programlama (Sequential Quadratic Programming – SQP)” temelli, türev tabanlı bir optimizasyon algoritması olan NLPQL ile gerçekleştirilmiştir. Bu çok amaçlı optimizasyon problemi için NBI-NLPQLP (Schittkowski ve diğ., 1994) kullanılmıştır.



Şekil 3.10 : Kompozit model için modeFrontier optimizasyon şeması.

Şekil 3.10’da kompozit modelin tanımlanması için kurulmuş olan optimizasyon akış şeması vardır.

Çizelge 3.3 : NBI-NLPQLP parametreleri.

Parametreler	
Alt Problem Başına Düşen Maksimum İterasyon Sayısı	500
Türev Yakınsaması	Sonlu İleri Farklar
Pareto Noktası (Alt Problem) Sayısı	10
Nihai Sonlandırma Hassasiyeti	1,0E-5
Sonlu Farklar Bağlı Bozuntusu	1,0E-7
Sonlu Farklar Minimum Bozuntu Yöntemi	Sabit
Sabit Minimum Bozuntu	1,0E-7

Çizelge 3.3’te gösterilen alt problemin sayısı çözümün netliğini belirlemektedir. Bu sayının büyük olması Pareto çözümü için daha iyi sonuçlar vermektedir. Ancak maliyet hesabına göre bu sayının belirli bir değeri aşmaması gerekmektedir. Çünkü alt problem sayısının artması çözüm süresini oldukça artırmaktadır. Bu çalışma için yapılan analizler sonucu alt problem sayısı 10 olarak belirlenmiştir. Bu çizelgedeki kritik bir diğer parametre ise nihai sonlandırma hassasiyetidir. Rigoni (2004) yaptığı çalışmalar sonucu 10^{-5} değerinin iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir. Sonlu farklar hesabında kullanılan bozuntu değeri ise 10^{-7} olarak seçilmiştir. NLPQLP

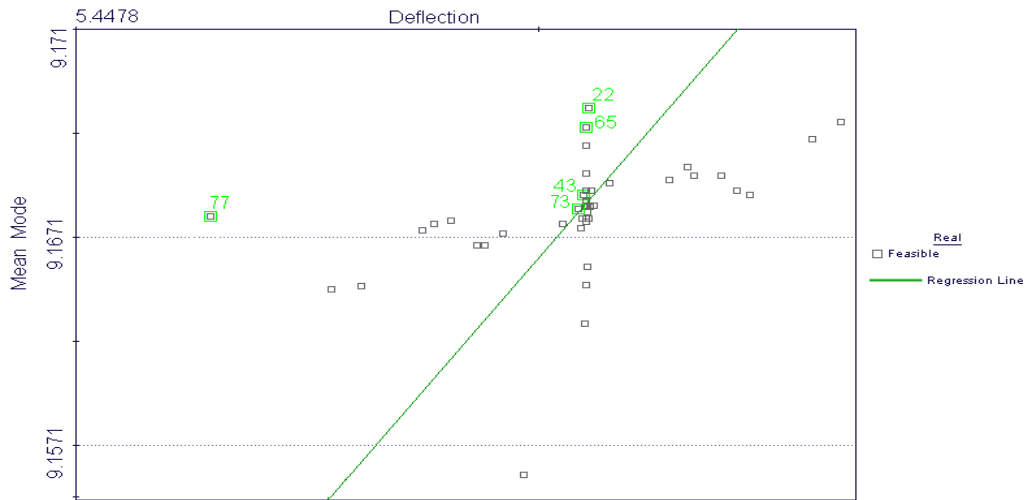
algoritmasının sonlu farklar hesapları ileri sonlu farklar yöntemiyle gerçekleştirilmiştir.

Optimizasyon işleminin başlangıcında 20 adet deneysel tasarım (Design of Experiment – DoE) “Sobol Serisi” kullanılarak tasarım uzayında rastgele ve düzgün olarak dağıtılmıştır. Daha sonra yapılan analizler sonucunda oluşan en iyi 20 tasarım esas analiz sürecinde deneysel tasarım olarak tasarım uzayında kullanılmıştır. Böylece türev (gradyan) tabanlı çözücü olan NBI-NLPQLP için uygun başlangıç noktaları belirlenmiştir. Sonuç olarak analiz toplamda 128 tasarım oluşturabilmiştir. Bunlardan 108 tanesi kısıtlara ve amaç fonksiyonuna uygun (feasible) bölgede çıkmıştır. 19 tane tasarım amaç fonksiyonun ve kısıtlamaları ihlal ettiği için uygun olmayan (unfeasible) bölgede oluşmuştur. 1 tane tasarım da hiçbir sonuç vermeyen hatalı bir tasarım olmuştur. Problemin çözümü Intel(R) Core(TM)2 CPU 6700 @ 2.66 GHz işlemcili bir bilgisayarda gerçekleştirilmiştir. Problemin çözümü toplamda 125 saat 55 dakika ve 4,328 saniye sürmüştür.

Sonuç olarak 5 tane tasarım “pareto optimal kümesi”nde yer almıştır. Bu küme Çizelge 3.4’te gösterilmiştir.

Çizelge 3.4 : Pareto optimal küme.

Pareto Optimal Küme	İlk Modun Bağlı Hatası	İlk Üç Modun Bağlı Hatası	İlk Beş Modun Bağlı Hatası	Kanat Ucu Yer Değiştirmesinin Bağlı Hatası
1	1,081	5,5933	9,1509	5,5033
2	1,077	5,5893	9,1551	5,5028
3	1,069	5,5822	9,1518	5,5031
4	1,076	5,5887	9,1557	5,5022
5	1,084	5,5974	9,1561	5,4624



Şekil 3.11 : Pareto optimal kümenin tasarım uzayındaki dağılımı.

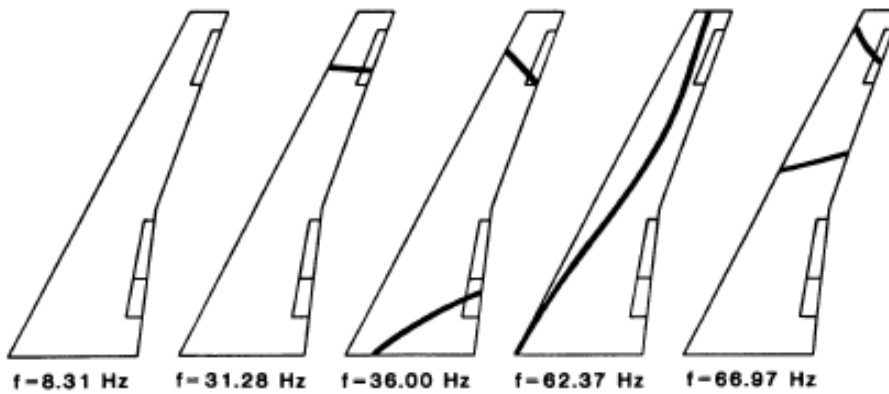
Şekil 3.11’de pareto optimal kümenin uygun tasarımlar içerisindeki dağılımı görülmektedir. Grafik amaç fonksiyonlarına göre çizdirilmiştir. Pareto tasarımlar ID numaraları ile birlikte gösterilmiştir.

Çizelge 3.5 : En iyi tasarım sonucunda elde edilen değerler

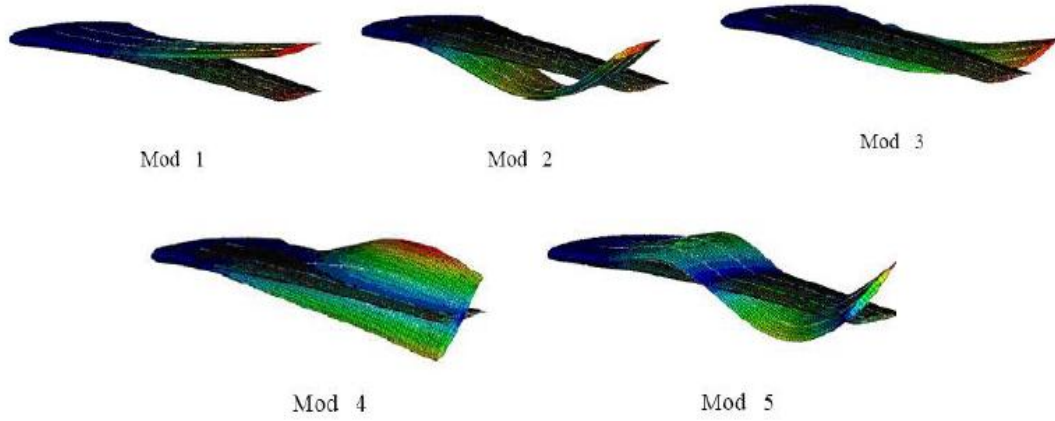
	Referans Sonuç (Sandford ve diğ., 1989)	Hesaplanan Sonuç	Bağlı Hata (%)
Mod 1	8,31 Hz	8,39 Hz	1,01
Mod 2	31,28 Hz	33,67 Hz	7,65
Mod 3	36,00 Hz	38,89 Hz	8,03
Mod 4	62,37 Hz	44,55 Hz	28,50
Mod 5	66,97 Hz	67,26 Hz	0,44
Ön Kiriş Kanat Ucu Yer Değiştirmesi	1,90 İnç	2,01 İnç	5,61
Arka Kiriş Kanat Ucu Yer Değiştirmesi	2,01 İnç	2,11 İnç	5,40

Pareto optimal küme içerisinde 3 numaralı tasarım ilk modun ve ilk üç modun ortalama bağlı hatasında en düşük değere sahiptir. Bu yüzden en uygun tasarım olarak seçilmiştir. Çizelge 3.5’ten 3 numaralı tasarımın detaylı sonuçlarına bakacak olursak deneysel kanat ile sayısal kompozit modelin statik eğilme ve doğal frekans verileri bakımından doğrulandığını söyleyebiliriz.

Şekil 3.12’de deneysel kanat modelinin ilk beş mod şeklinin kanadın orijinal konumunu kestiği sıfır noktaları gösterilmektedir. Şekil 3.13’te ise sayısal kanat modelinin ilk beş modun doğal frekanslarında sahip olduğu mod şekillerini göstermektedir. Mod şekilleri incelendiğinde deneysel kanat ile sayısal kompozit modelin uyum içinde olduğu söylenebilir.

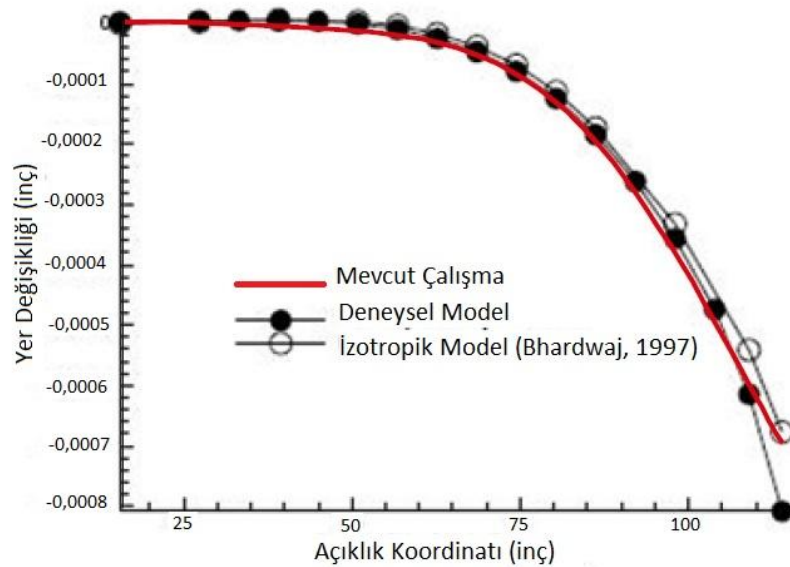


Şekil 3.12 : Deneysel kanadın mod şekilleri (Sandford ve diğ., 1989).

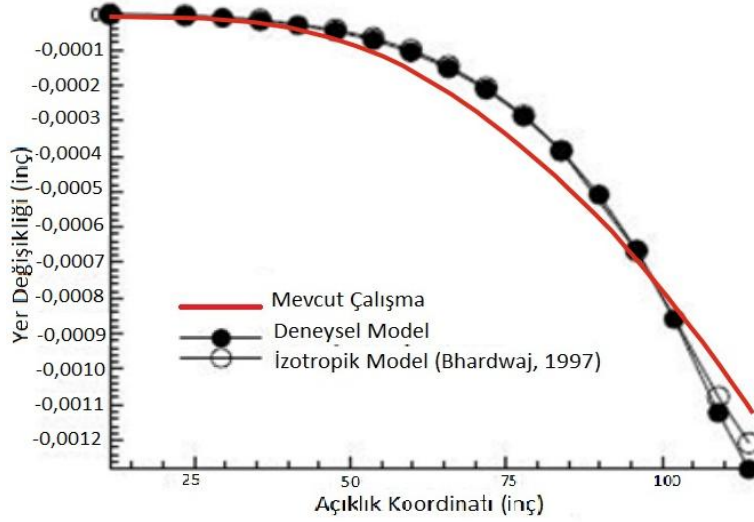


Şekil 3.13 : Sayısal kompozit modelin mod şekilleri.

Yapısal doğrulama çalışmasının son aşlaması olarak, modal analiz ve statik eğilme cevabı bakımından doğrulanmış olan sayısal kompozit model statik burulma analizine tabi tutulmuştur. Burulma momentini oluşturabilmek için ön sparın kanat ucuna yukarı yönlü 1 lb, arka sparın kanat ucuna aşağı yönlü 1 lb kuvvet uygulanmıştır. Burulma momenti sonucu ön ve arka sparlarda kanat açıklığı boyunca meydana gelen yer değiştirmelerin grafiği çizdirilmiştir. Şekil 3.14 ve 3.15'ten görüleceği üzere optimum tasarımın burulma davranışlarının hem Bhardwaj'ın çalışmasıyla hem de deneysel çalışmayla uyduğu söylenebilir.



Şekil 3.14 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme – ön kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.



Şekil 3.15 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme - arka kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.

Böylece literatürde mevcut olmayan bilgiler tersine mühendislik yaklaşımı ile çok amaçlı bir optimizasyon döngüsü içerisinde elde edilmiş oldu. Günümüze kadar yapılan çalışmalarda ARW-2 kanadı ya izotropik olarak, ya da kompozit plaka olarak modellenmişti. Bu çalışmayla beraber detayları literatürde yer almayan ARW-2 kanadı için 3 boyutlu kompozit bir sayısal kanat modeli oluşturulmuş oldu.

3.3.2 ARW-2 kanadının basitleştirilmiş modeli ve çok amaçlı optimizasyonu

Bir önceki kısımda yapısal tanımlanması yapılmış olan ARW-2 sonlu elemanlar modeli aeroelastik analizlerde istenilen sonuçları vermemiştir. Analiz süreleri ve sonuçları incelendiğinde daha basit bir model ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Böylece çalışmanın bu kısmının motivasyonu modelin basitleştirilmesi olarak ön plana çıkmaktadır.

Tanımlanması yapılmış olan kompozit sonlu elemanlar modelinin karmaşıklığı cam-fiber katmanlarının sayılarından ve kanat yüzeyine dağılımlarından kaynaklanmaktadır. Bu yüzden sonlu elemanlar modeli üzerinde yapılacak olan değişiklikler esas olarak cam-fiber katmanların sayısı, dağılımı ve oryantasyonunu hedef almaktadır.

Çalışmanın bu aşamasında, daha önceki tanımlamalara uygun olarak ARW-2 kanadı bal peteği üzerine cam-fiber malzemeler kullanılarak sandviç yapıda modellenmiştir. Ancak, bir önceki modelden farklı olarak fiber katmanları kanat kökünde ve kanat ucunda aynı sayıdadır; 3 adet katman bal peteğinin üst kısmında ve 3 adet katman bal peteğinin alt kısmında olmak üzere toplamda 6 katmandan oluşacak şekilde simetrik

olarak tasarlanmıştır – Şekil 3.16. Alüminyum, malzemenin mekanik özellikleri için Çizelge 3.1’deki değerler kullanılmıştır. Ancak, cam-fiber ve bal peteği malzemelerinin Çizelge 3.2’deki değerlerinin tatmin edici olmadığına karar verilerek yeni malzeme özellikleri kullanılmıştır. Bu özellikler Çizelge 3.6, 3.7 ve 3.8’de gösterilmiştir.

Çizelge 3.6 : Cam-fiber ve epoksi malzemelerinin mekanik özellikleri.

	E(MPa)	G(MPa)	ν	$\rho(\text{kg/m}^3)$	Hacim yüzdesi
Cam-fiber	70000	18000	0,17	2550	0,6
Epoksi	2850	1300	0,33	1850	0,4

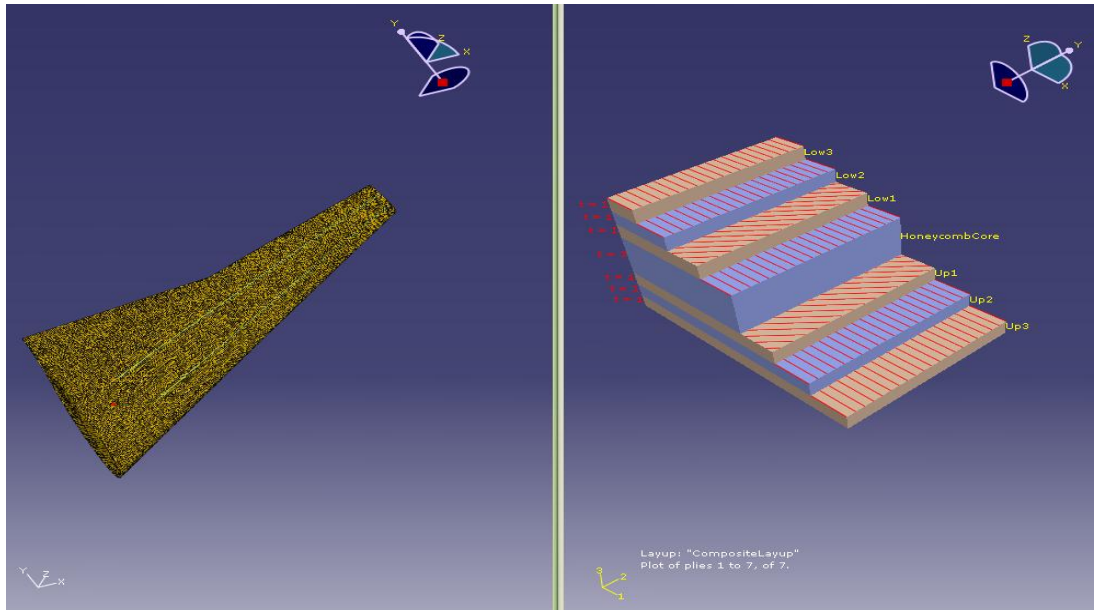
Çizelge 3.6’daki değerler Halpin-Tsai denklemlerinde kullanılarak Çizelge 3.7’de listelenen cam-fiber – epoksi kompozit malzemesinin mekanik özellikleri hesaplanmıştır. Ayrıca Çizelge 3.8’de de bal peteği malzemesinin özellikleri de gösterilmiştir.

Çizelge 3.7 : Cam-fiber ve bal peteği malzemelerinin mekanik özellikleri.

	$E_1(\text{MPa})$	$E_2(\text{MPa})$	$G_{12}(\text{MPa})$	ν_{12}	$\rho(\text{kg/m}^3)$
Cam-fiber	43140	9900	4900	0,23	2270

Çizelge 3.8 : Bal peteği malzemesinin mekanik özellikleri.

	$E_1 = E_2$ (MPa)	$E_3(\text{MPa})$	$G_{12}(\text{MPa})$	ν_{12}	$\rho(\text{kg/m}^3)$
Bal peteği	648	1860	600	0,4	91,4



Şekil 3.16 : Basitleştirilmiş model için kompozit kanat yüzeyinde katman oryantasyonu.

Kompozit kanat yüzeyinin kalınlıkları ve fiber oryantasyonları ile birlikte, rib ve sparların kalınlıkları optimizasyon değişkeni olarak belirlenmiştir. Eksenel barların kalınlıkları ve yarıçapları için bir önceki çalışmadan elde edilen değerler kullanılmıştır.

Optimizasyon döngüsünde amaç fonksiyonları değişmemiştir; 1) ilk beş modal frekanstaki ortalama bağıl hatanın minimizasyonu ve 2) kanat ucundaki ön ve arka kirişteki statik eğilmeye bağlı yer değiştirmelerin ortalama bağıl hatasının minimizasyonu (denklem 3.18-3.20). Problemden üç eşitsizlik kısıtlaması vardır; 1) denklem (3.23) ile gösterilmiş olan birinci modun doğal frekansının bağıl hatası, 2) ilk beş modun doğal frekansının ortalama bağıl hatası (denklem – 3.24) ve 3) kanat ucundaki ön ve arka kirişteki statik eğilmeye bağlı yer değiştirmelerin ortalama bağıl hataları. Burada özellikle ilk modun doğal frekansının deneysel modele çok yakın olması amaç edinilmiştir.

Optimizasyon probleminin matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir:

Amaç Fonksiyonları:

$$\min_{s \in S} \{e_f(s), e_u(s)\} \quad (3.18)$$

$$e_f = \frac{\sum_{i=1}^5 X_i \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}}}{5} \times 100 \quad (3.19)$$

$$e_u = \frac{\frac{|u_{\text{ön}}^{den} - u_{\text{ön}}^{say}|}{u_{\text{ön}}^{den}} + \frac{|u_{\text{arka}}^{den} - u_{\text{arka}}^{say}|}{u_{\text{arka}}^{den}}}{2} \times 100 \quad (3.20)$$

Değişkenler:

$$t_i^{rib} \quad i = 1, 2, \dots, 17 \quad t_j^{spar} \quad j = 1, 2, \dots, 5 \quad (3.21)$$

$$t^{balpeteği}, \quad t_l^{yüzey}, \quad \alpha_l^{yüzey}, \quad l = 1, 2, 3 \quad (3.22)$$

Eşitsizlik Kısıtları:

$$g_1(s) = \frac{|f_i^{den} - f_i^{say}|}{f_i^{den}} \times 100 - 5 \leq 0, \quad i = 1, \quad g_1(s) \in \mathbb{R}^1 \quad (3.23)$$

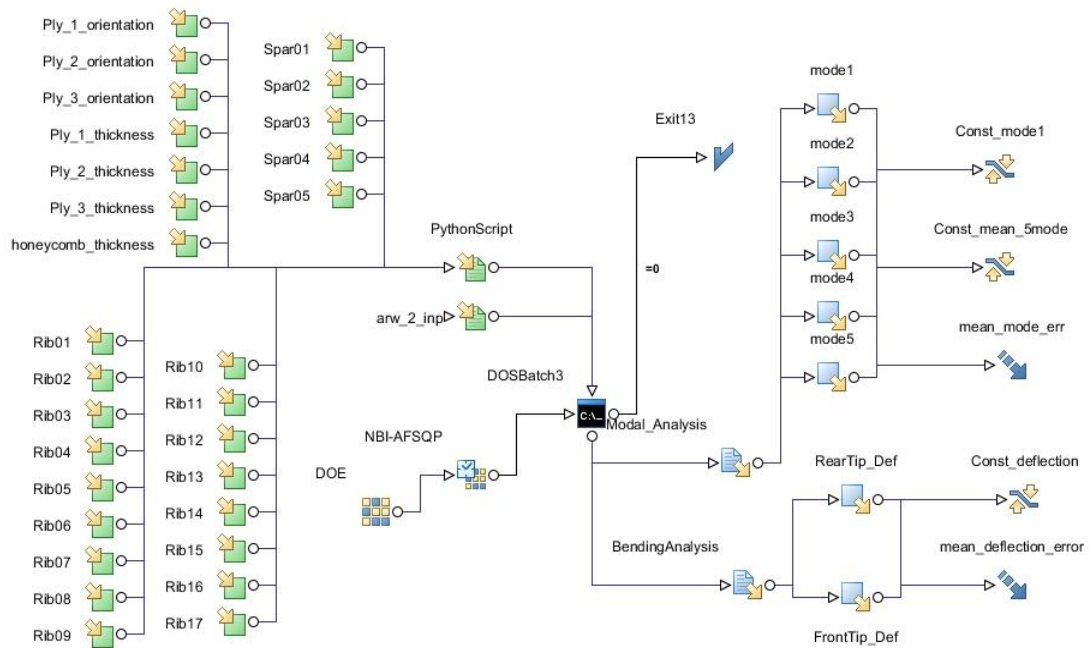
$$g_2(s) = \frac{\sum_{i=1}^5 \left| \frac{f_i^{den} - f_i^{say}}{f_i^{den}} \right|}{5} \times 100 - 15 \leq 0, \quad g_2(s) \in \mathfrak{R}^1 \quad (3.24)$$

$$g_3(s) = \frac{\frac{|u_{\hat{o}n}^{den} - u_{\hat{o}n}^{say}|}{u_{\hat{o}n}^{den}} + \frac{|u_{arka}^{den} - u_{arka}^{say}|}{u_{arka}^{den}}}{2} \times 100 - 7 \leq 0, \quad g_3(s) \in \mathcal{R}^1 \quad (3.25)$$

Burada çalışmanın ilk kısmından farklı olarak $\alpha_i^{\text{yüzey}}$ kompozit yüzeyin fiber oryantasyonunu ifade etmektedir. Optimizasyon işlemi modeFrontier 4.1 programı kullanılarak yapılmıştır.

Bu çok amaçlı optimizasyon problemi için NBI-AFSQP (Normal Boundary Intersection-AFilter Sequential Quadratic Programming Method) algoritması kullanılmıştır.

Şekil 3.17’de kompozit modelin basitleştirilmesi için kurulmuş olan optimizasyon akış şeması vardır.



Şekil 3.17 : Basitleştirilmiş kompozit model için modeFrontier optimizasyon şeması.

Optimizasyon işleminin başlangıcında 25 adet deneysel tasarım “Random Serisi” kullanılarak tasarım uzayında rastgele olarak dağıtılmıştır. Daha sonra bir önceki kısma benzer bir şekilde, yapılan analizler sonucunda oluşan en iyi 20 tasarım esas analiz sürecinde deneysel tasarım olarak tasarım uzayında kullanılmıştır. Böylece türev (gradyan) tabanlı çözücü olan NBI-AFSQP için uygun başlangıç noktaları belirlenmiştir.

Çizelge 3.9 : NBI-AFSQP parametreleri

Parametreler	
Alt Problem Başına Düşen Maksimum İterasyon Sayısı	500
Türev Yakınsaması	Merkezi Sonlu Farklar
Pareto Noktası (Alt Problem) Sayısı	10
Nihai Sonlandırma Hassasiyeti	1,0E-5
Sonlu Farklar Bağlı Bozuntusu	1,0E-7
Sonlu Farklar Minimum Bozuntu Yöntemi	Sabit
Sabit Minimum Bozuntu	1,0E-7

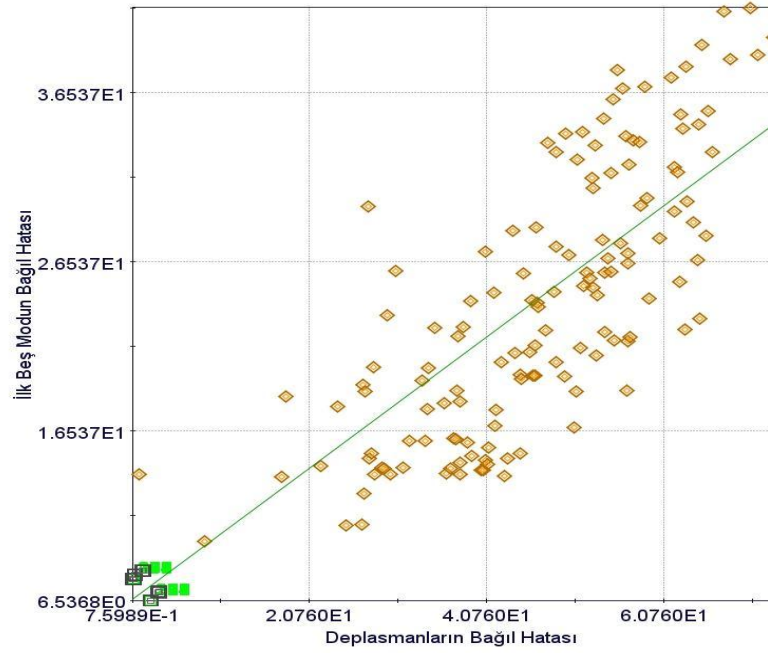
Çizelge 3.9’da NBI-AFSQP algoritması için kullanılan parametreler gösterilmiştir. Buna göre problem NBI yöntemiyle 10 alt probleme indirgenerek çözüm yapılmıştır. Her bir alt problem için 500 iterasyon yapılmıştır. Algoritmada türev hesaplamaları merkezi sonlu farklar yöntemiyle gerçekleştirilmiştir.

Analiz sonucunda toplamda 260 tasarım oluşturulabilmiştir. Bunlardan 120 tanesi kısıtlara ve amaç fonksiyonuna uygun (feasible) bölgede çıkmıştır. 118 tane tasarım uygun olmayan (unfeasible) bölgede oluşmuştur. 22 tane tasarım da hiçbir sonuç vermeyen hatalı bir tasarım olmuştur. Problemin çözümü Intel(R) Core(TM)2 CPU 6700 @ 2.66 GHz işlemcili bir bilgisayarda gerçekleştirilmiştir. Problemin çözümü toplamda 60 saat 34 dakika ve 27,844 saniye sürmüştür.

Sonuç olarak 5 tane tasarım “pareto optimal kümesi”nde yer almıştır. Bu küme Çizelge 3,10’da gösterilmiştir.

Çizelge 3.10 : Basitleştirilmiş model için pareto optimal küme

Pareto Optimal Küme	İlk Modun Bağlı Hatası	İlk Beş Modun Bağlı Hatası	Kanat Ucu Yer Değiştirmesinin Bağlı Hatası
1	2,426	7,833	0,880
2	2,398	7,834	0,821
3	2,371	7,835	0,760
4	2,456	7,826	0,919
5	4,978	6,537	2,727



Şekil 3.18 : Pareto optimal kümenin tasarım uzayındaki dağılımı

Şekil 3.18’de en iyi tasarımların pareto kümesinde ve tasarım uzayındaki dağılımları görülmektedir. Turuncu renkli şekiller uygun olmayan tasarımları, iç içe kare şeklindeki tasarımlar ise uygun tasarımları göstermektedir. Yeşil ile işaretlenmiş tasarımlar ise optimum tasarımları göstermektedir. Grafik amaç fonksiyonlarına göre çizdirilmiştir.

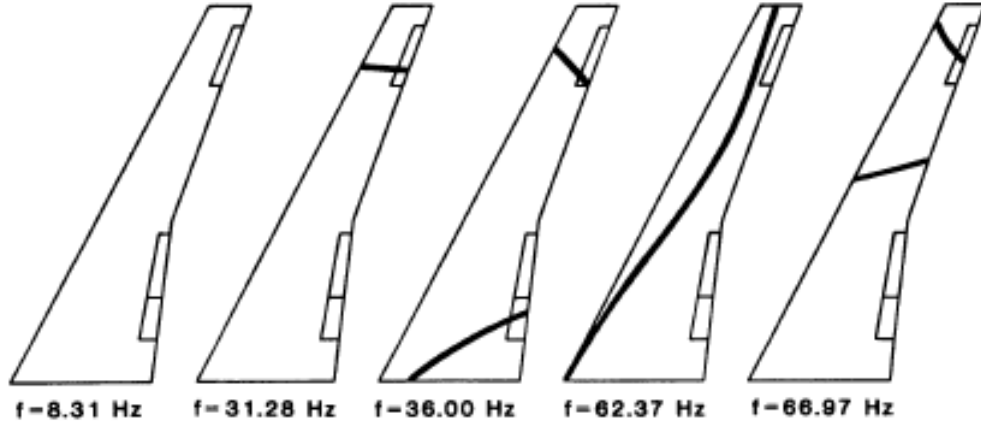
Çizelge 3.11 : Basitleştirilmiş model için en iyi tasarım sonucunda elde edilen Değerler.

	Referans Sonuç (Sandford ve diğ., 1989)	Hesaplanan Sonuç	Bağıl Hata (%)
Mod 1	8,31 Hz	8,11 Hz	2,37
Mod 2	31,28 Hz	33,97 Hz	8,60
Mod 3	36,00 Hz	37,80 Hz	5,00
Mod 4	62,37 Hz	62,50 Hz	0,21
Mod 5	66,97 Hz	82,35 Hz	22,96
Ön Kiriş Kanat Ucu Yer Değiştirmesi	1,90 İnç	1,88 İnç	1,053
Arka Kiriş Kanat Ucu Yer Değiştirmesi	2,01 İnç	2,00 İnç	0,498

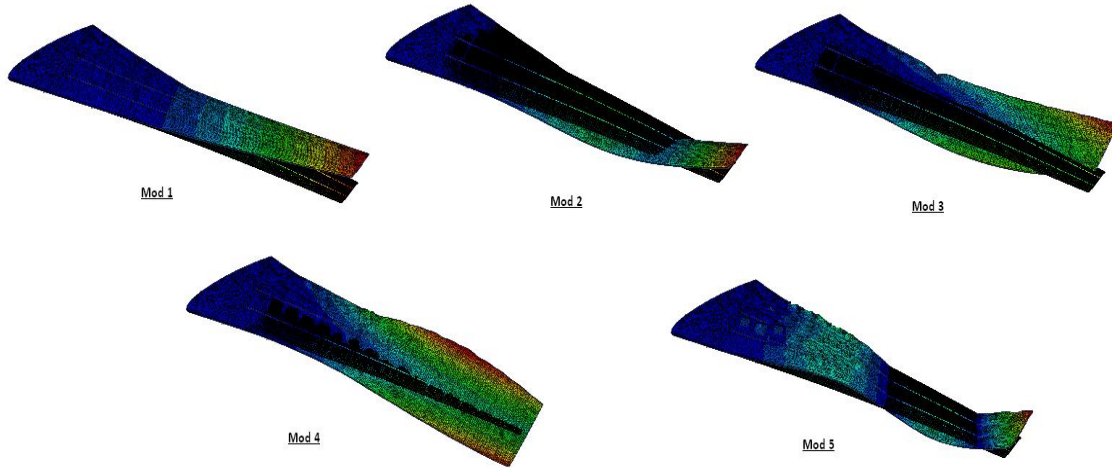
Çizelge 3.10’daki pareto optimal küme içerisinde 3 numaralı tasarım ilk modun ve kanat ucu yer değiştirmesinin bağıl hatalarında en düşük değere sahiptir. Bu yüzden en uygun tasarım olarak seçilmiştir. Çizelge 3.11’de 3 numaralı tasarımın detayları

verilmiştir. Basitleştirilmiş modelin kanat ucu yer değiştirmeleri ve ilk mod cevaplarının referans raporla çok benzer sonuçlar verdiği görülmektedir.

Şekil 3.19 ve 3.20 incelendiğinde referans çalışmadaki mod şekilleri ile basitleştirilmiş kompozit ARW-2 modelinin aynı cevaplara sahip olduğu görülebilir.

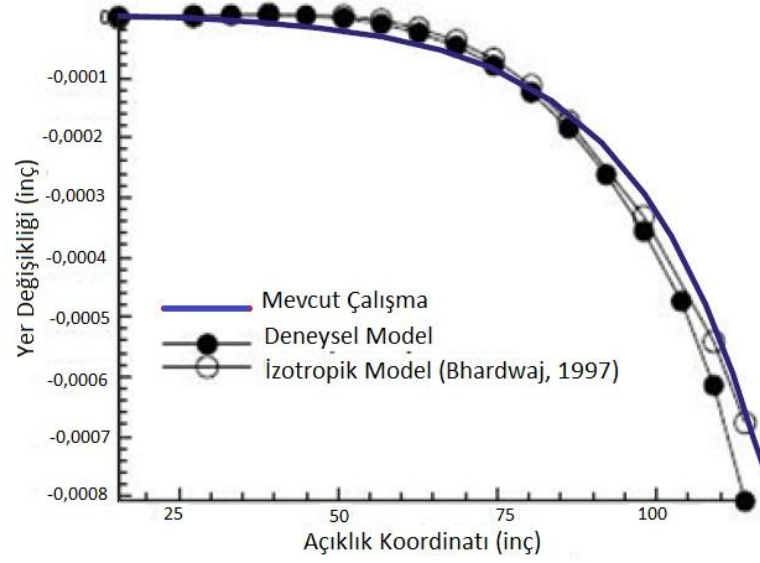


Şekil 3.19 : Deneyel kanadın mod şekilleri (Sandford ve diğ., 1989).

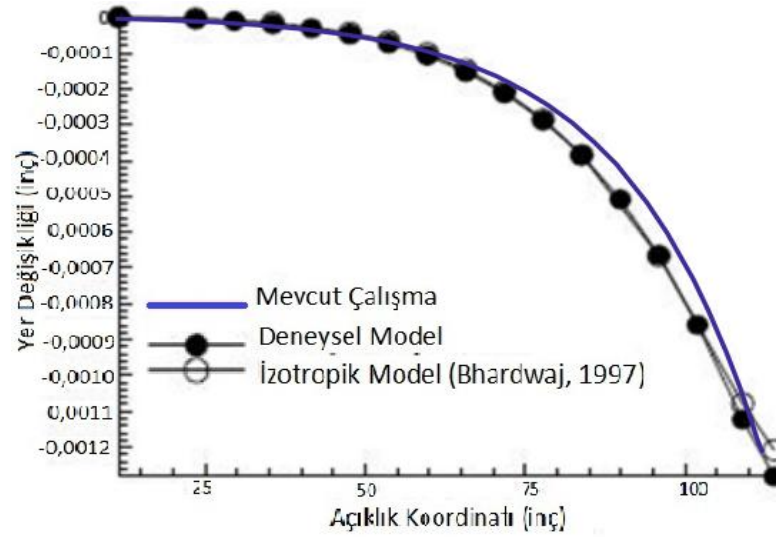


Şekil 3.20 : Basitleştirilmiş kompozit modelin mod şekilleri.

Basitleştirilmiş kompozit ARW-2 kanat modeli için yapısal doğrulama çalışmasının son aşaması olarak, statik burulma analizi gerçekleştirilmiştir. Bir önceki kısımda olduğu gibi, burulma momentini oluşturabilmek için ön sparın kanat ucuna yukarı yönlü 1 lb, arka sparın kanat ucuna aşağı yönlü 1 lb kuvvet uygulanmıştır. Sonuçlar Şekil 3.21 ve 3.22’de gösterilmiştir.



Şekil 3.21 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme – ön kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.



Şekil 3.22 : Kompozit ve izotropik kanatta burulma yükü altında yer değiştirme - arka kiriş: referans (Bhardwaj, 1997) ve mevcut çalışma.

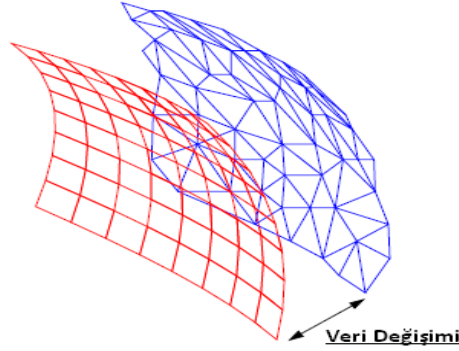
Şekil 3.21 ve 3.22’den de görüleceği üzere referans olarak seçilen Bhardwaj’ın (1997) çalışması ve deneysel sonuçlar ile bu çalışma sonucu oluşturulmuş olan kompozit modelin burulma cevapları uyumluluk göstermektedir. Böylece ilk etapta tamamen literatürdeki tanımlamalara uygun olarak modellenmiş olan kompleks model ile onun basitleştirilmesi sonucu elde edilmiş olan model yapısal olarak doğrulanmış bulunmaktadır. Bu aşamadan sonra kanat modelinin statik validasyonunun tamamlanabilmesi için statik-aeroelastik analizler gerçekleştirilmelidir. Statik aeroelastik analizler için basitleştirilmiş kompozit model kullanılmıştır.

4. ARW-2 KANADININ STATİK-AEROELASTİK ANALİZİ VE DOĞRULANMASI

4.1 Akışkan Yapı Bağlaşımı - MpCCI

Bu projede akışkan yapı bağlaşımı problemlerinde aeroelastik eşleme ara yüzü olarak MpCCI (çözüm ağı tabanlı paralel kod eşleme ara yüzü) programı kullanılmıştır. MpCCI gevşek bağlaşım metodunu kullanan ve çok disiplinli benzeşimler için yüksek güvenilirlikli kodların kullanılmasına izin veren bir hazır paket programdır. MpCCI kullanmanın avantajı ise örtüşmeyen akışkan ve yapı çözüm ağları arasında veri değişiminin yapılabilmesidir. MpCCI bu örtüşmeyen çözüm ağları arasındaki veri değişimi algoritması için aşağıdaki üç adımı kullanmaktadır (MpCCI Documentation, 2008):

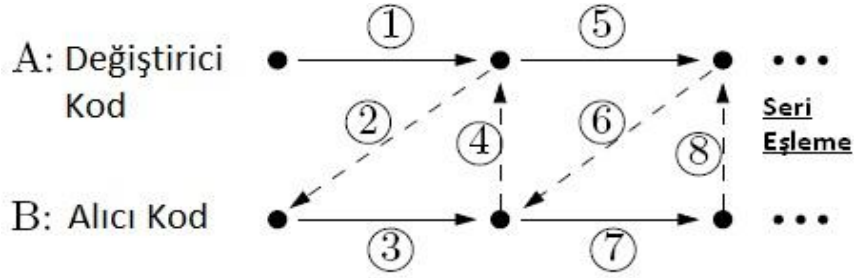
- Bağlantı öncesi tarama – Çözüm ağları arasında kurulacak olan ilişkiyi hızlandırmak için bağlantı öncesinde çözüm ağı elemanları hafızaya alınır.



Şekil 4.1 : Veri değişimi (MpCCI Documentation, 2008).

- İlişkinin kurulması – Çözüm ağı elemanları arasında komşuluk taraması olarak da adlandırılabilir. Bir çözüm ağı içerisindeki her bir eleman veya düğüm noktası için diğer çözüm ağı içerisinde ona karşılık gelen eleman veya düğüm noktası bulunur, daha sonra da veri değişimi gerçekleştirilir.
- İnterpolasyon - Daha sonra gönderilen veri, alıcı çözüm ağına adapte edilir. Bunu yaparken toplam kuvvetin korunması gözetilir.

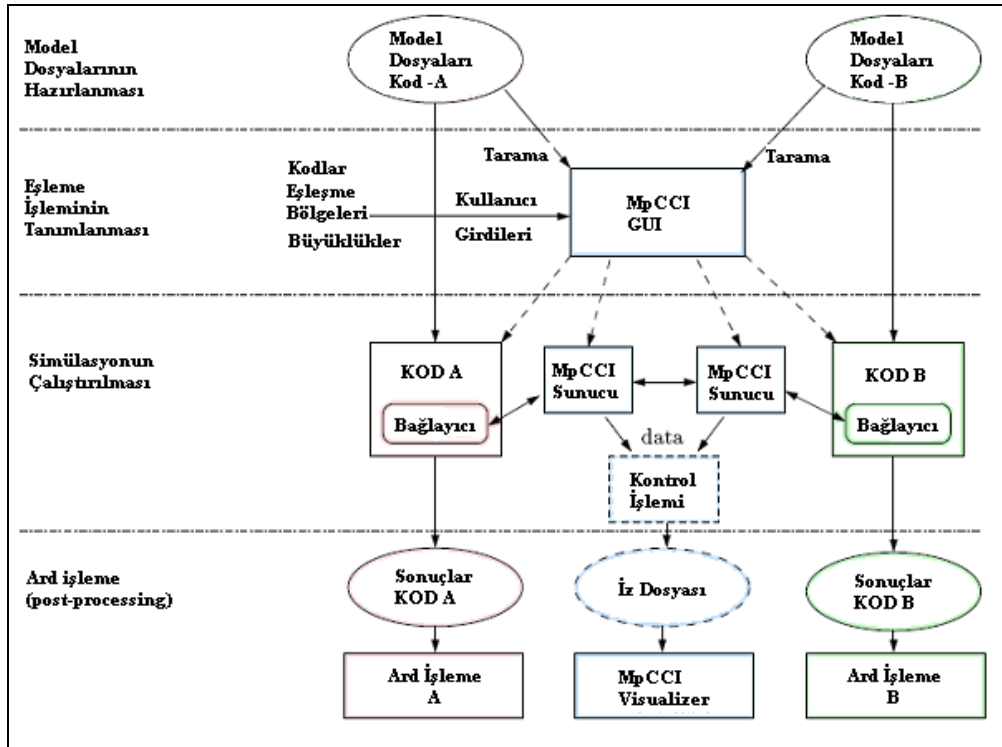
Statik akışkan-yapı bağlaşımı problemlerinde genel hatlarıyla Şekil 4.2’de gösterildiği gibi sıralı “staggered” bir algoritma kullanılarak aeroelastik eşleme yapılır.



Şekil 4.2 : Eşleme algoritması (MpCCI Documentation, 2008).

Şekil 4.2’de sayılarla belirtilmiş yönler şunları ifade etmektedir:

- 1.Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) kodu yüzey üzerindeki basınç bilgisini hesaplar ve hesaplamalı yapı dinamiği (HYD) koduna düğüm noktası kuvvet bilgisi olarak iletir.
- 2.HYD kodu yüzey üzerinde basınç kuvvetlerinden kaynaklanan yer değiştirmeleri hesaplar.
- 3.Yapı üzerindeki deplasman bilgileri HAD koduna çözüm ağındaki yer değiştirme bilgisi olarak aktarılır ve çözüm ağı güncellenir.
- 4.Adım 1 tekrarlanır.



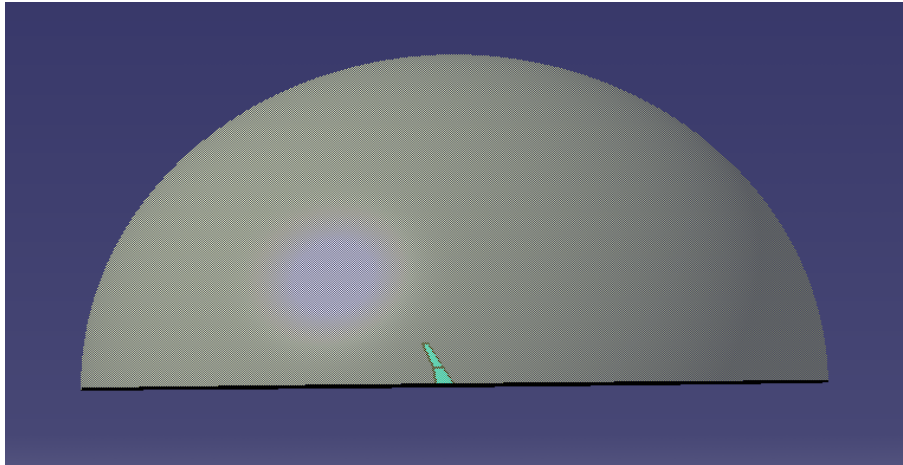
Şekil 4.3 : MpCCI çalışma adımları (MpCCI Documentation, 2008).

Şekil 4.3'te MpCCI çalışma adımlarının genel görüntüsü verilmiştir. A ve B kodlarından gelen bilgiler öncelikle MpCCI kullanıcı ara yüzünde kodları eşleme bilgileri girilerek taratılır. Daha sonra MpCCI içerisinde her iki kod da çözüm işlemlerine başlar. Bu işlemler MpCCI'nın kontrolü dahilinde çözüm ağları üzerindeki güncellemeler gerçekleştirilerek yapılır. Her iki kod da gönderilen sonuç bilgileri üzerinden ard işleme gerçekleştirir ve nihai sonuçlar elde edilmiş olur.

4.2 Statik Aeroelastik Analiz ve Validasyon

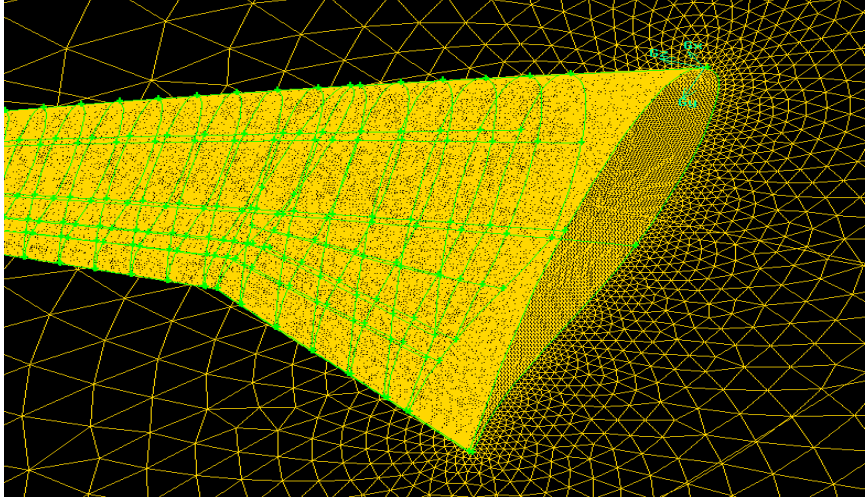
Yukarıdaki bilgiler ışığında, statik aeroelastik analizler MpCCI kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Aysan ve Nikbay'ın (2009) bir önceki çalışmalarında kullandıkları HAD modeli aeroelastik problemin akışkan kısmının çözümü için kullanılmıştır. Aysan tarafından oluşturulan 3 boyutlu HAD modelinde iç yüzeyler için 2484345 üçgen eleman, akış alanı hacmi için 1266072 tetrahedral eleman kullanılmıştır.

Şekil 4.4 ve 4.5 'te HAD analizlerinde kullanılan 3 boyutlu akış modelleri gösterilmektedir. Şekil 4.4'te gösterilen HAD modelinin akış alanı CATIA V5 kullanılarak oluşturulmuştur. Akış alanının kanat kökünden uzaklığı veter uzunluğunun 20 katı mesafededir. Böylece akış alanı içerisinde bozulmamış serbest akışın devamı sağlanmaktadır.



Şekil 4.4 : CATIA'da ARW-2 için oluşturulan HAD modelinin akış alanı.

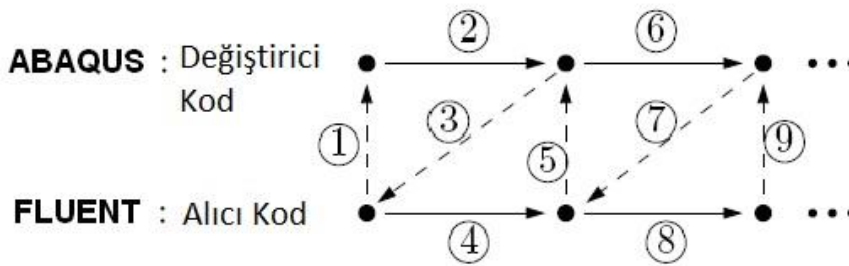
Şekil 4.5'te gösterilen ARW-2 kanadının yapılandırılmamış çözüm ağı (unstructured grid) Gambit programı kullanılarak oluşturulmuştur. Bu model daha sonra akış alanının çözümü için Fluent programına gönderilmiştir.



Şekil 4.5 : HAD modelinin yapılandırılmamış düğüm noktaları (grid).

Problemin yapısal kısmının çözümü ise bir önceki bölümde tanımlanması gerçekleştirilmiş olan kompozit ARW-2 sonlu elemanlar modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Sonuçların doğruluğunu karşılaştırmak için Sandford ve diğ. (1994) çalışmalarındaki deneysel veriler kullanılmıştır.

Çalışmanın bu aşamasında statik – aeroelastik analizler sonucu kanat ucunda meydana gelen deplasmanlar referans çalışmadaki deneysel bulgularla karşılaştırılmıştır. Aeroelastik analizler 0,8 mach sayısında ve -1° ’den 3° ’ye değişen hücum açılarında ve 48600 feet yüksekliğe gerçekleştirilmiştir. MpCCI 3.0.6 kullanılarak gerçekleştirilen analizlerde Fluent ve Abaqus arasındaki bilgi alış verişi basınç ve yer değişikliği üzerinden gerçekleşmiştir. Fluent’te gerçekleşen akış analizi sonucu elde edilen aerodinamik kuvvetler Abaqus’e aktarılmıştır. Abaqus Fluent’ten aldığı yük bilgisini kullanarak gerçekleştirdiği analizler sonucu kanatta meydana gelen deplasmanı hesaplamıştır. MpCCI ise Fluent ve Abaqus arasındaki bilgi alış verişini sağlamak üzere “eşleme – coupling” işlemini gerçekleştirmiştir. Şekil 4.6 bu algoritmayı özetlemektedir.



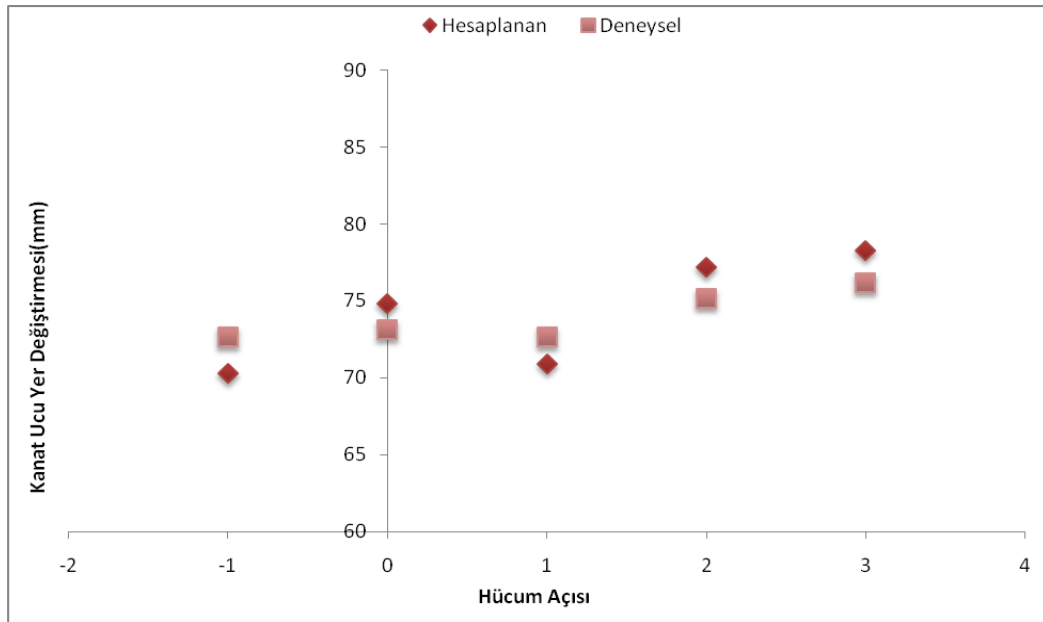
Şekil 4.6 : ARW-2 için kullanılan eşleme algoritması.

4.3 Sonuçlar ve Değerlendirme

Yapısal tanımlanması yapılmış olan kompozit ARW-2 kanat modelinin aeroelastik validasyonu için beş farklı akım koşulunda akışkan yapı bağlaşımı analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizler -1, 0, 1, 2 ve 3 derece hücum açılarında ve 0,8 Mach sayısında gerçekleştirilmiştir. Akış transonik rejimde daimi akım koşullarında modellenmiştir. Analizler sonucu elde edilen kanat ucu yer değiştirme detayları izelge 4.1 ve şekil 4.7’de detaylı bir şekilde gösterilmiştir.

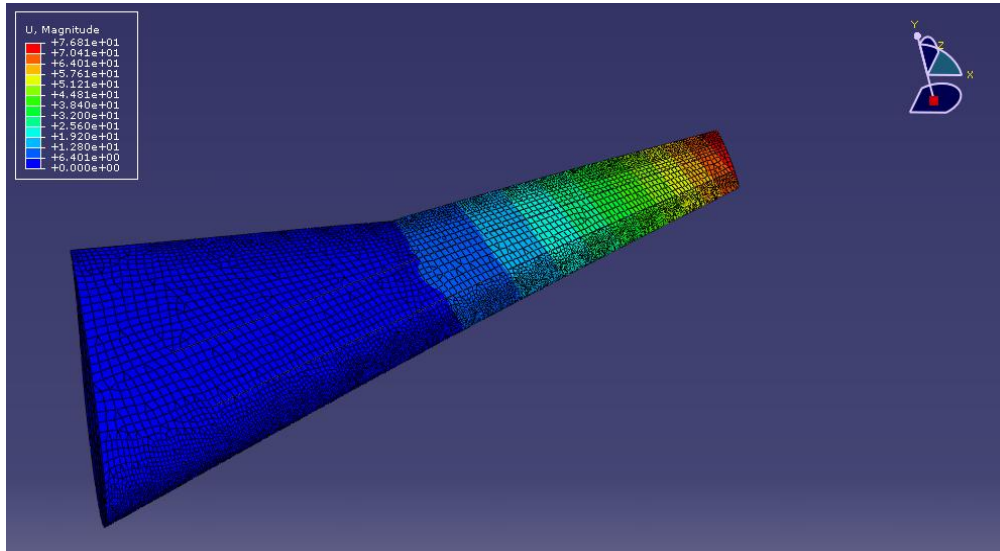
Çizelge 4.1 : Statik aeroelastik analizin karşılaştırmalı sonuçları.

Hücum Açısı (derece)	Deneysel Sonuçlar (Sandford ve diğ., 1994) (mm)	Hesaplanan Sonuçlar (mm)	Bağlı Hata (%)
-1	72,64	70,26	3,28
0	73,15	74,82	2,28
1	72,64	70,93	2,36
2	75,25	77,18	2,65
3	76,20	78,29	2,74

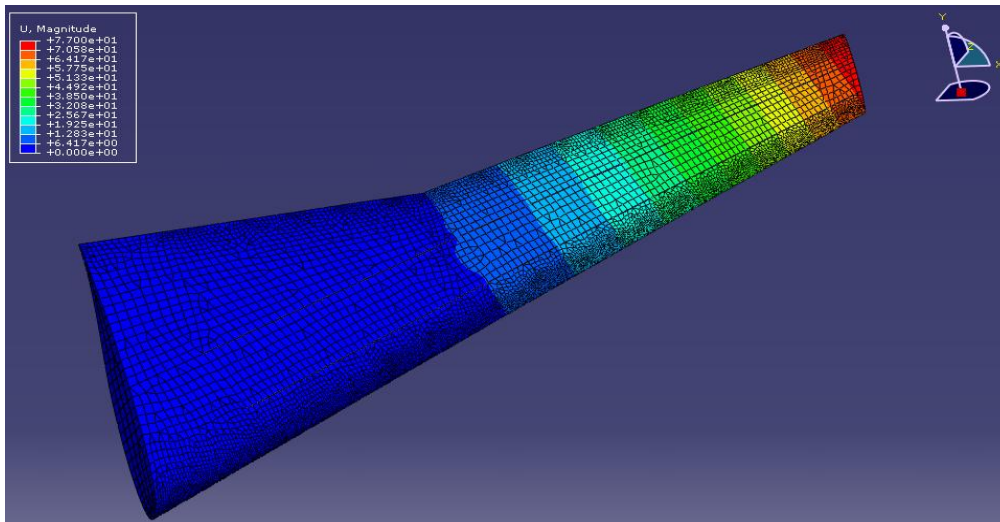


şekil 4.7 : 0,8 mach sayısında kanat ucundaki yer değiştirmeler.

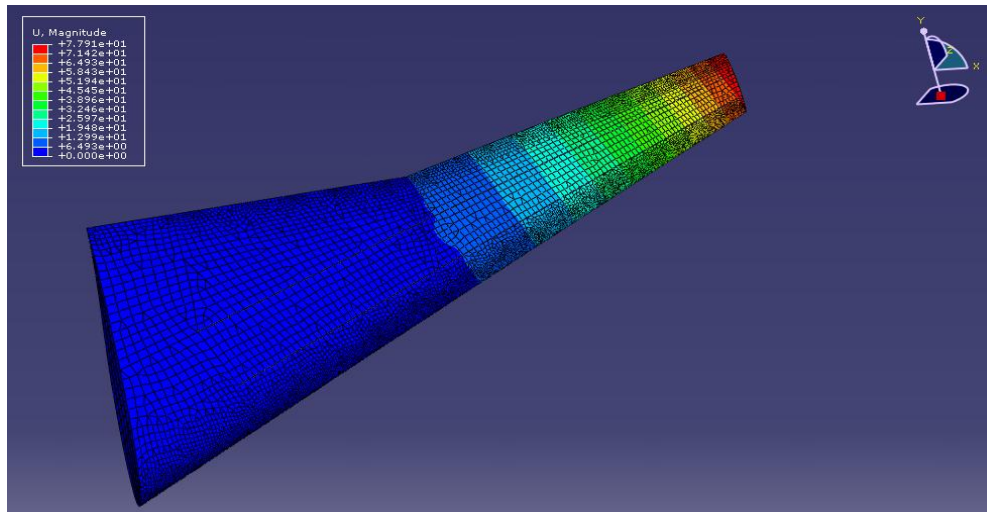
Çizelge 4.1 ve şekil 4.7 değerlendirildiğinde aeroelastik analizlerin deneysel modellerle çok yakın sonuçlar verdiği görülmektedir.



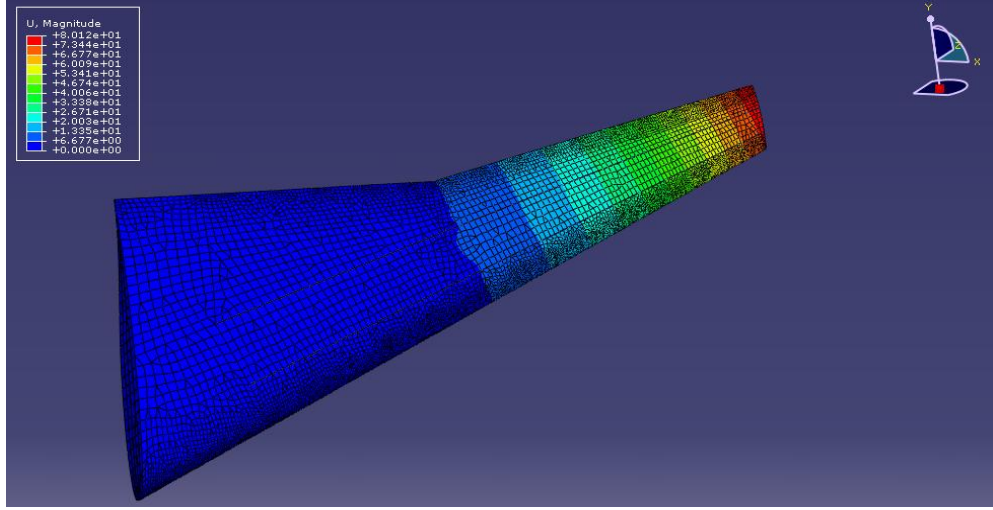
Şekil 4.8 : -1°'de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.



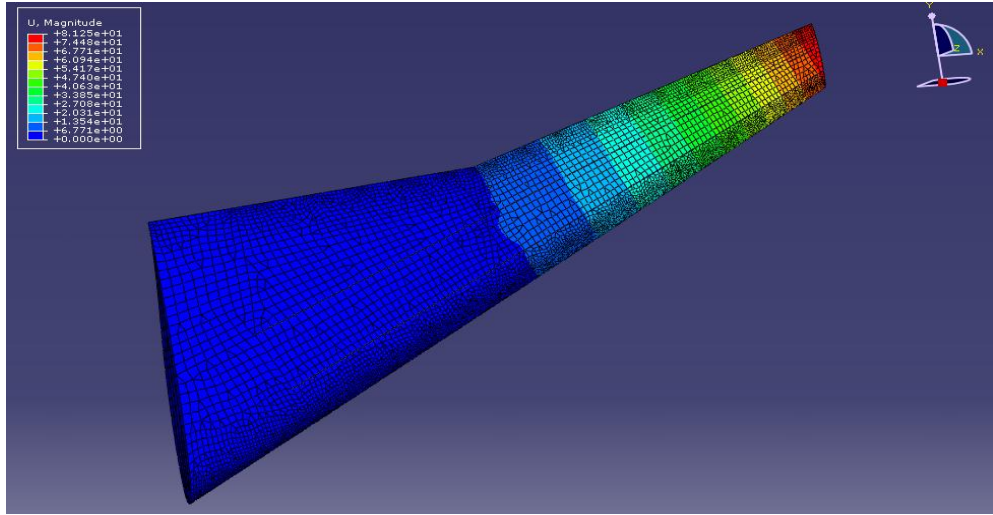
Şekil 4.9 : 0°'de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.



Şekil 4.10 : 1°'de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.



Şekil 4.11 : 2°'de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.



Şekil 4.12 : 3°'de aeroelastik analizler sonucu oluşan yer değiştirmeler.

Şekil 4.8 - 12'de -1° ile 3° arasında 0,8 Mach sayısında yapılan aeroelastik analizler sonucu kanat üzerinde meydana gelen yer değiştirmeler gösterilmiştir.

Yapılan çalışma Nikbay ve Aysan'ın (2009) ARW-2'nin izotropik validasyonu ve aeroelastik optimizasyonu çalışması temel alınarak gerçekleştirilmiştir. İki çalışma arasındaki temel fark; Nikbay ve Aysan'ın oluşturdukları ARW-2 sonlu elemanlar modelinin kanat yüzeyinin izotropik, bu çalışmada kurulan modelin kanat yüzeyinin ise kompozit olarak modellenmesidir. Çizelge 4.2'de kanat için literatürde yer alan deneysel veriler, Nikbay ve Aysan'ın izotropik model için elde ettiği sonuçlar ve bu çalışma sonunda elde edilen değerler karşılaştırılmıştır.

Çizelge 4.2 : Analizlerin karşılaştırmalı sonuçları.

		Deneysel Sonuç (Sandford ve diğ. 1994)	Nikbay ve Aysan (2009)	Hesaplanan Sonuç
Modal Analiz Sonuçları	Mod 1	8,31 Hz	7,83 Hz	8,11 Hz
	Mod 2	31,28 Hz	31,08 Hz	33,97 Hz
	Mod 3	36,00 Hz	36,52 Hz	37,80 Hz
	Mod 4	62,37 Hz	62,32 Hz	62,50 Hz
	Mod 5	66,97 Hz	66,92 Hz	82,35 Hz
Statik Eğilme Analizi Sonuçları	Ön Kiriş Kanat			
	Ucu Yer	1,90 İnç	1,80 İnç	1,88 İnç
	Değiştirmesi			
	Arka Kiriş Kanat			
	Ucu Yer	2,01 İnç	1,85 İnç	2,00 İnç
Statik Aeroelastik Analiz Sonuçları	Değiştirmesi			
	Hücum Açısı: -1°	2,86 İnç	2,82 İnç	2,77 İnç
	Hücum Açısı: 0°	2,88 İnç	2,88 İnç	2,95 İnç
	Hücum Açısı: 1°	2,86 İnç	2,84 İnç	2,79 İnç
	Hücum Açısı: 2°	2,96 İnç	2,96 İnç	3,04 İnç
	Hücum Açısı: 3°	3,00 İnç	3,00 İnç	3,08 İnç

Çizelge 4.2 incelendiğinde ARW-2 kanadı için kurulan 3 boyutlu kompozit sonlu elemanlar modelinin hem deneysel verilerle hem de temel olarak alınan Nikbay ve Aysan'ın (2009) izotropik modeliyle karşılaştırıldığında tatmin edici sonuçlar verdiği görülmektedir. İzotropik modelin aeroelastik cevabı deneysel sonuçlara biraz daha yakın olsa da kompozit modelin özellikle 1.modunun cevabı ve statik eğilme cevapları oldukça geliştirilmiştir.

Aeroelastik analizlerin de tamamlanması ve istenilen sonuçların elde edilmesiyle kompozit ARW-2 sonlu elemanlar modeli hem yapısal hem de statik-aeroelastik olarak valide edilmiştir. Böylece ileriki çalışmalarda kullanılabilecek güvenilir, 3 boyutlu kompozit bir ARW-2 kanat modeli ortaya çıkarılmıştır.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmanın temel amacı hesaplamalı aeroelastisite çalışmalarında benchmark problemi olarak kullanılmak üzere 3 boyutlu, güvenilir, sayısal kompozit bir ARW-2 kanat modelinin elde edilmesidir. 1980'lerin ortalarında NASA Langley Araştırma Merkezi tarafından yayınlanmış olan raporlarda ARW-2 kanat modeli için verilen yapısal özelliklerin eksik olması nedeniyle öncelikle tersine mühendislik yaklaşımı kullanılarak bu bilinmeyen özellikler bulunmuştur. Tersine mühendislik yaklaşımı çok amaçlı bir optimizasyon döngüsü içerisinde gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşım uygulanırken NASA raporlarında yer alan tanımlamalara uygun olarak kanadın kompozit sandviç yüzeyi kanat kökünde 36 ve kanat ucunda 27 katmandan oluşacak şekilde modellenmiştir. Kanadın hesaplamalı modelinin modal analiz cevapları ve statik eğilme yer değiştirmelerinin deneysel modele göre bağlı hatalarının minimizasyonu optimizasyon kriteri olarak belirlenmiştir. Statik eğilme yer değiştirmeleri ve modal analiz cevapları doğrulanan sayısal model statik burulma analizlerine tabi tutulmuş ve elde edilen yer değiştirme cevapları deneysel kanat modeli ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucu kanadın burulma cevabının da tatmin edici sonuçlar vermesiyle statik aeroelastik validasyon analizleri gerçekleştirilmiştir. Ancak, statik aeroelastik analizler sonucunda elde edilen değerlerin istenilen aralıklarda olmaması ve hesaplama zamanının beklenenden çok daha uzun sürmesi kanadın basitleştirilmesi ihtiyacını ortaya çıkarmıştır.

Bu tez çalışmasının ilk aşamasında karşılaşılan güçlüklerden sonra sayısal ARW-2 kanat modelinin kompozit yüzeyinde bir takım basitleştirmelere gidilmiştir. Bu amaçla kanadın kompozit yüzeyi kanat kökünde ve kanat ucunda 6 katmandan oluşacak şekilde tekrar modellenmiştir. Çalışmanın ilk aşamasındaki yapısal tanımlama ve statik aeroelastik validasyon analizleri tekrarlanmıştır. Yapısal tanımlama analizleri sonucunda kanadın modal analiz cevaplarının deneysel verilere göre bağlı hatalarının ilk mod için %2,5'tan, ilk beş modun ortalaması için % 8'den düşük olduğu gözlenmiştir. Statik eğilme yer değiştirme analizleri sonucunda sayısal kanadın %1'den düşük bağlı hataya sahip olduğu görülmüştür.

Yapısal tanımlama analizleri sonucu elde edilen sayısal kanat modelinin burulma cevabı da deneysel modelle uyumluluk göstermektedir. Son olarak kanadın statik aeroelastik yer değiştirmelerinin bağıl hatalarının da %5'ten düşük olması ile birlikte sayısal 3 boyutlu kompozit modelin hem yapısal hem de statik aeroelastik cevaplarının deneysel verilerle uyumluluğunun tatmin edici olduğu gözlenmiştir.

5.1 Çalışmanın Uygulama Alanı

Bu tez çalışmasının uygulama alanı uçak mühendisliğinin aeroelastisite alt çalışma dalıdır. Çalışma boyunca kullanılan yöntemler tamamen bilgisayar destekli tasarım, hesaplamalı analiz ve optimizasyon uygulamalarına dayanmaktadır. Bu bağlamda, karmaşık deneysel ARW-2 kanadının sayısal modeli oluşturulurken birçok farklı paket programdan yararlanılmıştır. ARW-2 kanadının 3 boyutlu sayısal modeli bir CAD/CAM yazılımı olan CATIA V5 kullanılarak oluşturulmuştur. Sonlu elemanlar modelinin çözüm ağı, karmaşık yapıların modellenmesi ve çözüm ağlarının oluşturulmasında kullanılan HyperMesh programı vasıtasıyla modellenmiştir. Yapısal analizlerin çözümü için ise bir sonlu elemanlar çözücüsü olan Abaqus 6.7.1 programı kullanılmıştır.

Kanadın bilinmeyen yapısal özelliklerini hesaplamak için çok disiplinli ve çok amaçlı bir optimizasyon programı olan modeFrontier'den yararlanılmıştır. ARW-2 kanadının statik-aeroelastik analizlerini gerçekleştirirken kod eşleme programı olan MpCCI kullanılmıştır. Kod eşleme işleminde akışkan çözücüsü olarak Fluent, yapısal çözücü olarak da Abaqus programı tercih edilmiştir.

5.2 Öneriler

Literatürde yer alan çalışmalarda, ARW-2 kanadının 3 boyutlu izotropik ve kompozit plaka modelleri bulunmaktadır. Bu çalışmayla beraber ARW-2 kanadı için gerçek modele daha yakın, 3 boyutlu ve kompozit bir model elde edilmiştir. 3 boyutlu ve kompozit olarak elde edilmiş olan bu kanat modeli ileride ARW-2 üzerine yapılacak çalışmalarda kullanılabilir ve daha da geliştirilebilir.

Elde edilen kanat modelinin güvenilirlik seviyesinin artırılması için flutter analizlerinin gerçekleştirilmesi ve dinamik cevaplarının deneysel verilere uygunluğunun gösterilmesi gerekmektedir. Böylelikle geliştirilen model tüm aeroelastik analiz ve optimizasyon çalışmalarında belli bir başlangıç modeli olarak kullanılmaya hazır hale gelmiş olacaktır.

Bu tezde sunulan problemlerin çözümünde kullanılan teknikler ileride benzer problemlerin çözümünde de referans olarak kullanılabilir. Örnek vermek gerekirse, malzeme bilgisi eksik olan yapıların bilinmeyen özelliklerinin elde edilmesinde bu çalışmada kullanılan tersine mühendislik yaklaşımından yararlanılabilir.

KAYNAKLAR

- Allen, M., Maute, K.,** 2004. Reliability-based shape optimization of structures undergoing fluid–structure interaction phenomena. *Journal of Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, **194**, 3472–3495.
- Barcelos, M., Maute, K.,** 2007. Aeroelastic design optimization for laminar and turbulent flows. *Journal of Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, **197**, 1813-1832.
- Bhardwaj, M. K.,** 1997. A CFD/CSD Interaction Methodology for Aircraft Wings, *PhD thesis*, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA.
- Bitzer, T.,** 1997. *Honeycomb Technology – Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing*. Hexcel Corporation, Dublin, CA, USA.
- Cohen, D. E.,** 1998. Trim Angle of Attack of Flexible Wings Using Non-Linear Aerodynamics. *PhD thesis*, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia, USA.
- Das, I., Dennis, J.E.,** 1998. In Normal-Boundary Intersection: A New Method for Generating the Pareto Surface in Nonlinear Multicriteria Optimization Problems. *SIAM Journal on Optimization*, **8**, 631–657.
- Farhangnia, M., Guruswamy, G., Biringen, S.,** 1996. Transonic-buffet associated aeroelasticity of a supercritical wing. *34th Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, January 15-18.
- Farhat, C.,** 2005. CFD on Moving Grids: From Theory to Realistic Flutter, Maneuvering and Multidisciplinary Optimization. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, **19**, 8.
- Farhat, C., Lesoinne, M.,** 2000. Two efficient staggered procedures for the serial and parallel solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems. *Comp. Meth. Appl.Mech.Eng*, **182**, 499–515.
- Farhat, C., Lesoinne, M., LeTallec, P.,** 1996. Load and motion transfer algorithms for fluid/ structure interaction problems with non-matching discrete interfaces: Momentum and energy conservation, optimal discretization and application to aeroelasticity. *Journal of Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, **157**, 95-114.
- Gay, D., Hoa, S.V., Tsai S. W.,** 2003. *Composite Materials – Design and Applications*, CRC Press, Washington D.C., USA.

- Gordnier, E. R., Fithen R.,** 2003. Coupling of a Nonlinear Finite Element Solver with a Navier-Stokes Solver, *Computers and Structures*, **81**, 2, 75-89.
- Greco, P. C., Lan, C. T.,** 2010. Frequency domain unsteady transonic aerodynamics for flutter and limit cycle oscillation prediction. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, **32**, 1678-5878.
- Guruswamy, G., Garcia, C. J.,** 1999. Static Aeroelastic Characteristics of an Advanced Wing with a Control Surface Using Navier-Stokes Equations, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, Jan. 11-14.
- Guruswamy, G., Kapania, R., Macmurdy, D.,** 1994. Static Aeroelastic Analysis of Wings Using Euler/Navier-Stokes Equations Coupled With Improved Wing-Box Finite Element Structures, *Structural Dynamics and Materials Conference*, Washington, DC, USA, Apr 18-20.
- Hepp, J.P.,** 2005. Static aeroelastic analysis of the ARW-2 wing including correlation with experiment. *MSc Thesis*. Department of Mechanical Engineering and Material Science in the Graduate School of Duke University. Durham NC, USA.
- Huttsell, L.,** 2001. Evaluation of Computational Aeroelasticity Codes for Loads and Flutter, *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, Jan. 8-11.
- Kamakoti, R., Lian, Y.,** 2002. Computational Aeroelasticity Using a Pressure-Based Solver, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Nevada, USA, Jan. 14-17.
- Karpel, M., Yaniv, S., Livshits, S. D.,** 1996. Integrated Solution for Computational Static Aeroelastic Problems, *Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Bellevue, WA, USA, Sept. 4-6.
- Kuntz, M., Menter, F.R.,** 2004. Simulation of Fluid Structure Interactions in Aeronautical Applications, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering – ECCOMAS*, Jyvaskyla, Finlandia, July 24-28.
- Liu, F., Cai, J., Zhu, Y., Wong, A.S.F., Tsai, H.M.,** 2000. Calculation of Wing Flutter by a Coupled CFD and CSD Method, *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 10-13 January,
- Liu, F., Tsai, H. M., Cai, J.,** 2001. Static Aeroelastic Computation with a Coupled CFD and CSD Method, *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, Jan. 8-11.
- Love, M., Garza, T.D.L., Charlton, E., Egle D.,** 2000. Computational aeroelasticity in high performance aircraft flight loads, *International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) Congre*, Harrogate, UK, 28 August – 1 September.

- Mallick, P. K.**, 1993. *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design, Second Edition, Revised and Expanded*, CRC Press, New York, USA.
- Maynard, C. Sandford, Seidel, D.A., Eckstrom, C.V.**, 1994. *Steady Pressure Measurements on an Aeroelastic Research Wing*, NASA-IM-I09046, Springfield, USA.
- MpCCI**, 2008. *MpCCI 3.0.6 Version Documentation*, Fraunhofer-Institute SCAI, Sankt Augustin, Germany.
- Newmann, J.C.**, 1999. Efficient Nonlinear Static Aeroelastic Wing Analysis, *Computers and Fluids*, **28**, 4-5, 615-628.
- Nikbay, M., Aysan, A.**, 2009. Identification of Structural and Aeroelastic Properties of a Computational ARW-2 Wing Model For Aeroelastic Optimization Applications. *IFASD-2009, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Seattle, WA, USA, June 21-25.
- Nikbay, M., Oncu, L., Aysan, A.**, 2008. A multi-disciplinary code coupling approach for analysis and optimization of aeroelastic systems. *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Victoria, British Columbia, Canada, Sep. 10 – 12.
- Öncü, L.**, 2008. Multidisciplinary Design Optimization of Aerospace Structures with Static Aeroelastic Criteria. *MS Thesis*, Istanbul Technical University, Turkey.
- Potsdam, M. A., Guruswamy, G. P.**, 2001. A Parallel Multiblock Mesh Movement Scheme for Complex Aeroelastic Applications. *AIAA Journal*, **0716**, 1-14.
- Raymer, P. D.**, 1999. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, USA.
- Relvas, A., Suleman, A.**, 2006. Fluid-structure interaction modelling of nonlinear aeroelastic structures using the finite element corotational theory. *Journal of Fluids and Structures*, **22**, 59–75.
- Rigoni, E.**, 2004. *ESTECO Technical Report 2004-004: Bench-marking NBI-NLPQLP*, ESTECO.
- Ron – Ho, N.**, 1982. A Multiple Grid Scheme for Solving the Euler Equations. *AIAA Journal*, **26**, 11, 1565-1571.
- Sandford, M.C., Siedel, D. A., Eckstorm, C. V.**, 1994. Steady Pressure Measurements on an Aeroelastic Research Wing (ARW-2), *NASA Technical Memorandum, NASA 109046*, Langley, USA.

- Sandford, M.C., Seidel, D.A., Esckstrom, C.V., Spain, C.V.,** 1989. *Geometrical and Structural properties of an Aeroelastic Research Wing (ARW-2)*, NASA Technical Memorandum 4110.
- Schittkowski, K., Zillober, C., Zotemantel, R.,** 1994. Numerical Comparison on Nonlinear Programming Algorithms for Structural Optimization. *Journal of Structural Optimization*, 7, 1–28.
- Schuster, D., Vadyak, E., Atta, E.,** 1990. Static Aeroelastic Analysis of Fighter Aircraft Using a Three-Dimensional Navier-Stokes Algorithm, *Journal of Aircraft*, 27, 9, 820-825.
- Siedel, D. A., Sandford, M.C., Eckstorm, C. V.,** 1987. Measured unsteady transonic aerodynamic characteristics of an elastic supercritical wing. *Journal of Aircraft*, 24, 4, 225-230.
- Thirifay, F., Geuzaine, P.,** 2004. Numerical Simulations of Fluid-Structure Interaction Problems using MpCCI, *5th MpCCI User Forum*, Germany, March.
- Xie, C. C., Leng, J. Z., Yang C.,** 2007. Geometrical nonlinear aeroelastic stability analysis of a composite high-aspect-ratio wing, *Shock and Vibration*, 15, 3-4, 325-333.
- Yates, E. C., Jr.,**1988. *AGARD Standard Aeroelastic Configuration for Dynamic Response*, AGARD REPORT No.765, Advisory Group for Aerospace Research and Development Neuilly-Sur-Seine, France.

EKLER

EK A.1 : ARW-2 Kanadının Geometrik Özellikleri

EK A.2 : ARW-2 Kanadının Sonlu Elemanlar Çözüm Ağının Özellikleri

EK A.1

Çizelge A.1 : Kompleks ARW-2 Kanat Modelinin Geometrik Özellikleri

	Kalınlık (mm)	Yarıçap (mm)
Rib 1	9,4	-
Rib2	25,6	-
Rib 3	4,3	-
Rib 4	19,7	-
Rib 5	25,5	-
Rib 6	29,9	-
Rib 7	9,5	-
Rib 8	2,5	-
Rib 9	6,3	-
Rib 10	0,8	-
Rib 11	1,9	-
Rib 12	6,4	-
Rib 13	19,3	-
Rib 14	8,2	-
Rib 15	1,9	-
Rib 16	28,9	-
Rib 17	25,2	-
Spar 1	1,3	-
Spar 2	4,0	-
Spar 3	3,6	-
Spar 4	2,0	-
Spar5	5,5	-
Eksenel Bar 1	0,6	14,1
Eksenel Bar 2	1,3	6,2
Eksenel Bar 3	3,2	16,6
Eksenel Bar 4	1,4	12,9
Bal Peteği	0,2	-
Kompozit Lamine	0,05	-

Çizelge A.2 : Basitleştirilmiş ARW-2 Kanat Modelinin Geometrik Özellikleri

	Kalınlık (mm)	Yarıçap (mm)	Oryantasyon (derece)
Rib 1	10,5	-	-
Rib2	5,3	-	-
Rib 3	9,1	-	-
Rib 4	22,5	-	-
Rib 5	28,2	-	-
Rib 6	2,4	-	-
Rib 7	14,4	-	-
Rib 8	5,3	-	-
Rib 9	6,3	-	-
Rib 10	21,1	-	-
Rib 11	22,0	-	-
Rib 12	20,5	-	-
Rib 13	22,0	-	-
Rib 14	7,2	-	-
Rib 15	13,9	-	-
Rib 16	28,7	-	-
Rib 17	19,2	-	-
Spar 1	1,5	-	-
Spar 2	4,8	-	-
Spar 3	3,9	-	-
Spar 4	1,5	-	-
Spar 5	2,0	-	-
Eksenel Bar 1	0,6	14,1	-
Eksenel Bar 2	1,3	6,2	-
Eksenel Bar 3	3,2	16,6	-
Eksenel Bar 4	1,4	12,9	-
Bal Peteği	5,0	-	-
Üst Lamine 1	0,1	-	0
Üst Lamine 2	0,1	-	0
Üst Lamine 3	0,3	-	90
Alt Lamine 1	0,1	-	0
Alt Lamine 2	0,1	-	0
Alt Lamine 3	0,3	-	90

EK A.2

Çizelge A.3 : ARW-2 Sonlu Elemanlar Modelinin Çözüm Ağı Özellikleri

Özellik	Değer	Özellik	Değer
Eleman Sayısı	52766	Açıklık Oranı > 10	0
Ortalama Açıklık Oranı	1,09	En Kötü Açıklık Oranı	6,14
Maks. Kenar Uzunluğu > 1	52766	En Kısa Kenar < 0,001	0
Ortalama En Uzun Kenar	10,31	Ortalama En Küçük Kenar	9,55
En Uzun Kenar	18,43	En Kısa Kenar	1,68
Ortalama En Büyük Açı	97,81	Ortalama En Küçük Açı	82,38
En Büyük açı > 160	1	En Küçük Açı < 10	0
En Kötü Maks. Açı	161,87	En Kötü Min. Açı	19,69

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Fırat GÜR

Doğum Yeri ve Tarihi: Glarus/İSVİÇRE - 11.08.1985

Adres: Esentepe mah. Zincirlidere cad. Şairler sok. Yalçın Apt. NO:13/10 B Blok
Şişli / İstanbul

Lisans Üniversitesi: İstanbul Teknik Üniversitesi

Yayın Listesi:

▪ **Nikbay, M., Gur, F., Tanir, E., 2010:** Structural Identification of Composite ARW-2 Wing Model. *ASMDO Third International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications*, Paris, France, June 21-23.