

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**İNCE CİDARLI KOMPOZİT BİR UÇAK KANADININ DİNAMİK
DAVRANIŞININ ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sefa ÖKSÜZ

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Seher EKEN

OCAK 2023

**İNCE CİDARLI KOMPOZİT BİR UÇAK KANADININ DİNAMİK
DAVRANIŞININ ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Sefa ÖKSÜZ
(511191228)**

Uçak ve Uzay Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

**Tez Danışmanı: Doç. Dr. Seher EKEN
Eş Danışman: Dr. Ceyhun TOLA**

OCAK 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511191228 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Sefa ÖKSÜZ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “İNCE CİDARLI KOMPOZİT BİR UÇAK KANADININ DİNAMİK DAVRANIŞININ ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYONU” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Seher EKEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Eş Danışman : **Dr. Ceyhun TOLA**
Aselsan A.Ş.

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Ata MUĞAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Vedat Ziya DOĞAN
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ
Milli Savunma Üniversitesi

Teslim Tarihi : 19 Aralık 2022
Savunma Tarihi : 2 Ocak 2023





Aileme,



ÖNSÖZ

Tezin her aşamasında yönlendirmeleri ve destekleri ile hep yanımda olan tez danışmanlarım Doç. Dr. Seher Eken ve Dr. Ceyhun Tola' ya teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca yıllardan beri eğitim hayatımda maddi ve manevi en büyük destekçim olan aileme teşekkür ederim.

Aralık 2022

Sefa Öksüz
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Taraması	2
1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı	3
2. İNCE CİDARLI KOMPOZİT KİRİŞ TEORİSİ	7
2.1 Temel Varsayımlar	7
2.2 Yer Değiştirme Alanı	7
2.3 Birim Uzama Alanı	10
2.4 Global Bünye Denklemleri	11
2.5 Enerji İfadeleri	12
2.5.1 Birim uzama enerjisi	13
2.5.2 Kinetik enerji	13
2.6 Kompozit Konfigrasyonu	14
2.7 Hareket Denklemleri	15
2.8 Çözüm Metodolojisi	15
2.9 İnce Cidarlı Kiriş Teorisinin Doğrulanması	17
3. OPTİMİZASYON	21
3.1 Çok Amaçlı Optimizasyon	22
3.2 Kanadın Ağırlık ve Dinamik Davranış Optimizasyonu	23
3.2.1 Değişken katman sayılı optimizasyon	25
3.2.1.1 Değişken katman sayılı optimum tasarım	35
3.2.2 Sabit katman sayılı optimizasyon	36
3.2.2.1 Sabit katman sayılı optimum tasarım	44
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	45
KAYNAKLAR	49
ÖZGEÇMİŞ	51



KISALTMALAR

ÇAK	: Çevresel Asimetrik Katılık
MOGA-II	: Multi-Objective Genetic Algorithm-II
KETP	: Karbon-Elyaf Takviyeli Polimer
CETP	: Cam-Elyaf Takviyeli Polimer





SEMBOLLER

u, v, w	: Yer değiştirme vektörü bileşenleri
σ_{ij}	: ij doğrultusundaki gerilme
F_w	: Çarpılma fonksiyonu
ψ	: Burulma fonksiyonu
G_{ij}	: ij doğrultusundaki kesme modülü
ε_{ij}	: ij doğrultusundaki birim uzama
Γ	: Yüksek mertebe çiftleri etkisinde burulma
θ_x	: x eksenini etrafında dönme
θ_y	: y eksenini etrafında dönme
ϕ	: z eksenini etrafında dönme
N_{ij}	: Membran gerilme bileşenleri
K	: Katılık matrisi
M	: Kütlesi matrisi
W_e	: Dış yükler tarafından yapılan iş
U	: Potansiyel enerji matrisi
K	: Kinetik enerji
J	: Hamilton fonksiyonu
b_{ij}	: Kütlesi büyüklükleri
a_{ij}	: Katılık büyüklükleri
E_{ij}	: ij doğrultusundaki elastisite modülü
h	: Cidar kalınlığı enerji
NN	: Kompozit katman sayısı
$2b$	: Veter uzunluğu
AR	: Kanat açıklık oranı
S	: Kanat alanı
ω	: Doğal frekans
θ	: Özvektör
λ	: Özdeğer

ρ	: Yoğunluk
μ_{ij}	:ij doğrultusundaki Poisson oranı
f_1	: En düşük doğal frekans
θ	: Elyaf yönlenme açısı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Doğrulama kanadının özellikleri [17].	17
Çizelge 2.2 : Seçilen konfigürasyonları için mevcut çalışmanın sonuçlarının doğrulanması.....	18
Çizelge 3.1 : Malzeme Özellikleri.....	25
Çizelge 3.2 : Tasarım değişkenleri.	25
Çizelge 3.3 : Değişken Katman sayılı Optimum Kanat Tasarımın Özellikleri.	35
Çizelge 3.4 : Optimum Kanat Tasarımın Kütlesi ve En Düşük Doğal Frekansı.	35
Çizelge 3.5 : Tasarım Değişkenleri.	36
Çizelge 3.6 : Optimum Kanat Tasarımın Özellikleri.....	44
Çizelge 3.7 : Optimum Kanat Tasarımın Kütlesi ve En Düşük Doğal Frekansı.	44



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : (a) Deformasyon Öncesi ve Sonrası Kiriş Geometrisi, (b) Kesit Geometrisi ve Kinematik Değişkenler [18].	8
Şekil 2.2 : Dikey Uzunluklar r_n ve r_t [18].	9
Şekil 2.3 : Bikonveks Kesit [18].	10
Şekil 2.4 : (a) Gerilim Bileşkeleri, (b) Gerilim Çiftleri [18].	12
Şekil 2.5 : Çevresel Asimetrik Katılık Konfigrasyonunda Yerleşimler [18].	14
Şekil 2.6 : Bikonveks Kesitli Uçak Kanadına Ait Geometrik Boyutlar [18].	17
Şekil 3.1 : Pareto-Optimal Küme [29].	22
Şekil 3.2 : ModeFrontier Ortamında Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi.	28
Şekil 3.3 : Uygun ve Uygun Olmayan Optimizasyon Çözümlerinin Dağılımı.	29
Şekil 3.4 : Uygun Çözümlerinin Dağılımı.	29
Şekil 3.5 : Pareto-Optimal Çözümlerinin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Açıklık Oranı Grafiği Üzerinde Dağılımı.	30
Şekil 3.6 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Veter Uzunluğu Grafiği Üzerinde Dağılımı.	31
Şekil 3.7 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Kesit Derinliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.	31
Şekil 3.8 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elyaf Yönlenme Açısı Grafiği Üzerinde Dağılımı.	32
Şekil 3.9 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Malzeme Türü Grafiği Üzerinde Dağılımı.	32
Şekil 3.10 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Alanı Grafiği Üzerinde Dağılımı.	33
Şekil 3.11 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elips Dış Merkezliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.	33
Şekil 3.12 : Kanat Kütlesinin Duyarlılık Analizi.	34
Şekil 3.13 : En Küçük Doğal Frekans Değerinin Duyarlılık Analizi.	34
Şekil 3.14 : ModeFrontier Ortamında Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi.	37
Şekil 3.15 : Uygun ve Uygun Olmayan Optimizasyon Çözümlerinin Dağılımı.	38
Şekil 3.16 : Uygun Çözümlerin Dağılımı.	38
Şekil 3.17 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Açıklık Oranı Grafiği Üzerinde Dağılımı.	39
Şekil 3.18 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Veter Uzunluğu Grafiği Üzerinde Dağılımı.	40
Şekil 3.19 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Kesit Derinliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.	40
Şekil 3.20 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elyaf Yönlenme Açısı Grafiği Üzerinde Dağılımı.	41
Şekil 3.21 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Malzeme Türü Grafiği Üzerinde Dağılımı.	41

Şekil 3.22 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Alanı Grafiği Üzerinde Dağılımı.....	42
Şekil 3.23 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elips Dış Merkezliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.....	42
Şekil 3.24 : Kanat Kütlesinin Duyarlılık Analizi.....	43
Şekil 3.25 : En Küçük Doğal Frekans Değerinin Duyarlılık Analizi.	43



İNCE CİDARLI KOMPOZİT BİR UÇAK KANADININ DİNAMİK DAVRANIŞININ ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYONU

ÖZET

Havacılık ve uzay sanayiinde kullanılan yapılarda olması istenen yüksek güvenilirlik ve yüksek verimlilikten dolayı araştırılması gereken konular her geçen gün artmaktadır. Bu konulardan bir tanesi, yüksek mukavemet/ağırlık ve yüksek katılık/ağırlık oranları sebebiyle havacılık ve uzay alanında oldukça yaygın kullanım alanına sahip ince cidarlı kompozit yapılardır. İnce-cidarlı kompozit yapıların statik ve dinamik analizine yönelik hesaplamalı ve deneysel yöntemler kullanılarak birçok çalışma yapılmaktadır.

Havacılık sektöründe kullanılan yapıların hava araçlarının rezonansa girmesi üzerindeki etkisi açıktır. Bundan dolayı tasarımcılar yapıların doğal frekansını arttırarak yani yapıyı daha rijit bir şekilde tasarlayarak yapının rezonansa girmesini engellemeyi amaçlar. Fakat yapının rijitliğinin arttırılması yapıya ekstra olarak ağırlık eklediği için hava araçlarında ekstra yüksek yakıt maliyetlerine neden olur. Bu sebeple çalışma kapsamında, keyfi kesite sahip tek hücreli ince cidarlı kiriş olarak tasarlanan kompozit bir uçak kanadının dinamik davranışını optimize ederken ağırlığının da en aza indirilmesine odaklanılmıştır.

Çalışmada, ince cidarlı kiriş olarak tasarlanan uçak kanadının dinamik davranışı ve ağırlığını etkileyen malzeme türü, geometrik özellikleri, kompozit katman sayısı, elyaf açısı gibi parametreleri değiştirerek yapısal açıdan optimum uçak kanadı tasarımını elde etmek amaçlanmıştır. Böylece hem uçak kanadının ağırlığı azaltılırken hem de kanadın rijitliğini en üst düzeye çıkarılarak ince cidarlı kiriş kanadın yapısal tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışma, ince-cidarlı kiriş teorisinin belirlenen kanat tasarımı için analitik çözümü ve bu çözüme bağlı olarak çok amaçlı optimize edilmesi olarak iki kısımda ele alınmıştır.

Çalışmanın ilk kısmında uçak kanadının dinamik davranışına odaklanılmıştır. Librescu tarafından geliştirilen İnce-Cidarlı Kiriş Teorisi kullanılarak, farklı kanat geometrilerine ait doğal frekans değerleri analitik olarak elde edilmiştir. Böylece MATLAB üzerinde oluşturulan analitik çözüm kodu ModeFrontier optimizasyon yazılımında hazırlanan optimizasyon akış döngüsüne bağlanarak Çok Amaçlı Genetik Algoritma-II yöntemi yardımıyla kanat optimize edilmiştir.

Çalışmanın analitik kısmında keyfi bir enine kesit için ince cidarlı kiriş teorisi türetilerek bu teori bikonveks kesitli bir uçak kanadına uygulanmıştır. Bu kiriş modeli malzeme türü, kompozit serim açısı, malzeme anizotropisi, enine-kesme etkileri ve çarpılma kısıtlaması gibi birçok klasik ve klasik olmayan etkileri içermektedir. Bu etkiler birçok elastik bağlaşım sağlamaktadır.

Analitik çözümde öncelikle incelenen kiriş modeli için kinematik ve statik birtakım varsayımlar kabul edilmiştir. Sonrasında tasarlayacağımız kiriş modeli için sırasıyla yer değiştirme alanı ve birim uzama alanı tanımlanmıştır. Kanat modelinin hareket denklemlerini ve sınır koşullarını elde etmek amacı ile 3-boyutlu elastisite için Hamilton prensibi kullanılmıştır. Sonrasında da global bünye denklemleri ve enerji ifadeleri tanımlanmıştır. Son olarak kompozit konfigürasyonu tanımlanmıştır. Bu

amaçla, Çevresel Asimetrik Katılık (ÇAK) konfigürasyonu kiriş modeline adapte edilmiştir.

Bu konfigürasyonla sırasıyla uzama-yatay eğilme-kesme ve dikey eğilme-kesme-burulma bağlaşımları elde edilmiştir. Ardından, MATLAB kodu kullanılarak doğrusal ince cidarlı kiriş modeli için serbest titreşim analizleri yapılmıştır.

Çalışma kapsamında analitik çözüm amacıyla kullanılan model literatürdeki çalışma sonuçları kullanılarak doğrulandıktan sonra optimizasyon kısmına başlanmıştır. Analitik model, Modefrontier ortamında Çok Amaçlı Genetik Algoritma- II Yöntemi kullanılarak optimizasyon amaçları doğrultusunda 3000 kere koşturulmuştur.

Optimizasyon çalışmasının ana amacı ince cidarlı kiriş olarak tasarlanan bikonveks kompozit uçak kanadının ağırlığını minimize ederken kanadın en düşük doğal frekans değerini maksimize etmektir. Bu amaçları hedeflerken elde edilecek uçak kanadının üretilebilirliği de göz önüne alınarak optimizasyon çalışmasına minimum uçak kanat alanı, doğal frekans değeri ve elips dış merkezliği kısıtlamaları uygulanmıştır.

Ayrıca optimizasyon sürecinde, tasarlanan kanat geometrilerinin ince-cidarlı kiriş teorisinin kabul ettiği varsayımları ihlal etmemek amacıyla kiriş kesit uzunluğu ve kalınlığı ilişkisi ile ilgili kısıtlamalar uygulanmıştır.

Optimizasyon aşamasında optimum kanadı tasarlamak için malzeme türü, elyaf açısı, katman sayısı, kanat kesit derinliği, veter uzunluğu ve kanat açıklık oranı gibi optimizasyon değişkenleri belirlenmiştir. Bu parametrelerin alabileceği değerler ve değişim adım miktarları literatürdeki çalışmalarda kullanılan örneklerle göre belirlenmiştir. Çalışma kapsamında, iki farklı kanat konfigürasyonu için ince cidarlı kompozit bikonveks kanat optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Elde edilen nihai kanat tasarımları için sonuçlar yorumlanmıştır.

MULTI-OBJECTIVE OPTIMIZATION OF DYNAMIC BEHAVIOR OF AIRCRAFT WINGS MODELED AS THIN-WALLED COMPOSITE BEAMS

SUMMARY

Due to the high reliability and high efficiency required in the structures used in the aviation and space industry, the issues that need to be investigated are increasing day by day. One of these issues is thin-walled composite structures, which are widely used in the field of aviation and space due to their high strength/weight and high stiffness/weight ratios. Many studies are carried out using computational and experimental methods for the static and dynamic analysis of thin-walled composite structures.

The effect of structures used in the aerospace industry on the resonance of aircraft is obvious. Therefore, designers aim to prevent the structure from resonating by increasing the natural frequency of the structures, that is, by designing the structure in a more rigid way. However, increasing the rigidity of the structure adds extra weight to it and causes extra high fuel costs in aircraft. For this purpose, the focus was on reducing the weight while optimizing the dynamic behavior of a composite aircraft wing designed as a single-cell thin-walled beam with an arbitrary cross-section.

By changing the parameters such as material type, geometric properties, number of composite layers, fiber angle, which affect the dynamic behavior and weight of the aircraft wing, which is designed as a thin-walled beam, the most optimal aircraft wing structural designs are obtained. Thus, the focus was on the structural design optimization of the thin-walled beam wing, while reducing the weight of the aircraft wing and maximizing the wing's rigidity.

This study is discussed in two parts as the analytical solution of the Thin-Walled Beam Theory for the wing design and the multi-purpose optimization based on this solution.

The first part of this study focused on the dynamic behavior of the aircraft wing. By using Thin-Walled Beam Theory developed by Librescu, natural frequency values of different thin walled biconvex wing geometries are obtained analytically. Thus, the analytical solution script prepared on MATLAB is connected to optimization flow prepared in the ModeFrontier optimization software, and the wing is optimized using the Multi-Purpose Genetic Algorithm-II method.

In the analytical part of the study, the thin-walled beam theory is derived for an arbitrary cross section and this theory is applied to an airplane wing with biconvex section. This beam model includes many classical and non-classical effects such as material type, composite lay angle, material anisotropy, transverse-shear effects, and warping constraint. These effects provide many elastic connections.

In the solution of the analytical part, first of all, some kinematic and static assumptions were made. For the beam model, the displacement area and the unit elongation area are defined respectively. Hamilton's principle for 3-dimensional elasticity is used to obtain the equations of motion and boundary conditions of the wing model. Afterwards, global constitutive equations and energy expressions are defined. Finally, the composite configuration is defined. For this purpose, the Circumferentially Uniform Stiffness Configuration (CUS) configuration is adapted to the beam model.

With this configuration, respectively, extension-lateral bending-transverse shear and vertical bending-transverse shear-twist couplings are obtained. Afterwards, free vibration analyses are performed for the linear thin-walled beam model with the help of the MATLAB script.

After the model used for the analytical solution process within the scope of this study is verified from literature, the optimization part is started. The analytical model is run 3000 times for optimization purposes using the Multi-Purpose Genetic Algorithm - II Method in the Modefrontier environment.

The main purpose of the optimization study is to increase the lowest natural frequency of the wing while reducing the weight of the aircraft wing, which is designed as a thin-walled composite beam. While aiming for these objectives, minimum wing area, wing natural frequency and ellipse eccentricity constraints are applied to the optimization study. During this study, manufacturability of the aircraft wing to be obtained is also taken into consideration.

In addition, in the optimization process, constraints on the beam section length and thickness relationship were applied in order not to violate the assumptions accepted by the thin-walled beam theory of the designed blade geometries.

In the optimization phase, optimization design variables such as material type, fiber angle, number of layers, wing section depth, chord length and aspect ratio were determined to design the optimum wing. The values that these parameters can take and the amount of change steps are determined according to the examples used in the studies in the literature. Within the scope of the study, thin-walled composite biconvex wing optimization was performed for two different wing configurations.

There are two objectives in both optimization processes. These are the minimization of the wing mass and the maximization of the wing's smallest natural frequency value. Optimization process was carried out separately for the model with variable and fixed number of layers, and a pareto-optimal design set was determined for each cycle.

The multi-objective optimization process was first applied to the model with variable number of layers. Here, aspect ratio, number of composite layers, wing section depth, chord length and fiber angle were determined as design variables. As a result of the optimization solution for the model with variable number of layers, 170 pareto-optimal solutions were obtained.

It has been determined that the lowest natural frequency of the wing to be designed can be increased from 5 Hz to 32 Hz, with the weight of the wing increasing from 6.2 kg to 8.6 kg from the Pareto-optimal solution set. Since the lowest natural frequency increase per unit mass gain is quite large, the heaviest and most rigid design was chosen as the optimum design in terms of pareto-optimal designs.

The multi-objective optimization process was applied secondly for the model with a fixed number of layers. This process was done in the ModeFrontier environment with the same objectives and restrictions as the previous model. Aspect ratio, layer thickness, wing section depth, chord length and fiber angle were determined as design variables.

As a result of the optimization solution, 123 pareto-optimal solutions were obtained. It has been determined that the lowest natural frequency of the wing to be designed can increase from 5 Hz to 21 Hz, with the weight of the wing increasing from 12 kg to 18 kg from the Pareto-optimal solution set. Since the lowest natural frequency increase per unit mass gain is quite large, the heaviest and most rigid design of the pareto-optimal designs was chosen as the optimum design. The design solutions obtained in the pareto-optimal solution set for both models are interpreted.





1. GİRİŞ

İnce cidarlı kiriş, katı kesit alanına sahip olmayan bir kiriş türüdür. İnce cidarlı kirişlerin kesiti birbirine bağlı ince panellerden oluşur. İnce cidarlı bir kiriş, ayırt edici geometrik boyutlarının tümü farklı büyüklük sıralarına sahip olan ince bir yapısal elemandır. Modern kompozit malzemeler günümüzde ince cidarlı kirişler olarak işlem görmekte ve yapısal elemanların imalatında yaygın olarak kullanılmaktadır. Fiber takviyeli polimerik kompozit malzemelerin geliştirilmesi ince cidarlı kirişler üzerindeki araştırmaların ilerlemesini etkileyen önemli bir faktördür. İnce cidarlı kompozit kirişler üzerine detaylı kitaplar yazılmıştır [1-4]. Belirli bir dayanım için minimum ağırlık açısından yüksek verimlilikleri ve geniş potansiyel avantajları nedeniyle, anizotropik kompozit malzemelerden yapılmış ince cidarlı yapılar, yeni gelişmiş havacılık veya uzay araçlarının, robot kollarının, helikopter/türbin rotor kanatlarının, yüksek irtifa-uzun süre dayanıklılık özellikleri ile bilinen HALE kanadının ve günümüzde yaygınlaşan insansız hava araçlarının tasarımında yaygın olarak kullanılırlar [5].

İnce cidarlı kompozit kirişlerden tasarlanan yapılar, konvansiyonel metalik malzemelere göre sağladıkları yüksek katılık, yüksek mukavemet/ağırlık oranları, korozyona karşı yüksek direnç ve daha uzun yorulma ömrü gibi özelliklerinin yanında anizotropik doğalarından dolayı tasarım gereksinimlerine göre yapıyı uyarlamaya izin verirler. Bu durum ince cidarlı kompozit kirişlerin statik ve dinamik yüklemeye maruz kalan yapılarda kullanımını çekici hale getirmiştir [4]. Yüksek mukavemet/ağırlık oranlarından dolayı ince cidarlı kompozit kirişler, uzun yıllardır inşaat ve makine mühendisliği alanlarında da sıklıkla kullanılmaktadır.

Kompozit malzemelerin özellikleri, katmanların eklenmesi veya çıkartılmasıyla kalınlık değiştirilerek, matris ve lifler için farklı malzemeler kullanılarak, hacim oranı ve lif oryantasyonu düzenlenerek değiştirilebilir. Esasen kompozit malzemelerin yönlülük özelliği, ince cidarlı yapı içinde çok çeşitli elastik bağlantılar sağlar. Elde edilen bu elastik bağıntılar hava araçları için son derece zararlı olabilecek çırpıntı ve diverjans gibi aeroelastik kararsızlıkların meydana gelmesini önleme imkânı vermiştir.

Bu aeroelastik kararsızlıkların verimli bir şekilde kontrol edilebileceği iyi bilinen bir gerçektir [6].

İnce cidarlı kompozit kiriş modeli, mühendislik yapı elemanlarının davranışını yönetmek için yaygın olarak kullanılmaktadır. İnce cidarlı kirişlerin kalınlığı, kesit boyutlarına kıyasla küçüktür, ancak uzunluğu, enine kesitin boyutlarını büyük ölçüde aşar [4]. İnce cidarlı kirişlerin davranışı ve analizi, kiriş kesitinin şekli tarafından yönetilir. İnce cidarlı kirişler, kiriş şeklinin türüne göre kapalı kesitli, açık kesitli ve çoklu hücre hatlarına sahip kirişler olmak üzere üçe ayrılır [7].

1.1 Literatür Taraması

İnce cidarlı kirişler teorisinin temelleri 1930'ların sonlarına kadar uzanır. 2. Dünya Savaşı'ndan sonra havacılık endüstrisinde bu teoriyle ilgili birçok kitap yazılarak çalışmalar ilerletilmiştir [4,8,9]. İnce cidarlı kiriş teorisinin temelleri, açık/kapalı kesitli 1-B izotropik kirişler teorisini veren Gjelsvick ve Vlasov tarafından kurulmuştur [8,10]. Librescu ve Qin tarafından lineer ve lineer olmayan kirişler üzerine en kapsamlı araştırmalar yapılmıştır [16]. Yapılan bu çalışmalar, ince cidarlı kiriş teorisinin geliştirilmesinin ve havacılık/uzay araçları, otomobiller, inşaat ve deniz yapılarına kadar birçok farklı sektörde kullanılmasının yolunu açmıştır. İnce cidarlı kirişler, geometrik özelliklerine göre açık ya da kapalı, sabit veya sabit olmayan, düz ya da eğrisel kesite sahip kirişler olarak sınıflandırılabilir. Kapalı kesitli ince cidarlı kompozit kirişlerin lineer statik ve dinamik davranışı ile ilgili çeşitli çalışmalar yapılmıştır [11-13]. İnce cidarlı kompozit kirişlerin serbest titreşimine vurgu yapan derinlemesine araştırmalar yapılmıştır [14-16].

İnce cidarlı kompozit kirişler konusu, bu yapıların doğal olarak bulunduğu yerlerde malzemenin dinamik davranışı üzerinde etkisi olan bir dizi klasik olmayan faktörü de içerir. Malzeme anizotropisi, enine kesme gerilmesi ve kısıtlı çarpılma gibi klasik olmayan faktörler, kirişlerin dinamik davranışını tahmin etmeyi zorlaştırabilir [17, 18].

Ek olarak Vo ve Lee, çeşitli yükler altında rastgele yerleşimlere sahip ince cidarlı kompozit kirişler için birinci dereceden kesme ile deforme olabilen kiriş teorisine dayanan geometrik olarak doğrusal olmayan başka bir model tanıttı [19]. Özellikle, bu model, malzeme anizotropisinden ve geometrik doğrusallıktan kaynaklanan tüm yapısal bağlantıları açıklar.

Kompozit yapılar genellikle, belirli hedeflere bağlı olarak, tek tek bileşen malzemeleri ve bunların hacim oranları, fiber oryantasyon açıları ve lamina kalınlığı ve sayısı ile imalat prosedürü seçilerek uyarlanır. En iyi sonuçları elde etmek için, belirli bir dizi tasarım kısıtlamasını karşılayan pratik optimal çözümleri bulmak için optimizasyon modelleri uygulanmalıdır [20]. Bundan dolayı son yıllarda kompozit yapıların optimizasyon çalışmaları ilgi çekici hale gelmiştir. Ayrık Malzeme Optimizasyonu (DMO), kompozit yapıları tasarlamak için etkili bir yöntemdir ve ilk olarak çok fazlı topoloji optimizasyon problemlerinin bir genellemesi olan Stegman ve Lund tarafından tanıtılmıştır [21]. Literatürde kompozit malzemelerin üzerine birçok farklı çalışma olmasına rağmen ince cidarlı kompozit kirişlerin optimizasyonu üzerine katılığı arttırma üzerine kısıtlı çalışmalar bulunmaktadır. Blasques ve Stolpe tasarım değişkenleri olarak fiber oryantasyonu ve lamine kalınlığını kullanarak katılığı en üst düzeye çıkarmak ve ağırlığı en aza indirmek amacıyla dirsekli kompozit kirişler için bir optimizasyon stratejisi sunmuştur [22]. Haddadpour ve Zamani tarafından ince cidarlı kompozit kirişlerde eğrisel fiber üzerinde yapılan çalışma kapsamında, kirişlerin verilen geometri ve malzeme özellikleri ile farklı sınır koşulları altında kırılma yükü maksimize edilmiştir [23]. Souhail ve arkadaşları, ince cidarlı kompozit yapıları ucuzlatarak bu yapıların katılığını en üst düzeye çıkartmak amacıyla tasarım optimizasyonu gerçekleştirmişlerdir [24]. Son olarak, Miller ve Ziemiański tarafından genetik algoritmalar ve derin sinir ağları ile ince cidarlı lamine silindirik kabukların dinamik davranışı optimize edilmiştir [25].

1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı

Havacılık ve uzay sanayii alanında tasarlanan ürünlerde dikkat edilmesi gereken konulardan başında tasarlanacak hava aracının dinamik davranışı ve ağırlığı gelir. Havacılık sektöründe tasarlanacak ürünlerde, günümüzün rekabetçi ortamında, maliyet beklentisi ön plandadır. Bu üretilecek hava aracının düşük ağırlıkta tasarlanması ile sağlanır. Daha hafif hava aracı hem yakıt maliyetini hem de üretim maliyetini düşürür. Aynı zamanda yüksek güvenilirlik ve performans gereksinimleri olan bu sektörlerde tasarlanacak hava aracının dinamik performansı her zaman yüksek tutulmak istenir. Özellikle hava araçlarında oluşması muhtemel rezonans durumunu önlemek amacıyla, tasarlanacak hava araçlarının daha rijit ve dolayısıyla yüksek doğal frekanslara sahip olması beklenir. Bu da hava aracının rezonansa girme ihtimalini

düşürür. Günümüzde tasarlanan hava araçlarının tasarımında yaşanan problemlerden biri de tasarlanacak hava aracının rijitliğini arttırmaya çalışırken meydana gelen ağırlık artışıdır.

Bu araştırmada, ince cidarlı kiriş olarak tasarlanan bikonveks kesite sahip uçak kanadının ağırlığını azaltırken rijitliğini en üst düzeye çıkartmak amacıyla yapısal tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmanın temel amacı, ince cidarlı kompozit kiriş olarak tasarlanan uçak kanatları için en düşük doğal frekans değerini maksimize, kanat kütlesini minimize etmektir. Böylece, uçak kanadının rezonans frekansı ötelenebilir. Çalışma kapsamında, aynı optimizasyon döngüsü içerisinde kanatları hafifleterek doğal frekansı artırmak amacıyla optimizasyon hedefleri belirlenmiştir. Böylece hem kanat dinamik davranışı iyileştirilmiş hem de kanat hafifletilmiştir.

Modellerde bir uçak kanadını temsil etmek için bikonveks kesitli anizotropik ince cidarlı bir kiriş kullanılmıştır. Librescu ve Song tarafından oluşturulan ince cidarlı kompozit kiriş teorisini kullanarak, uçak kanatlarının yapısal tasarım optimizasyonuna odaklanılmıştır [4]. İnce Cidarlı Kiriş Teorisi kullanılarak MATLAB ortamında hazırlanan analitik çözüm kodu yardımıyla kanat doğal frekans değerleri elde edilmiştir. İnce cidarlı kirişlerin doğal yapısından kaynaklı olan klasik olmayan etkiler çözüme analize dahil edilmiştir. Dikey eğilme-enine kesme-burulma birleşik hareket seti Çevresel Asimetrik Konfigürasyon (ÇAK)'a adapte edilmiştir. Özdeğer problemi, genişletilmiş Galerkin yöntemi kullanılarak çözülmüştür. MATLAB üzerinde oluşturulan analitik çözüm kodu ModeFrontier optimizasyon yazılımında hazırlanan optimizasyon akış döngüsüne bağlanarak Çok Amaçlı Genetik Algoritma-II (MOGA-II) yöntemi yardımıyla kanat optimize edilmiştir. İnce cidarlı kiriş olarak tasarlanan uçak kanadının ağırlığını azaltırken katılığını en üst düzeye çıkartmak amacıyla iki konfigürasyon için ayrı ayrı olmak üzere kanat açıklık oranı, veter uzunluğu, katman sayısı, katman kalınlığı ve malzeme türü gibi optimizasyon değişkenleri değiştirilerek pareto optimal tasarım kümeleri elde edilmiştir. İnce cidarlı kiriş teorisinin getirdiği kısıtlamalar ve kanadın üretilebilirliğini göz önüne alarak, izin verilen en düşük kanat alanı ve doğal frekans değerleri için optimizasyon kısıtlamaları tanımlanmıştır. Böylece, literatürde teorik olarak çalışılan bir konuya mühendislik bakış açısı ile yaklaşılarak tasarımcılar için üretilebilir ince cidarlı kompozit bikonveks optimum kanat tasarımları elde edilmiştir. Optimizasyon tasarım parametrelerini belirlerken

ince cidarlı kirişlerin geometrik ve klasik olmayan etkileri ve literatürdeki diğer çalışmalar dikkate alınmıştır. Bu çalışmanın sonucunda hem kanadın hafiflediği hem de en düşük doğal frekans değerinin arttığı bir pareto-optimal çözüm kümesi elde edilmiştir.





2. İNCE CİDARLI KOMPOZİT KİRİŞ TEORİSİ

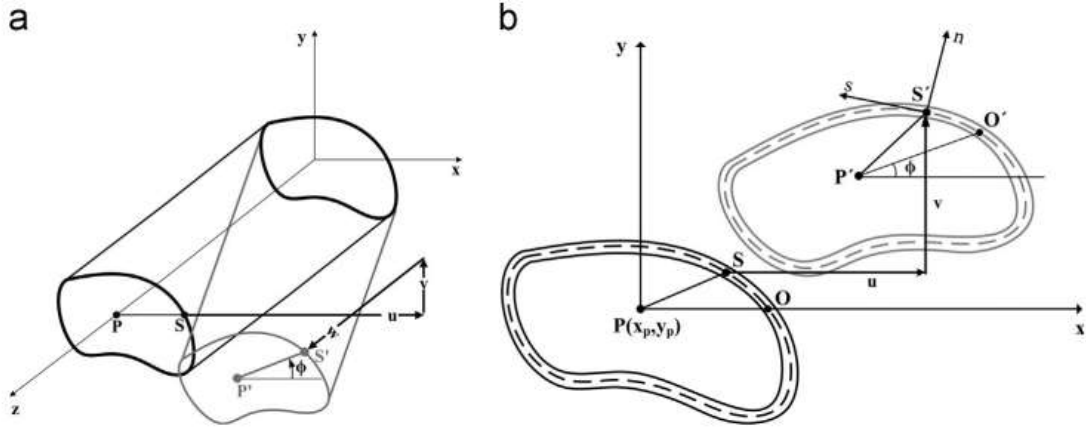
2.1 Temel Varsayımlar

Başlangıç olarak tek hücreli bikonveks kesitli kanat için ince cidarlı kiriş teorisini geliştirmek amacıyla aşağıda listelenen kinematik ve statik varsayımlar kabul edilmiştir [4,8].

1. Kesitin şekli kendi düzleminde deforme olmaz.
2. Malzeme özellikleri hem çevresel hem de normal yönde değişir.
3. Enine kesme şekil değiştirmeleri, enine kesitler üzerinde uniformdur.
4. Yer değiştirmelerin sonsuz derecede küçük olduğu varsayılır.
5. Statik bir ifade olarak, σ_{nn} ve σ_{ss} gerilmelerinin, diğer gerilme bileşenlerine kıyasla ihmal edilebilecek kadar küçük olduğu varsayılır.

2.2 Yer Değiştirme Alanı

Analitik bir model tanımlarken öncelikle u, v ve w olarak bir yer değiştirme alanı tanımlanır. Sonrasında yukarıda verilen varsayımlar altında, ince cidarlı bir kirişin uzama, dikey eğilme, yanal eğilme ve burulmaya maruz kalan yer değiştirme alanı, $z=0$ 'da sabitlenmiş bir konsol kiriş için türetilir. Deformasyondan önceki ve sonraki ince cidarlı kiriş geometrisi Şekil (2.1a)'da gösterilmektedir.



Şekil 2.1 : (a) Deformasyon Öncesi ve Sonrası Kiriş Geometrisi, (b) Kesit Geometrisi ve Kinematik Değişkenler [18].

Şekil 2.1’de gösterildiği gibi, kutup noktası olan P noktası P' noktasına hareket eder; orta kesitte yer alan S noktası ise sırasıyla x , y ve z yönlerinde u , v ve w ötelemeleri ile S' noktasına gitmekte ve ϕ kadar dönmektedir. Vlasov tarafından önerilen teoriye göre, ana sektörel merkez olarak da bilinen P kutup noktası, kesme merkezi ile çakışacak şekilde seçilmiştir [10]. Şekil 2.1(b), enine kesitin orta konturunun deformasyonunu gösterir. Yer değiştirme alanını tanımlamak için ek bir koordinat sistemi gereklidir. Böylece (n, s, z) ile gösterilen eğrisel sistem, kartezyen koordinat sistemi (x, y, z) ile birlikte kullanılır. Düzlem içi yer değiştirmeler, P kutup noktasının ötelenmesi cinsinden verilmiştir [8].

$$u(x, y, z, t) = u_p(z, t) - (y - y_p)\phi(z, t) \quad (2.1)$$

$$v(x, y, z, t) = v_p(z, t) + (x - x_p)\phi(z, t) \quad (2.2)$$

Kapalı kesitli kirişler için hem birincil hem de ikincil çarpılmayı hesaba katan aksenal yer değiştirmenin ifadesi Denklem (2.3)’te gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} w(s, z, n, t) = & w_p(z, t) + \left[y - y_p - n \frac{dx}{ds} \right] \theta_x(z, t) \\ & + \left[x - x_p + n \frac{dy}{ds} \right] \theta_y(z, t) \\ & - [F_w(s) - nr_t(s)]\phi'(z, t) \end{aligned} \quad (2.3)$$

Burada, birincil çarpılma olarak bilinen F_w fonksiyonu, P kutup noktasının ve O kontur orijininin seçilen konumlarına bağlıdır. Kalın cidarlı kirişleri modellemek için, aksenal

yer değiştirme, Librescu ve Song tarafından yapılan çalışmada daha ayrıntılı olarak açıkladığı gibi, orta yüzey dışındaki noktalardan gelen katkılarla yeniden ele alınır [4]. Denklem (2.3)'teki birincil çarpılma işlevi, Denklem (2.4)'de gösterilmiştir.

$$F_w(S) = \int_0^S [r_n(\lambda) - \psi(\lambda)]d\lambda \quad (2.4)$$

Denklem (2.4)'teki burulma fonksiyonu $\psi(s)$ Denklem (2.5)'teki gibi ifade edilir:

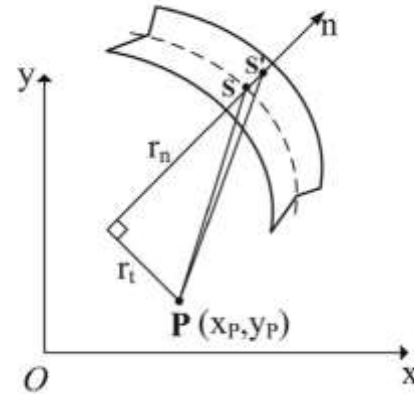
$$\psi(s) = \frac{\oint_m(s)ds}{(h(s)G_{sz}(s))\oint ds/h(s)G_{sz}(s)} \quad (2.5)$$

İnce cidarlı kirişler için kalınlık $h(s)$ ve membran kesme modülünün $G_{sz}(s)$ kiriş çevresi boyunca düzgün olduğu varsayılmıştır. Dolayısıyla, burulma fonksiyonu $\psi = 2A_c/\beta$ olur, burada A_c enine kesit tarafından vrelenen alandır ve β , kesitin çevresidir.

Ayrıca, Denklem (2.3) ve (2.4)'teki r_n ve r_t , şekil (2.2)'de gösterilen, P kutup noktasından S orta kontur üzerindeki ve S' orta kontur dışındaki rasgele noktalara dik mesafelerdir.

$$r_n(x, s) = (x - x_p) \frac{dy}{ds} - (y - y_p) \frac{dx}{ds} \quad (2.6)$$

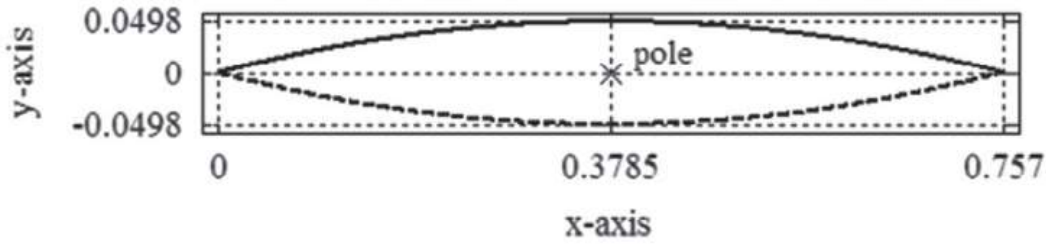
$$r_t(x, s) = (x - x_p) \frac{dx}{ds} + (y - y_p) \frac{dy}{ds} \quad (2.7)$$



şekil 2.2 : Dikey Uzunluklar r_n ve r_t [18].

Kutup noktası (x_p, y_p) olarak da adlandırılan kesitin koordinat orijini (0,0) ve kesme merkezinin konumları şekil (2.3)'de gösterilmiştir. Görüldüğü gibi, koordinat orijini

solda olacak şekilde seçilirken, enine kesitin çift simetrik şekli nedeniyle kesme merkezi kolaylıkla kontur orijinin merkezine yerleştirilebilir.



Şekil 2.3 : Bikonveks Kesit [18].

2.3 Birim Uzama Alanı

Birim uzama alanı yer değiştirme alanından türetilmektedir. Birim uzama alanını tanımlarken yukarıda temel varsayımlar bölümünde açıklanan bazı varsayımların kabul edilmesi gerekmektedir. İlk kinematik varsayım, kesitlerin kendi düzlemlerinde deforme olmadıklarını ifade eder. Bunun bir sonucu olarak, ϵ_{xx} , ϵ_{yy} ve γ_{xy} birim uzama bileşenleri önemsiz hale gelir. Böylece geri kalan sıfır olmayan birim uzama bileşenleri ϵ_{zz} , γ_{sz} ve γ_{nz} ; Denklem (2.1), Denklem (2.3) ve Denklem (2.4) kullanılarak ifade edilir.

$$\epsilon_{zz}(s, z, n, t) = \epsilon_{zz}^{(0)}(s, z, t) + n\epsilon_{zz}^{(1)}(s, z, t) \quad (2.8)$$

Denklem (2.8)'deki $\epsilon_{zz}^{(0)}(s, z, t)$ ve $\epsilon_{zz}^{(1)}(s, z, t)$ ifadeleri Denklem (2.9) ve Denklem (2.10)'da detaylı bir şekilde gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} \epsilon_{zz}^{(0)}(s, z, t) = & w_p'(z, t) + y(s)\theta_x'(z, t) + x(s)\theta_y'(z, t) \\ & - \phi'(z, t) \left[\int_0^s [r_n(\lambda) - \psi(\lambda)] d\lambda \right] \end{aligned} \quad (2.9)$$

$$\epsilon_{zz}^{(1)}(s, z, t) = \frac{dy}{ds} \theta_y'(z, t) - \frac{dx}{ds} \theta_x'(z, t) + r_t(s)\phi''(z, t) \quad (2.10)$$

Benzer şekilde, kesme birim uzama bileşenleri de yer değiştirme miktarları cinsinden Denklem (2.11) ve Denklem (2.12)'de gösterilmiştir.

$$\Gamma_{sz}(s, z, n, t) = \gamma_{sz}^{(0)}(s, z, t) + n\gamma_{sz}^{(1)}(s, z, t) \quad (2.11)$$

$$\Gamma_{nz}(s, z, t) = \gamma_{nz}^{(0)}(s, z, t) \quad (2.12)$$

Denklem (2.11) ve Denklem (2.12)'de kullanılan $\gamma_{sz}^{(0)}(s, z, t)$, $\gamma_{sz}^{(1)}(s, z, t)$ ve $\gamma_{nz}^{(0)}(s, z, t)$ ifadeleri; Denklem (2.13), Denklem (2.14), ve Denklem (2.15)'de sıralı bir şekilde gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} \gamma_{sz}^{(0)}(s, z, t) = & \frac{dx}{ds} [u'_p(z, t) + \theta_y(z, t)] + \frac{dy}{ds} [v'_p(z, t) + \theta_x(z, t)] \\ & + \psi(s)\phi'(z, t) \end{aligned} \quad (2.13)$$

$$\gamma_{sz}^{(1)}(s, z, t) = 2\phi'(z, t) \quad (2.14)$$

$$\gamma_{nz}^{(0)}(s, z, t) = \frac{dy}{ds} [u'_p(z, t) + \theta_y(z, t)] - \frac{dx}{ds} [v'_p(z, t) + \theta_x(z, t)] \quad (2.15)$$

Üst simge $(\cdot)^{(0)}$, orta çizgi konturu dışında sıfır olan birim uzama bileşenlerini belirtirken, orta çizgi konturu dışında sıfırdan farklı olan birim uzamalar üst simgeler $(\cdot)^{(1)}$ ile gösterilir. Kesme etkili ve kesme etkisiz kiriş teorileri, klasik kiriş teorisindeki Euler-Bernoulli ve Timoshenko modellerinin karşılığıdır. Kesme etkili olmayan kirişlerin şekil değiştirme bileşenlerini ifade etmek için, enine kesme yer değiştirmeleri, kesilebilir kirişler için verilen ifadelerde $\theta_x \rightarrow -v'_p$ ve $\theta_y \rightarrow -u'_p$ olarak değiştirilmiştir. Böylece, enine kesme birim uzamaları γ_{sz} ve γ_{nz} ; kesme etkisiz kirişler için ortadan kalkar [4].

2.4 Global Bünye Denklemleri

Bünye denklemleri tanım olarak gerilmeyi birim uzamaya bağlayan denklemlerdir. Membran gerilme bileşkeleri N_{ss}, N_{zz}, N_{sz} ; enine kesme bileşkeleri N_{zn}, N_{sn} ve gerilme çiftleri L_{zz}, L_{sz}, L_{ss} ; Şekil (2.4)'te bir kiriş elemanı üzerinde gösterilmiştir. Kabuk gerilme bileşkeleri ve gerilme çiftleri, karşılık gelen gerilmelerin laminantın kalınlığı üzerine entegre edilmesiyle elde edilen, birim uzunluk başına kuvvet ve birim uzunluk başına moment birimlerine sahiptir. Kabuk gerilme bileşkeleri Denklem (2.16)'da gösterilmiştir. Gerilme çiftleri Denklem (2.17)'de gösterilmiştir.

- Kabuk Gerilme bileşkeleri

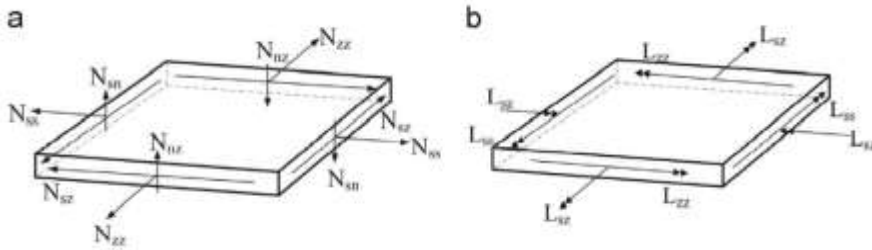
$$\begin{Bmatrix} N_{ss} \\ N_{zz} \\ N_{sz} \\ N_{zn} \\ N_{sn} \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^N \int_{n_{(i-1)}}^{n_{(i)}} \begin{Bmatrix} \sigma_{ss} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{sz} \\ \sigma_{zn} \\ \sigma_{sn} \end{Bmatrix}_{(i)} dn \quad (2.16)$$

- Gerilme çiftleri

$$\begin{Bmatrix} L_{zz} \\ L_{sz} \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^N \int_{n_{(i-1)}}^{n_{(i)}} \begin{Bmatrix} \sigma_{zz} \\ \sigma_{sz} \end{Bmatrix}_{(i)} n dn \quad (2.17)$$

Çember gerilmesi (σ_{ss}) ihmal edilerek, kapalı kesitli kirişler için global bünge denklemleri Denklem (2.18)'de gösterilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} N_{zz} \\ N_{sz} \\ L_{zz} \\ L_{sz} \\ N_{nz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & 0 \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & 0 \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} & 0 \\ K_{51} & K_{52} & K_{53} & K_{54} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & K_{65} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{zz}^{(0)} \\ \gamma_{sz}^{(0)} \\ \phi' \\ \epsilon_{zz}^{(1)} \\ \gamma_{nz} \end{Bmatrix} \quad (2.18)$$



Şekil 2.4 : (a) Gerilim Bileşkeleri, (b) Gerilim Çiftleri [18].

2.5 Enerji İfadeleri

Bir kirişin hareket denklemini türetebilmek için enerji ifadelerini tanımlamak gerekir. Kirişin enerji ifadelerini türetmeden önce, ilk olarak Hamilton ilkesinin uygulaması üzerinde durulacaktır. Bu amaçla, U potansiyel enerjisine ve K kinetik enerjisine sahip bir kiriş düşünülür. Aynı zamanda bu kiriş W_e dış yükleri ve bünge kuvvetleri tarafından yapılan işe sahiptir. $\Delta_i = \Delta_i(x, y, z, t)$ ile gösterilen yer değiştirmeler $\Delta_i = \bar{\Delta}_i$ sınır koşullarını karşılar. Yer değiştirmelerin varyasyonları da $\delta\Delta_i = 0$ koşulunu t_0 ve t_1 olmak üzere iki keyfi zamanda yerine getirir [4]. Denklem (2.19)'daki varyasyonun t_0 'dan t_1 'e kadar olan gerçek hareket yolu için durağan olması Hamilton ilkesi ile sağlanır. Yer değiştirme varyasyonu Denklem(2.19)'da gösterilmiştir.

$$\delta J = \int_{t_0}^{t_1} \delta(U - K - W_e) dt = 0 \quad (2.19)$$

Burada δ varyasyon operatörü ve J Hamilton fonksiyonudur. Bu çalışma sadece serbest titreşim analizine odaklandığından, dış yüklerin yanı sıra bünye kuvvetleri tarafından yapılan iş ihmal edilmiştir, yani $W_e = 0$.

2.5.1 Birim uzama enerjisi

Kirişin birim uzama enerjisi Denklem (2.20)'de gösterilmiştir.

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \oint_c \int_h [\sigma_{zz} e_{zz} + \sigma_{sz} \Gamma_{sz} + \sigma_{nz} \Gamma_{nz}] dn ds dz \quad (2.20)$$

Denklem (2.8), (2.11) ve (2.12)'deki ifadeler; Denklem (2.20)'de kullanılır ve Denklem (2.16) ve (2.17)'nin yardımıyla kirişin kalınlığı boyunca integral hesaplanır ve kirişin birim uzama enerjisi Denklem (2.21)'deki haline getirilir.

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \oint_c \left\{ N_{zz} e_{zz}^{(0)} + L_{zz} e_{zz}^{(1)} + N_{sz} \gamma_{sz}^{(0)} + L_{sz} \gamma_{sz}^{(1)} + N_{nz} \gamma_{nz}^{(0)} \right\} ds dz \quad (2.21)$$

2.5.2 Kinetik enerji

Kirişin kinetik enerjisi Denklem (2.22)'de gösterilmiştir.

$$K = \frac{1}{2} \int_V \rho (\dot{u}^2 + \dot{v}^2 + \dot{w}^2) dV \quad (2.22)$$

Denklem (2.1) ve (2.3) tarafından verilen u , v ve w yer değiştirme alanlarını Denklem (2.22)'ye ekleyerek kirişin kinetik enerjisinin tanımı için Denklem (2.23) elde edilmiştir.

$$K = \frac{1}{2} \int_V \rho \left\{ [\dot{u}_p - (y - y_p) \dot{\phi}]^2 + [\dot{v}_p + (x - x_p) \dot{\phi}]^2 + \left[\dot{w}_p + \left(x - x_p + n \frac{dy}{ds} \right) \dot{\theta}_y + \left(y - y_p - n \frac{dx}{ds} \right) \dot{\theta}_x - F_w \dot{\phi} + r \right]^2 \right\} dV \quad (2.23)$$

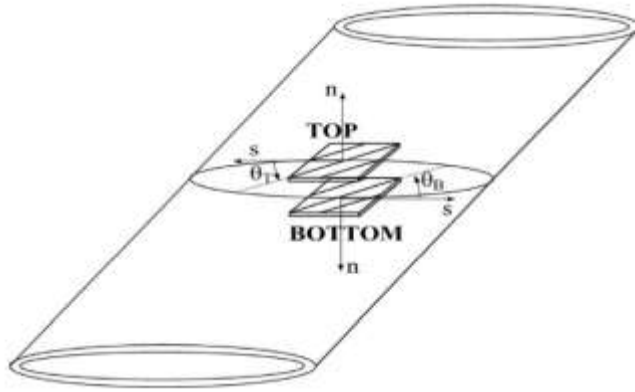
2.6 Kompozit Konfigrasyonu

Sayısal simülasyonlar ince cidarlı bir kiriş için gerçekleştirilecektir. Uçak kanat yapılarında ve helikopter kanatlarında faydalı olduğu kanıtlanmış olan Çevresel Asimetrik Katılık (ÇAK) kullanılacaktır.

ÇAK olarak adlandırılan simetrik konfigürasyon, burada sunulan ince cidarlı kirişe uyarlanmıştır ve konfigürasyonun kat açısı dağılımı Şekil (2.5)'te gösterilmektedir [26].

Bu konfigürasyona sahip kirişler aşağıdaki gibi iki çeşit bağımsız birleştirilmiş hareket kümesi sergiler [18].

1. Uzama-yanal eğilme-enine kesme.
2. Dikey eğilme-enine kesme-burulma.



Şekil 2.5 : Çevresel Asimetrik Katılık Konfigrasyonunda Yerleşimler [18].

ÇAK konfigürasyonundaki sıfır olmayan katılık kat sayıları Denklem (2.24)'te gösterilmiştir.

$$a_{11}, a_{22}, a_{33}, a_{44}, a_{55}, a_{66}, a_{77}, a_{14}, a_{37}, a_{56} \quad (2.24)$$

ÇAK konfigürasyonundaki sıfır olmayan kütle terimleri Denklem (2.25)'de gösterilmiştir.

$$b_1, b_4, b_5, b_{10}, b_{14}, b_{15}, b_{18} \quad (2.25)$$

2.7 Hareket Denklemleri

Hamilton prensibine göre, ÇAK konfigürasyonuna sahip ince cidarlı kompozit kirişler için, yönetici hareket denklemleri Denklem (2.26), (2.27) ve (2.28)'de gösterilmiştir [4].

$$\begin{aligned}\delta\phi: & -a_{66}\phi'''' + a_{77}\phi'' + a_{73}\theta_x'' + a_{65}(v_0' + \theta_x)'' \\ & = [(b_4 + b_5) + \delta_n(b_{14} + b_{15})]\ddot{\phi} - (b_{10} + \delta_n b_{18})\ddot{\phi}''\end{aligned}\quad (2.26)$$

$$\delta\theta_x: a_{33}\theta_x'' + a_{37}\phi'' - a_{55}(v_0' + \theta_x) + a_{56}\phi'' = (b_4 + \delta_n b_{14})\ddot{\theta}_x \quad (2.27)$$

$$\delta v_0: a_{55}(v_0' + \theta_x)' - a_{56}\phi''' = b_1\ddot{v}_0 \quad (2.28)$$

Denklem (2.29), (2.30), (2.31) ve (2.32)'de $z = L$ sınır koşulları için hareket denklemleri gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}\delta\phi: & -a_{66}\phi''' + a_{77}\phi' + a_{73}\theta_x' + a_{65}(v_0' + \theta_x)' \\ & = -(b_{10} + \delta_n b_{18})\ddot{\phi}'\end{aligned}\quad (2.29)$$

$$\delta\phi': -a_{66}\phi'' + a_{65}(v_0' + \theta_x) = 0 \quad (2.30)$$

$$\delta\theta_x: a_{33}\theta_x' + a_{37}\phi' = 0 \quad (2.31)$$

$$\delta v_0: a_{55}(v_0' + \theta_x) - a_{56}\phi'' = 0 \quad (2.32)$$

Son olarak $z = 0$ sınır koşulu için hareket denklemleri Denklem (2.33)'de gösterilmiştir.

$$\phi = v_0 = \theta_x = \phi' = 0. \quad (2.33)$$

2.8 Çözüm Metodolojisi

Daha önce açıklandığı gibi, ilgili sınır koşullarının yanı sıra hareket denklem sistemi, dikey eğilme-burulma- enine kesmenin elastik bağlantılarını içerir. Bu denklemlerin kesin çözümünü elde etmek zordur, ayrıca statik sınır koşulları oldukça karmaşıktır. Bu zorluklardan dolayı, ağırlıklandırma (weighting) fonksiyonlarının sadece geometrik sınır koşulları sağlanarak seçilmesine dayanan genişletilmiş Galerkin

yöntemi, özdeğer problemini çözmek için kullanılır [27]. Bu yöntemin doğru ve yakınsak sonuçlar elde etmek için çok güçlü bir araç olduğu kanıtlanmıştır. Başlangıçta, hareket denklemleri, Denklem (2.34), (2.35) ve (2.36)'daki gibi kabul edilen v_0 , ϕ ve θ_x yer değiştirmeleri cinsinden ayrıklaştırılır.

$$v_p(z, t) = N_v^T(z)q_v(t) \quad (2.34)$$

$$\phi(z, t) = N_\phi^T(z)q_\phi(t) \quad (2.35)$$

$$\theta_x(z, t) = N_x^T(z)q_x(t) \quad (2.36)$$

Burada deneme fonksiyonları, $N \times 1$ boyutuyla şekil fonksiyonları olarak da adlandırılan N_v , N_ϕ ve N_x ile temsil edilirken, q_v , q_ϕ ve q_x genelleştirilmiş koordinatların vektörleridir. Kesme etkili kirişler için kullanılan şekil fonksiyonları 3 gruba ayrılır ve Denklem (2.37), (2.38) ve (2.39)'da polinom formunda gösterilmiştir.

$$N_v^T(z) = [z \quad z^2 \quad \dots \quad z^N] \quad (2.37)$$

$$N_\phi^T(z) = [z^2 \quad z^3 \quad \dots \quad z^{N+1}] \quad (2.38)$$

$$N_x^T(z) = [z \quad z^2 \quad \dots \quad z^N] \quad (2.39)$$

Kesme etkisiz kirişler için eğilme yer değiştirmesinin şekil fonksiyonu, Denklem (2.40)'ta gösterilmiştir. Kesme etkili kirişler için olan muadilinden farklıdır:

$$N_v^T(z) = [z^2 \quad z^3 \quad \dots \quad z^{N+1}] \quad (2.40)$$

Denklem (2.34), (2.35) ve (2.36)'yı hareket denklemlerine yerleştirerek, sonrasında da ilgili şekil fonksiyonlarıyla çarparak ve açıklık koordinatı boyunca integral alarak, Denklem (2.41)'de gösterildiği gibi serbest titreşim probleminin çözümüne geçilmiştir.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{q}(t) = 0 \quad (2.41)$$

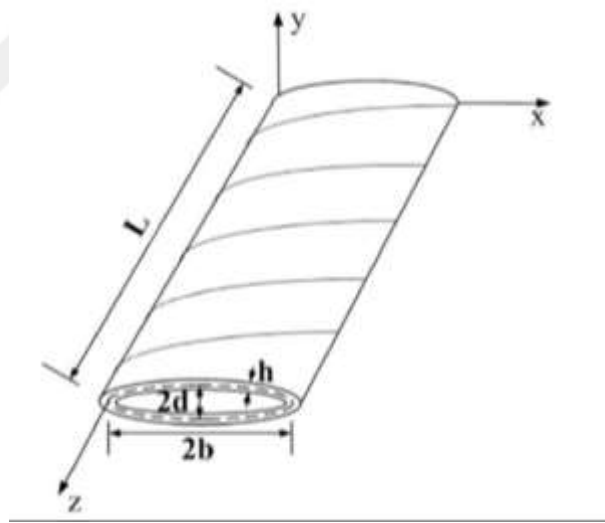
Burada $[M]$ ve $[K]$ sırasıyla kütle ve katılık matrislerini temsil eder. Basit harmonik hareket varsayılarak, $q = \Theta e^{i\omega t}$, özdeğer problemi Denklem (2.42)'deki gibi oluşturulur:

$$(\lambda \mathbf{I} - \mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}) \Theta = 0 \quad (2.42)$$

Özvektörler ve özdeğerler sırasıyla Θ ve λ ile temsil edilirken, sistemin doğal frekansları $\omega = \sqrt{\lambda}$ ile gösterilir.

2.9 İnce Cidarlı Kiriş Teorisinin Doğrulanması

Yapılan çalışmanın ana amacı ince cidarlı kiriş olarak modellenen uçak kanadının en düşük doğal frekansını maksimize ederken ağırlığını minimize etmektir. Böylece uçak kanadının rezonansa girme ihtimalini olabilecek en düşük seviyeye çekmek hedeflenir. Optimizasyon çalışmasına başlamadan önce ince cidarlı kiriş teorisi için MATLAB 'de kod yazılarak kurgulanan modelin doğrulanması yapılmaktadır. Detayları anlatılan kapalı bikonveks kesitli ince cidarlı kompozit kiriş olarak modellenen kanat için çözüm MATLAB ortamında hazırlanan kod kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analizin sonucu Şekil (2.6)'da geometrik özellikleri verilen kanat için Qin ve Librescu'nun çalışması ile doğrulanmıştır [17].



Şekil 2.6 : Bikonveks Kesitli Uçak Kanadına Ait Geometrik Boyutlar [18].

Doğrulama analizinde kullanılan malzeme özellikleri ve geometrik boyutlar Çizelge 2.1'de listelenmiştir.

Çizelge 2.1 : Doğrulama kanadının özellikleri [17].

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Boyuna Modül	E_{11}	206.8×10^9	N/m ²
Enine Modül	$E_{22} = E_{33}$	5.17×10^9	N/m ²
Enine Kesme Modülü	$G_{13} = G_{23}$	2.55×10^9	N/m ²

Düzlem İçi Modül	G_{12}	3.10×10^9	N/m^2
Poisson Oranı	$\mu_{12} = \mu_{13} = \mu_{23}$	0.25	-
Yoğunluk	ρ	1.528×10^3	kg/m^3
Veter Uzunluğu	2b	0.757	m
Derinlik	2d	0.0997	m
Katman Sayısı	NN	6	-
Cidar Kalınlığı	h	0.0034	M
Kompozit Konfigürasyonu	ÇAK	-	-

Doğrulama yapılırken literatürdeki çalışmanın kolaylık sağlaması amacı ile kullandığı boyutsuz parametreler kullanılmıştır. Denklem (2.43)'de literatürdeki çalışmanın kullandığı referans doğal frekans gösterilmiştir. Denklem (2.44)'de boyutsuz doğal frekans gösterilmiştir. Bundan dolayı Çizelge 2.2'de gösterilen MATLAB 'den elde edilen ilk altı doğal frekans moduna ait normalize değerler Denklem (2.44)'deki boyutsuz doğal frekans cinsinden gösterilmiştir.

$$\omega_{hr} \equiv \sqrt{a_{33}/(b_1 L^4)} \Big|_{0=\pi/2} \quad (2.43)$$

$$\Omega \equiv \omega/\omega_{hr} \quad (2.44)$$

Çizelge 2.2 : Seçilen konfigürasyonları için mevcut çalışmanın sonuçlarının doğrulanması.

$\bar{\omega}_i$	AR=3, [45] ₆			AR=12, [90] ₆		
	Ref[17].	Mevcut	ϵ_r %	Ref[17].	Mevcut	ϵ_r %
$\bar{\omega}_1$	3.061	3.059	0.07	3.465	3.465	0.00
$\bar{\omega}_2$	11.229	11.215	0.12	7.482	7.471	0.15
$\bar{\omega}_3$	18.429	18.310	0.64	20.063	20.053	0.05
$\bar{\omega}_4$	33.025	32.956	0.20	23.071	23.028	0.19
$\bar{\omega}_5$	48.319	48.854	1.09	40.433	40.336	0.24
$\bar{\omega}_6$	58.299	58.029	0.46	50.625	50.578	0.09

Çizelge 2.2'de farklı kanat açıklık oranı (AR) değerleri ve elyaf yönlenme açıları için bu çalışmadan ve literatürden elde edilen sonuçlar listelenmiştir. İlk önce 3 kanat açıklık oranına sahip 45° elyaf yönlenme açısına sahip 6 katlı ince cidarlı kiriş için klasik olmayan etkilerde dahil edilerek doğal frekans değerleri karşılaştırılmıştır. Sonrasında 12 kanat açıklık oranına sahip 90° elyaf yönlenme açısına sahip 6 katlı ince cidarlı kiriş için klasik olmayan etkilerde dahil edilerek doğal frekans değerleri

karşılaştırılmıştır. Çizelge 2.2’den görüleceği üzere mevcut çalışmadan elde edilen sonuçlar literatürdeki referans çalışmanın sonuçları ile doğrulanmıştır.





3. OPTİMİZASYON

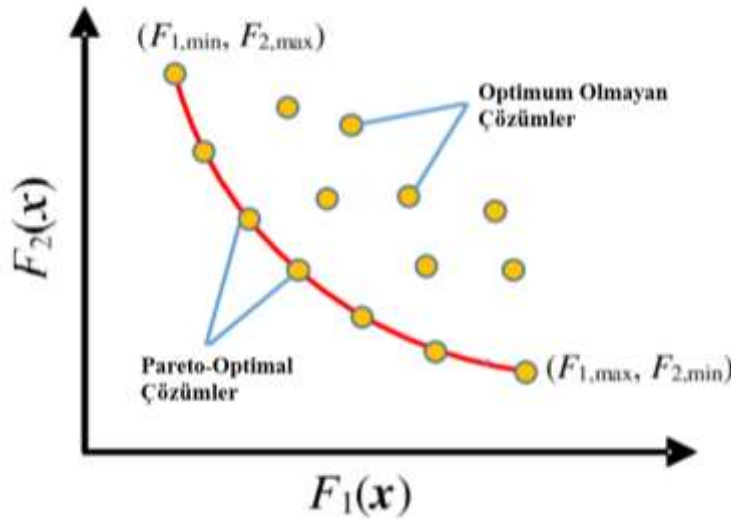
Günümüzde mühendislik sektöründe üst düzey rekabet bulunmaktadır. Rekabetçi pazar, maliyet, performans artışı gibi birçok nedenden dolayı, mühendisler en iyi tasarıma ulaşmak için çalışırlar. Mümkün olan en iyi tasarımı bulma süreci optimizasyon olarak adlandırılır. Optimizasyon süreci, inşaat mühendisliği, makina mühendisliği gibi çeşitli alanlarda ve otomobil, gemi veya uçak bileşenleri gibi özel yüksek maliyetli mekanik yapılar üreten çeşitli alanlarda da oldukça uygulanabilir. Günümüzün modern çağında optimizasyon, mühendislik tasarımlarıyla ilgili en önemli konulardan biridir. Farklı mekanik yapıların tasarlanmasında ağırlığın azaltılması, daha ucuz malzemelerin kullanılması, mukavemetin artırılması, performans iyileştirmesi vb. isterler her zaman büyük öneme sahiptir. İleri mühendislik gerektiren ve rekabetin fazla olduğu havacılık ve otomotiv endüstrileri gibi bazı mühendislik alanlarında optimizasyonun önemi daha da fazladır.

Kompozit malzemeler, yüksek mukavemet/ağırlık oranlarından dolayı giderek daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin özellikleri, kalınlık, matris ve lifler için malzeme özellikleri, hacim oranı ve lif oryantasyonu değiştirilerek, katmanlar eklenerek veya çıkartılarak değiştirilebilir [24]. Geleneksel malzemelere göre malzeme özelliklerinde iyileştirmeye izin verdikleri için kompozit malzemeler optimizasyon konusunda günümüzde çalışılan popüler bir konu haline gelmiştir.

Mühendislik uygulamalarında optimum kompozit yapıları elde etmek amacıyla çeşitli optimizasyon yöntemleri geliştirilmiştir. Kompozit yapılar üzerinde iki ana bakış açısıyla yürütülen birçok optimizasyon çalışması bulunmaktadır. İlki, çeşitli optimizasyon problemleri ve algoritmaları dahil olmak üzere optimizasyon gerçekleştirme prosedürünü içerir. Amaç fonksiyonlarının niteliği, niceliği ve tasarım değişkenleri, optimizasyon problemlerinin türünü belirler. Algoritmalar, amaç fonksiyonlarına ulaşmak için tasarım değişkenlerinin optimize edildiği süreci kurgularlar. Bir sonraki bakış açısı, bileşik yapı türleri, amaç fonksiyonları, tasarım değişkenleri ve kısıtlamaları ile ilgilidir. Kompozit yapıların optimizasyonuna ilişkin fikir, bu iki alanı ayrı ayrı inceleyerek ve bunları kapsamlı bir şekilde amaç

fonksiyonlarını birleştirerek elde edilebilir. Bir sonraki bakış açısı, bileşik yapı türleri, amaç fonksiyonları, tasarım değişkenleri ve kısıtlamaları ile ilgilidir. Bu iki alanı ayrı ayrı inceleyerek ve kapsamlı bir şekilde birleştirerek, kompozit yapıların optimizasyonuna ilişkin fikir sahibi olunabilir.

Amaç fonksiyonlarının niteliği, tasarım değişkenleri ve kısıtlamaları ile ilgili olarak, optimizasyon problemleri sınıflandırılabilir. Bu ayırt edici sınıflandırma, amaç fonksiyonlarının niceliği ile ilgilidir. Bu tezde çok amaçlı optimizasyon problemi çözümü gerçekleştirilmiştir. Çok amaçlı optimizasyon problemlerinde, genellikle birbiriyle çelişen birden fazla amaç fonksiyonu bulunmaktadır. Birden fazla hedefin eş zamanlı olarak optimize edilmesi nedeniyle sürecin sonunda tek bir optimum sonuç yerine optimum sonuçlardan oluşan bir pareto optimal çözüm kümesi elde edilir [28]. Şekil 3.1’de iki amaca sahip optimizasyon problemine ait pareto çözüm kümesi gösterilmiştir.



Şekil 3.1 : Pareto-Optimal Küme [29].

3.1 Çok Amaçlı Optimizasyon

Çok amaçlı bir optimizasyon problemi, matematiksel olarak sırasıyla Denklem (3.1), (3.2), (3.3) ve (3.4)’de tanımlanır [28]. Matematiksel modellemenin ilk adımı amaç fonksiyonlarını tanımlamaktır. Amaç fonksiyonlarının matematiksel modellenmesi Denklem (3.1)’de gösterilmiştir.

$$\min z(s) = (z_1(s), z_2(s), \dots, z_k(s)) \quad (3.1)$$

Optimizasyon sürecindeki kısıtlamaların matematiksel modellenmesi Denklem (3.2) ve (3.3)'te gösterilmiştir.

$$h_i(\mathbf{s}) = 0; i = 1, 2, \dots, n_h \quad (3.2)$$

$$g_j(\mathbf{s}) \leq 0; j = 1, 2, \dots, n_g \quad (3.3)$$

Son olarak optimizasyon değişkenlerine ait alt ve üst sınırlar Denklem (3.4)'de gösterilmiştir.

$$\mathbf{S} = \{ \mathbf{s} \in \mathbb{R}^{n_s} \mid \mathbf{s}^{\text{alt}} \leq \mathbf{s} \leq \mathbf{s}^{\text{üst}} \} \quad (3.4)$$

Yukarıda matematiksel modeli verilen denklemlerde k , amaç fonksiyonlarının; n_h , eşitlik kısıtlamalarının, n_g eşitsizlik kısıtlamalarının ve n_s de optimizasyon değişkenlerinin sayısını temsil etmektedir. Optimizasyon problemi kısıtlamalara göre türev tabanlı ve türevsiz olmak üzere farklı matematiksel yöntemlerle çözdürülebilir. Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi (MOGA-II) olarak adlandırılan optimizasyon yöntemi türevsiz algoritmalar arasında yer alır ve çok amaçlı optimizasyon problemlerinin çözümünde verdiği yüksek doğruluktan dolayı sıklıkla tercih edilir. Ayrıca, türevsiz algoritmalarından dolayı türev bilgisine ihtiyaç duyulmaksızın pareto-optimal çözüm kümesi kolaylıkla elde edilebilir [71].

3.2 Kanadın Ağırlık ve Dinamik Davranış Optimizasyonu

Tez çalışmasının bu bölümünde, ince cidarlı kiriş olarak bikonveks kesitte tasarlanan kompozit uçak kanadının en düşük doğal frekans değeri maksimize, kütlesi minimize edilmiştir. İnce cidarlı kompozit kirişin doğal frekansını ve kütlesini analitik olarak hesaplamak amacıyla bir Matlab kodu hazırlanmıştır.

Kompozit konfigürasyonunu ayarlamak için ince cidarlı kiriş teorisi Çevresel Asimetrik Katılık olarak adlandırılan simetrik konfigürasyona uyarlanmıştır. Sonrasında bu konfigürasyona sahip kirişler (i) uzama-yanal eğilme-enine kesme ve (ii) dikey eğilme-enine kesme-burulma olarak adlandırılan iki bağımsız bağlaışık hareket seti elde edilmiştir. Bu setlerden (ii) dikey eğilme-enine kesme-burulma hareketi için optimizasyon çalışması yapılmıştır. Değişken ve sabit katman sayılı olarak ayrı ayrı ele alınan iki ince cidarlı-kompozit kiriş modeli için kanadın doğal

frekans ve ağırlıkları hesaplanmıştır. Sonrasında iki farklı kiriş modeli için ayrı ayrı kanadın çok amaçlı optimizasyon süreci gerçekleştirilmiştir.

Her iki optimizasyon sürecinde de, malzemenin rijitliği ve doğal frekansı birbiriyle orantılı olarak değiştiği için ince cidarlı kirişler için doğal frekans yükseltilerek malzemenin rijitliği artırılmaya çalışılmıştır. Malzeme türü, katman sayısı, en boy oranı, derinlik, genişlik ve elyaf yönlenme açısı gibi özellikler, ince cidarlı kompozit kirişlerin doğal frekansını etkiler. Bu nedenle, bu parametreler optimizasyon tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Optimizasyon tasarım değişkenleri, optimizasyon süreci boyunca Modefrontier tarafından MATLAB kodu içerisinde güncellenmiştir. Aynı zamanda optimizasyon süreçlerinde bazı kısıtlamalar uygulanmıştır. İzin verilen en düşük kanat alanı ve izin verilen en düşük doğal frekans kısıtlamaları tasarımı yapılan kanadın sırasıyla aerodinamik taşıma performansı ve uçuş koşulunda maruz kalacağı bozuntular göz önüne alınarak uygulanmıştır. Ayrıca kanat kesitinin bikonveks şeklin belirli limitler dahilinde değişebilmesi için elips dış merkezliği kısıtlaması uygulanmıştır. Son olarak İnce Cidarlı Kiriş Teorisi'nin kabullerinden olan kalınlık kesit uzunluğu oranı ilişkisi kısıtlama olarak optimizasyon sürecine dahil edilmiştir.

MOGA-II (Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi II), çözüm uzayının birçok parçasını aradığından, problemin global maksimum veya minimum noktasını yüksek doğrulukla bulabilen gürbüz bir optimizasyon yöntemidir. MOGA-II yönlü geçiş olasılığı, seçim olasılığı, mutasyon olasılığı ve DNA dizisi mutasyon hızı gibi genetik algoritma operatörlerini kullanarak bir başlangıç popülasyonu oluşturur. Elde edilen sonuçların hedefe olan yakınlıkları göz önüne alınarak bir önceki popülasyonlardan yeni nesiller oluşturulmaktadır. Optimizasyon problemi, tekrar tekrar yeni popülasyonlar oluşturularak optimal olarak dönüştürülmektedir. Bu çalışmanın içeriğinde, gürbüzlüğü ve doğruluğu dikkate alınarak MOGA-II yöntemi seçilmiştir.

Bu çalışmadaki çok amaçlı optimizasyon probleminin matematiksel modellemesi Denklem (3.4)'de gösterilmiştir.

$$\min_{s \in S} m(s) \quad \text{ve} \quad \max_{s \in S} f_1(s) \quad (3.4)$$

Burada, m kanat ağırlığını, f_1 en düşük doğal frekans değerini temsil eder.

Çizelge 3.1 : Malzeme Özellikleri.

Değişkenler	Grafit-Epoksi	KETP	CETP	Birim
E_{11}	206.8	112.3	38.55	GPa
$E_{22} = E_{33}$	5.17	8.03	12.06	GPa
$G_{13} = G_{23}$	2.55	2.90	4.52	GPa
G_{12}	3.1	3.62	4.52	GPa
μ_{12}	0.25	0.27	0.28	-
μ_{13}	0.25	0.27	0.28	-
μ_{23}	0.25	0.39	0.33	-
ρ	1528.15	1455	1815	kg/m ³

Çizelge 3.1 değişken ve sabit katman sayılı olacak şekilde iki farklı optimizasyon işlemindeki malzeme özelliklerini göstermektedir. Optimizasyon işleminde kullanılacak malzemeler literatürdeki çalışmalarda kullanılan malzemeler göz önüne alınarak seçilmiştir [17, 24, 30]. Optimizasyon çalışmasında değişken ve sabit katman sayılı setine göre ayrı ayrı tasarım değişkenleri seçilerek çok amaçlı optimizasyon işlemi yapılmıştır.

3.2.1 Değişken katman sayılı optimizasyon

Bu bölümde, değişken katman sayılı optimizasyon işlemi uygulanmıştır. ÇAK konfigürasyonu ile modellenen dikey eğilme-enine kesme-burulma hareket seti için optimizasyon işlemi yapılmıştır. Bu konfigürasyon için optimizasyon tasarım değişkenleri Çizelge 3.2’de listelenmiştir. Bu tasarımda kullanılan elyaf yönelimi $[\theta]_N$ ’dir.

Çizelge 3.2 : Tasarım değişkenleri.

Değişkenler	Alt Limit	Üst Limit	Adım	Birim
Katman Sayısı	1	20	1	-
Kanat Açıklık Oranı	12	36	0.1	-
Kesit Derinliği	0.050	0.25	0.001	m
Veter Uzunluğu	0.2	2	0.01	m
Elyaf Yönlenme Açısı	1	180	1	°
Malzeme	1	3	1	-

Çizelge 3.2’deki adım sütunu çalışmanın hassasiyetini belirler. Optimizasyon değişkenlerinin hangi adımla değiştirileceğini belirtmektedir. Örneğin; katman sayısının 1 ile 20 arasında değişen bir tam sayı olması gerekmektedir. Bu, optimizasyon algoritmasında adım sayısını 1 olarak belirterek sağlanır. Optimizasyon

sürecinde kullanılacak 3 farklı malzemeye ait özellikler Çizelge 3.1’de sunulmuş olup ModeFrontier bu malzemeler arasından seçim yaparken 1 ile 3 arasında tanımlanan malzeme numaralarından birini kullanmaktadır. Kanat geometrik özelliklerinin alt ve üst limitlerinin ve artış adımlarının seçimi üretim toleransları göz önüne alınarak tanımlanmıştır.

Optimizasyon sürecinde kullanılan kısıtlamalar Denklem (3.5) – (3.9) arasında ifade edilmiştir.

$$g_1(\mathbf{s}) = \frac{\text{Katman Sayısı} \times \text{Katman Kalınlığı}}{\text{Veter Uzunluğu}} - 0.1 < 0; \quad g_1(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (3.5)$$

$$g_2(\mathbf{s}) = \frac{\text{Katman Sayısı} \times \text{Katman Kalınlığı}}{\text{Açıklık Oranı} \times \text{Veter Uzunluğu}} - 0.1 < 0; \quad g_2(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (3.6)$$

$$g_3(\mathbf{s}) = \frac{\text{Kanat Kesit Derinliği}}{\text{Veter Uzunluğu}} - 1 < 0; \quad g_3(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (3.7)$$

$$g_4(\mathbf{s}) = 5\text{m}^2 - \text{Kanat Alanı} < 0; \quad g_4(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (3.8)$$

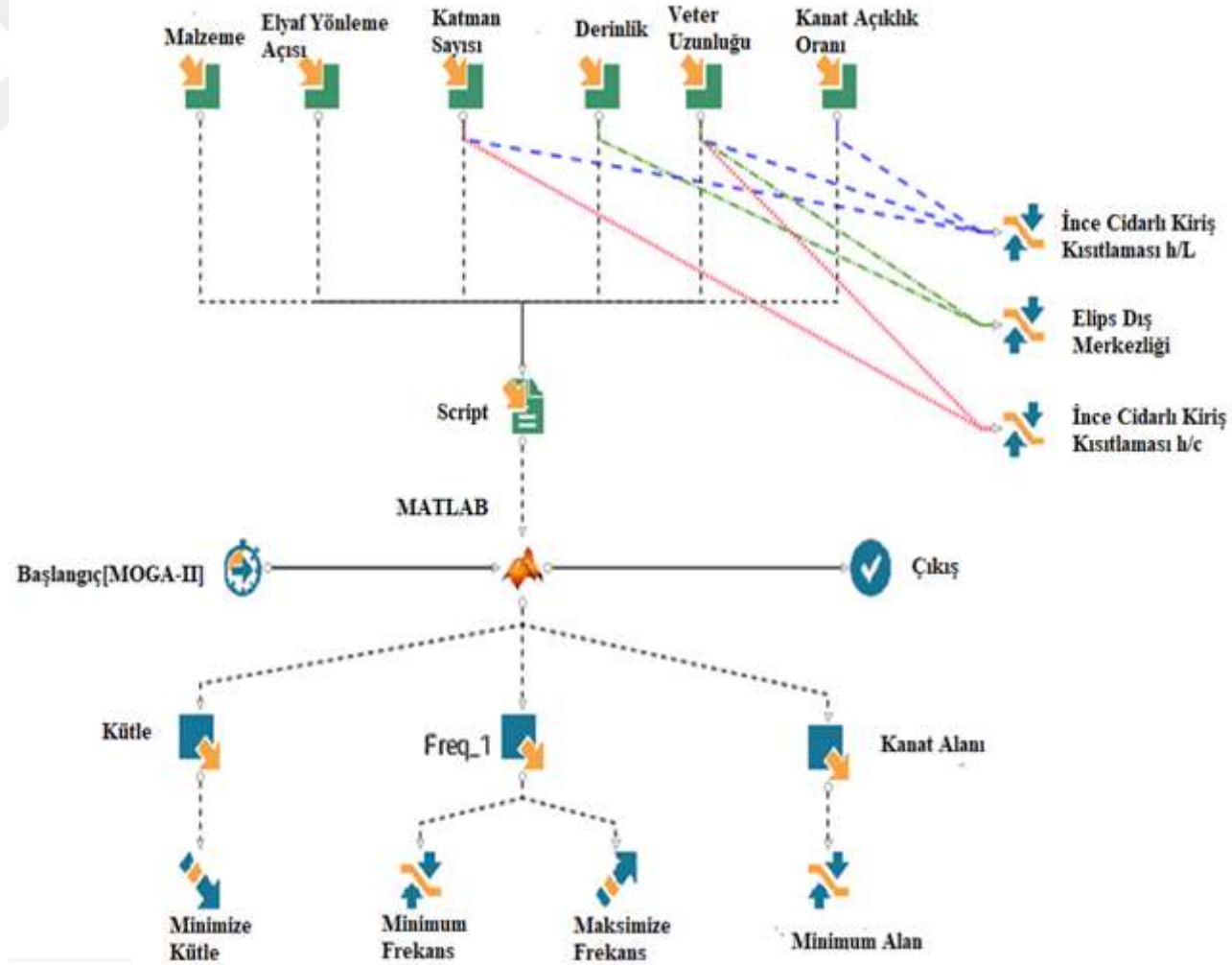
$$g_5(\mathbf{s}) = 5\text{Hz} - \text{En Düşük Doğal Frekans Değeri} < 0; \quad g_5(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (3.9)$$

Denklem (3.5) ve (3.6)’da ifade edilen kısıtlamalar İnce-Cidarlı Kiriş Teorisi’nin kabul ettiği varsayımlardır [4]. Elips dış merkezliği ile ilgili olan kısıtlama Denklem (3.7)’de ifade edilmiştir. Minimum kanat yüzey alanı ile ilgili Denklem (3.8)’de ifade edilen kısıtlama kanadın aerodinamik taşıma gereksinimlerini sağlayabilmesi için en az 5 m² alana sahip olmasını zorunlu kılmaktadır. Denklem (3.9)’da ifade edilen son kısıtlama kanadın en düşük doğal frekans değerinin en az 5 Hz olmasını zorunlu kılmaktadır. Bu sayede kanadın rijitliğini belli bir seviyenin üzerinde tutarak kontrol yüzeyleri veya uçuş koşullarında bu frekanstan daha düşük uyarımlarda kanadın rezonansa girme olasılığının önüne geçilmiştir.

ModeFrontier yazılımı optimizasyon işlemi sonrası istenen tasarım amaç ve kısıtlamalarına göre uygulanabilecek tüm tasarım çözümlerini elde etmektedir. Şekil 3.2’de, optimizasyon sürecinin ModeFrontier yazılımında oluşturulan akış şeması detaylı olarak gösterilmiştir. Şekil 3.2’den görüleceği üzere iş akışının merkezine ince cidarlı kiriş olarak tasarlanacak bir uçak kanadının eğilme-burulma bağlaışık hareketini analiz eden bir MATLAB kodu yerleştirilerek optimizasyon sürecinde gerçekleştirilen

analitik çözüm bu kod yardımıyla yürütülmüştür. Malzeme türü, elyaf yönlenme açısı, kompozit katman sayısı, kanat kesit derinliği, veter uzunluğu ve kanat açıklık oranı çok amaçlı optimizasyon sürecinin tasarım değişkenleri olarak atanmıştır.

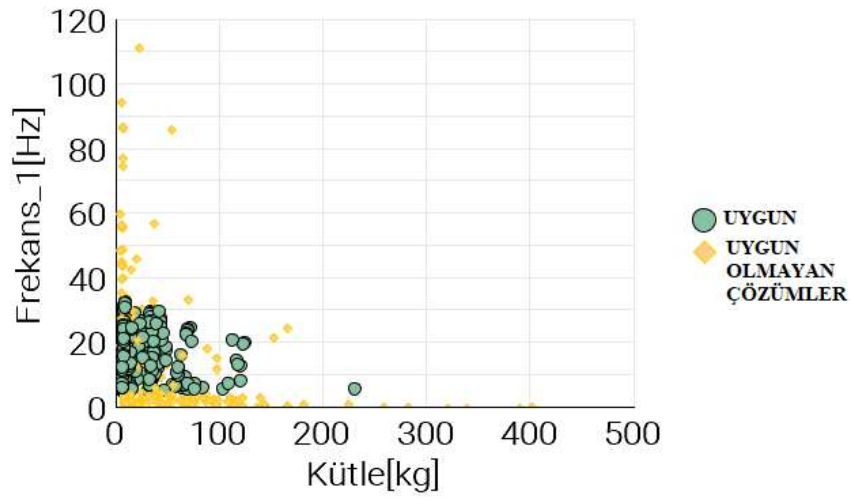




Şekil 3.2 : ModeFrontier Ortamında Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi.

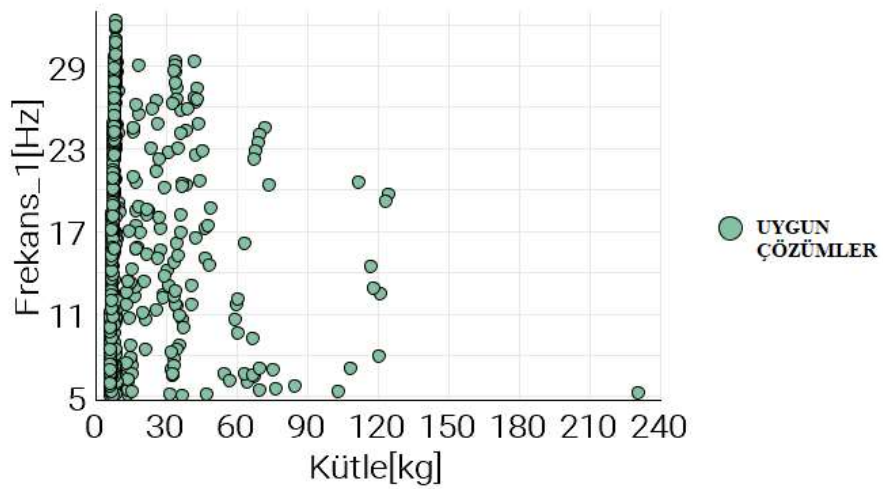
Optimizasyon hedefleri olarak kanat kütle minimizasyonu ve en küçük doğal frekans değeri maksimizasyonu tanımlanmıştır. Buna ek olarak Denklem (3.5) – (3.9) arasında sunulan 5 farklı kısıtlama da model içerisinde tanımlanmıştır. Değişken-katman sayılı set için çok amaçlı optimizasyon süreci sonunda pareto-optimal tasarım kümesi ModeFrontier ortamında MOGA II yöntemi kullanılarak elde edilmiştir [31].

Optimizasyon süreci sonunda 1017 adet kısıtlamalara uyan (uygun), 337 adet kısıtlamaları ihlal eden (uygun olmayan) çözüm elde edilmiştir. Şekil 3.3'teki grafikte, uygun çözümler yeşil renkli baloncuklarla, uygun olmayan çözümler turuncu renkli dörtgenlerle gösterilmiştir.



Şekil 3.3 : Uygun ve Uygun Olmayan Optimizasyon Çözümlerinin Dağılımı.

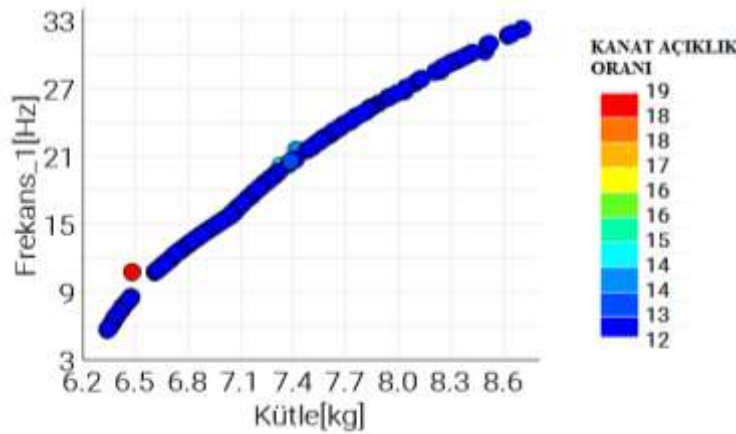
Şekil 3.3'teki uygun çözümler filtrelenerek Şekil 3.4'te gösterilmiştir.



Şekil 3.4 : Uygun Çözümlerinin Dağılımı.

Şekil 3.4'ten görüleceği üzere uygulanabilir çözümler y ekseninde dikey bir şekilde yığılmıştır. Bunun nedeni optimizasyon algoritmasının optimizasyon tasarım değişkenlerini verimli şekilde kullanarak git gide daha hafif ama eğilme yönünde daha rijit kanat yapılarının tasarlayarak tasarımları pareto optimal kümeye yakınsatmasıdır. Mevcut optimizasyonda birden fazla hedef bulunduğu için tek bir optimum çözüm yerine bir optimum çözüm kümesi elde edilmektedir. Optimizasyon süreci sonunda toplam 170 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Şekil 3.5 – 3.9 arasındaki grafikler bu pareto-optimal çözüm kümelerinin optimizasyon tasarım değişkenlerine göre değişimini 3 boyutlu grafikler olarak göstermektedir. Şekil 3.5 – 3.9 arasındaki grafiklerde renklendirmeler sırasıyla kanat açıklık oranını, veter uzunluğunu, kanat kesit derinliğini, elyaf yönlenme açısını, malzeme çeşidini, kanat alanını ve elips dış merkezliğini temsil etmektedir. Buna göre, kanadın en düşük doğal frekans değerinin 8 kilo üzeri kütleyle sahip kanatlar için 32 Hz'e kadar yükseltilebileceği görülmektedir. Bu pareto-optimal çözüm kümesi üzerinden ince cidarlı kiriş olarak dikey eğilme-enine kesme-burulma bağlaşıklık hareket setine sahip değişken katman sayılı bir kanat için tasarımcının istediği kriterlere göre tasarım seçimi yapılabilir.

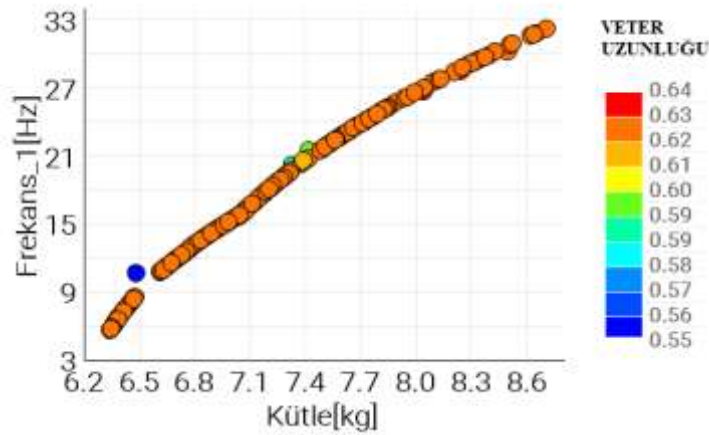
Şekil 3.5'teki grafikte pareto-optimal çözümlerin kanat açıklık oranına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : Pareto-Optimal Çözümlerinin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Açıklık Oranı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.5 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerin büyük bölümü düşük kanat açıklık oranına sahip tasarımlardan oluşmaktadır. Tasarlanan kanatların en düşük doğal frekans değerine karşılık gelen mod eğilme modu olduğundan, kanat açıklık oranının azaltılmasının eğilme modunun arttırılmasına katkı sağladığı görülmektedir.

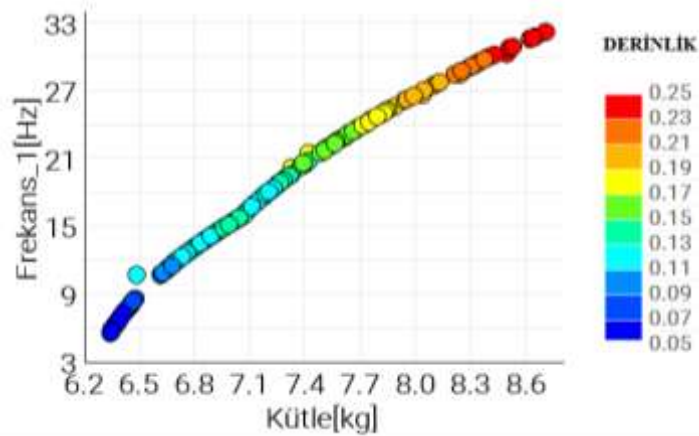
Şekil 3.6’da pareto-optimal çözümlerin veter uzunluğuna göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.6 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Veter Uzunluğu Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.6 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerin büyük bölümünün 0.61-0.63 metre aralığındaki veter uzunluğuna sahip olduğu görülmüştür. Kanat açıklık oranı sabit kalmak koşuluyla veter uzunluğu arttırıldığında kanat eğilme frekansının artması sağlandığı için pareto-optimal küme kapsamında elde edilen tasarımların görece yüksek veter uzunluğuna sahip olması mantıklıdır.

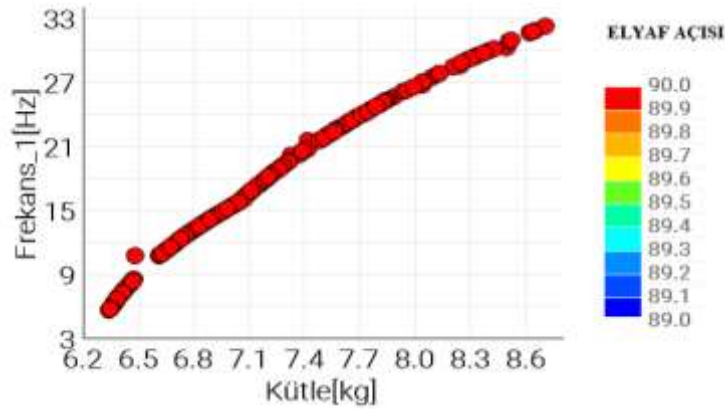
Şekil 3.7’de pareto-optimal çözümlerin kanat kesit derinliğine göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.7 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Kesit Derinliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.7 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanatların kesit derinliklerinin artmasıyla birlikte kütle ve frekans değerlerinin arttığı görülmektedir. Doğal frekans değerindeki artışın sebebi kesit derinliğinin artması ile birlikte kanadın eğilme rijitliğini artmasıdır.

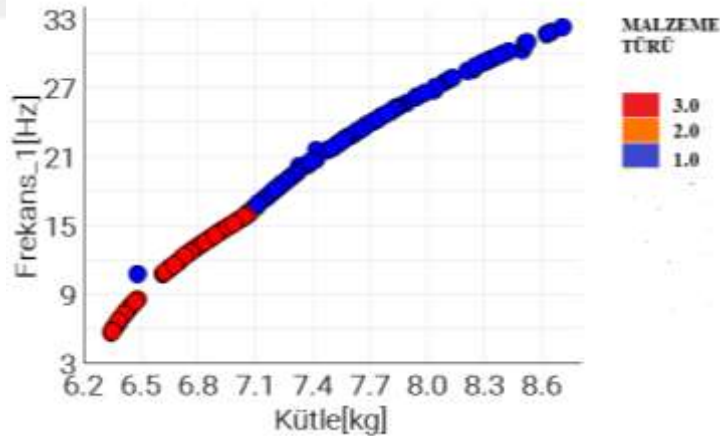
Şekil 3.8’de pareto-optimal çözümlerin elyaf açısına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.8 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elyaf Yönlenme Açısı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.8 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanatların elyaf açısının 90° olduğu görülmüştür. Bir diğer deyişle elyaflar kanat açıklığı yönünde serildiğinde kanadın eğilme frekansı yükseldiği için pareto-optimal çözüm kümesinde elde edilen tasarımların elyaf açısı 90°'ye yakınsamıştır.

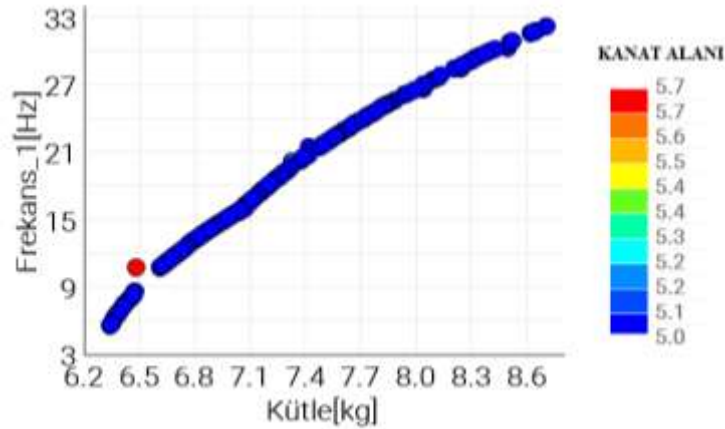
Şekil 3.9’da pareto-optimal çözümlerin elyaf açısına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.9 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Malzeme Türü Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.9 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanatlardan düşük kütle ve doğal frekansa sahip olanların genellikle 3 numaralı malzeme olan Karbon takviyeli polimer malzemesini, yüksek kütle ve doğal frekansa sahip olanların genellikle 1 numaralı malzeme olan grafit-epoksi malzemesini kullandığı görülmüştür. Bunun sebebi grafit-epoksi ve karbon takviyeli polimer malzemelerinin fiber yönündeki rijitliğinin diğer malzemeye göre daha yüksek olmasıdır.

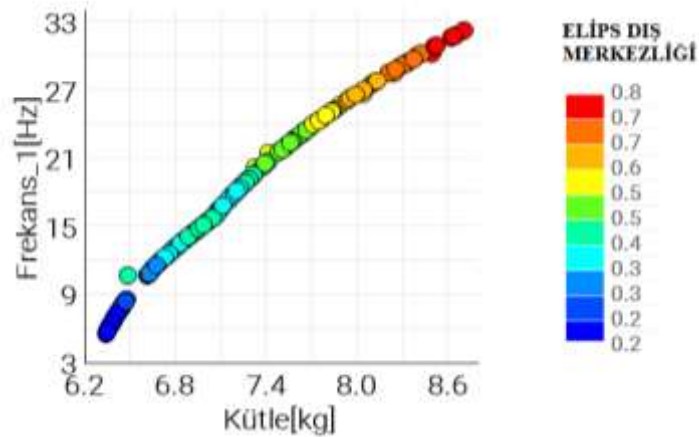
Şekil 3.10’da pareto-optimal çözümlerin kanat alanına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.10 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Alanı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.10 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanat alanlarının 5 ile 5.7 m² arasında değiştiği gözlenmiştir.

Elips dış merkezliği elipsin yarı küçük eksen uzunluğunun yarı büyük eksen uzunluğuna oranıdır. Bu değer 1 olması elipsin daireye dönüştüğünü ifade eder. Şekil 3.11’de pareto-optimal çözümlerin elips dış merkezliğine göre değişimi gösterilmiştir.

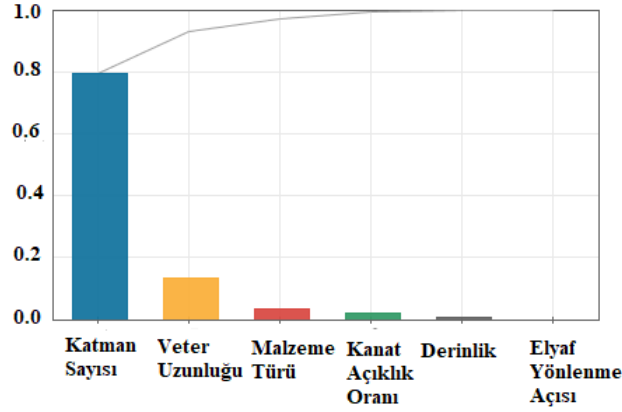


Şekil 3.11 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elips Dış Merkezliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.11 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerden elde edilen kanatların doğal frekans ve kütle değerlerinin kesitin daireselleşmesi sonucunda arttığı görülmektedir.

Duyarlılık analizleri çıktı parametrelerinin girdi parametrelerine ne düzeyde duyarlı olduğunu anlamak amacıyla yürütülür. Burada amaç tasarımcıya belirli bir çıktı parametresi üzerinde en etkili optimizasyon değişkenlerini sağlamaktır. Şekil

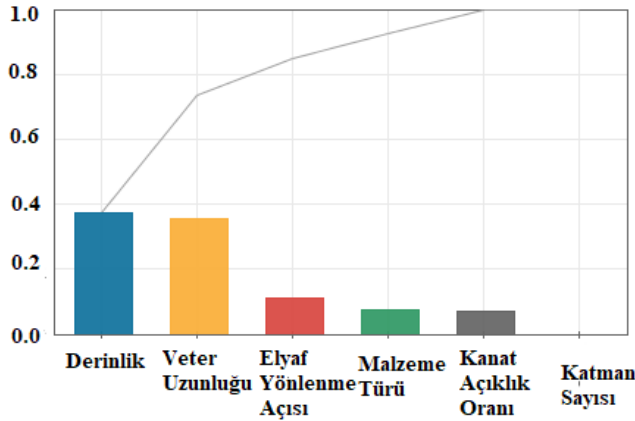
3.12'deki grafikte kanat kütlesinin optimizasyon tasarım değişkenlerine olan duyarlılık analizi sonucu paylaşılmıştır.



Şekil 3.12 : Kanat Kütlesinin Duyarlılık Analizi.

Şekil 3.12 incelendiğinde kanat kütlesinin kompozit katman sayısı ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kompozit katman sayısı yaklaşık yüzde 80 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yaklaşık yüzde 12 oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla kütleyi düşürmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır.

Şekil 3.13'teki grafikte kanada ait en küçük doğal frekans değerinin optimizasyon tasarım değişkenlerine olan duyarlılık analizi sonucu paylaşılmıştır.



Şekil 3.13 : En Küçük Doğal Frekans Değerinin Duyarlılık Analizi.

Şekil 3.13 incelendiğinde kanada ait en küçük doğal frekans değerinin kanat kesit derinliği ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat kesit derinliği yaklaşık yüzde 40 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yakın bir oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla frekans değerini yükseltmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır.

3.2.1.1 Değişken katman sayılı optimum tasarım

Çok amaçlı optimizasyon işlemi öncelikle değişken katman sayılı model için uygulanmıştır. Çok amaçlı optimizasyon işleminin ana amaçları ince cidarlı kiriş olarak tasarlanacak uçak kanadının ağırlığını minimize etmek ve aynı zamanda kanadın en düşük doğal frekansını arttırmaktır. Böylelikle hem düşük kütleye hem de yüksek katılığa sahip optimum kanat tasarımları elde edilmiştir. Optimizasyon süreci sonunda ModeFrontier yazılımından 170 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Pareto-optimal çözüm kümesinden kanadın ağırlığının 6.2 kg'dan 8.6 kg'lara çıkması ile beraber tasarlanacak kanadın en düşük doğal frekansının 5 Hz'den 32 Hz'e kadar yükseltilebileceği belirlenmiştir. Bu çalışmada birim kütle artışı başına en düşük doğal frekans artışı oldukça büyük olduğundan, pareto-optimum çözümler arasından en ağır ve en rijit tasarım optimum tasarım olarak seçilmiştir. Çünkü kanadın ağırlığındaki yaklaşık %37'lik artışa karşılık kanadın rijitliği yaklaşık 6.4 kat artış göstermiştir. Optimum kanata ait özellikler Çizelge 3.3'te detaylı olarak gösterilmiştir.

Çizelge 3.3 : Değişken Katman sayılı Optimum Kanat Tasarımın Özellikleri.

Kanat Özellikleri	Sembol	Değeri	Birim
Kanat Açıklık Oranı	AR	12.6	-
Veter Uzunluğu	$2b$	0.63	m
Kanat Kesit Derinliği	$2d$	0.25	m
Katman Sayısı	NN	1	-
Elyaf Açısı	θ	90	°
Elips Dış Merkezliği	e	0.79	-
Kanat Alanı	S	5.0009	m ²
Katman Kalınlığı	h	0.0034	m
Kanat Uzunluğu	L	7.93	m
Malzeme Türü	-	Grafit-Epoksi	-

Çizelge 3.4'te bu çalışmada elde edilen pareto-optimal çözüm kümeleri arasından seçilen optimum ince cidarlı kiriş kanadın kütle ve en düşük doğal frekans değerleri sunulmuştur.

Çizelge 3.4 : Optimum Kanat Tasarımın Kütlesi ve En Düşük Doğal Frekansı.

Değişkenler	Değeri	Birim
En Düşük Doğal Frekans	32.31	Hz
Kanat Ağırlığı	8.70	kg

3.2.2 Sabit katman sayılı optimizasyon

Bu bölümde, ÇAK konfigürasyonu ile modellenen ikinci optimizasyon gerçekleştirilmiştir. Sabit katman sayılı optimizasyonda, tasarım değişkenleri Çizelge 3.5’te listelenmiştir. Bu çizelgeye ek olarak elyaf yönelimi olarak yedi katmanlı [2θ/θ/-θ/0/-θ/-2θ] kullanılmıştır.

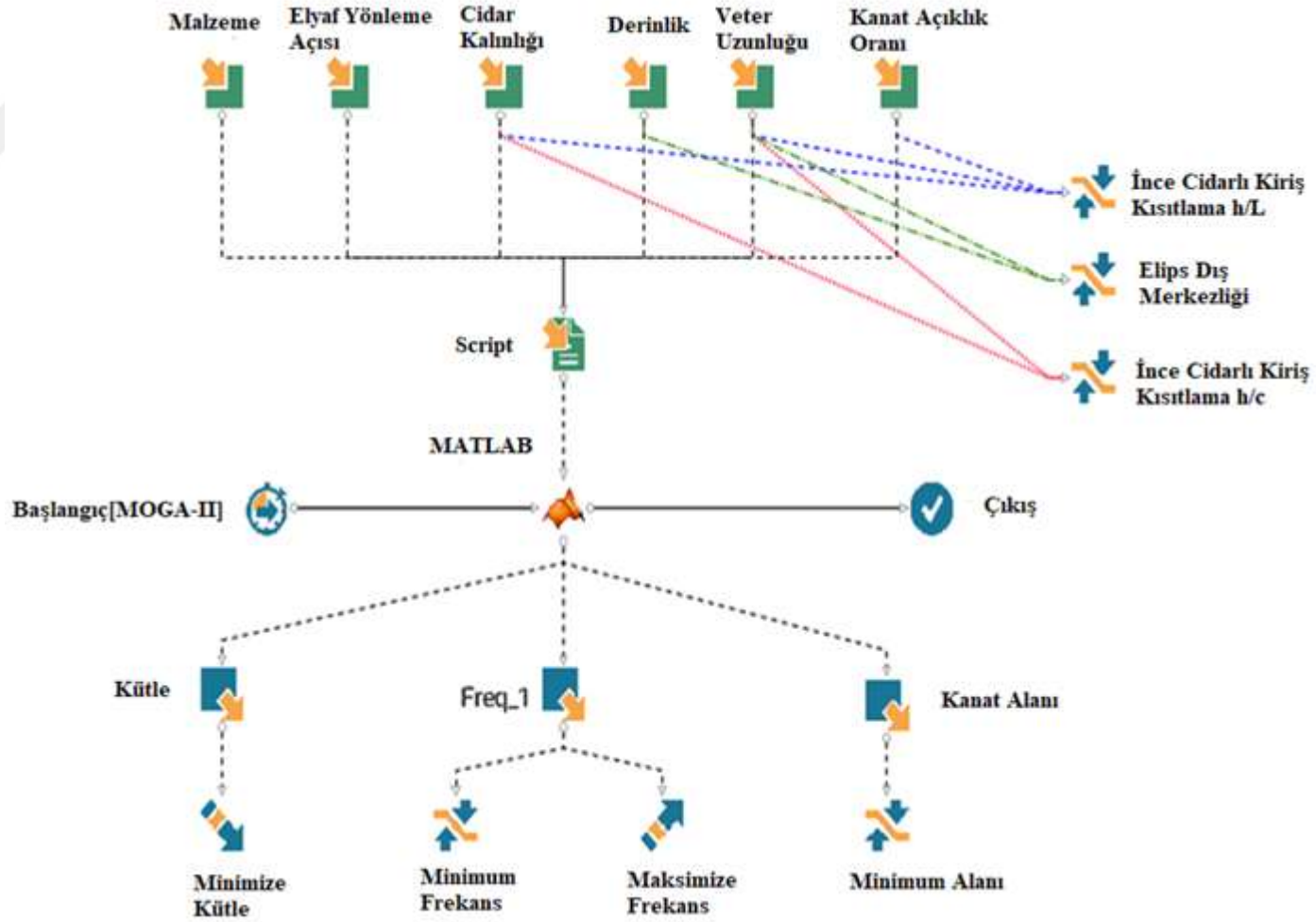
Çizelge 3.5 : Tasarım Değişkenleri.

Değişkenler	Alt Limit	Üst Limit	Adım	Birim
Cıdar Kalınlığı	0.0001	0.01	0.001	m
Kanat Açıklık Oranı	12	36	0.1	-
Kesit Derinliği	0.050	0.25	0.001	m
Veter Uzunluğu	0.2	2	0.01	m
Elyaf Yönlenme Açısı	1	90	1	°
Malzeme	1	3	1	-

Optimizasyon sürecinde kullanılacak 3 farklı malzemeye ait özellikler Çizelge 3.1’de sunulmuş olup ModeFrontier bu malzemeler arasından seçim yaparken 1 ile 3 arasında tanımlanan malzeme numaralarından birini kullanmaktadır.

Optimizasyon sürecinde kullanılan amaçlar Denklem (3.4), kısıtlamalar Denklem (3.5) – (3.9) arasında ifade edilmiştir.

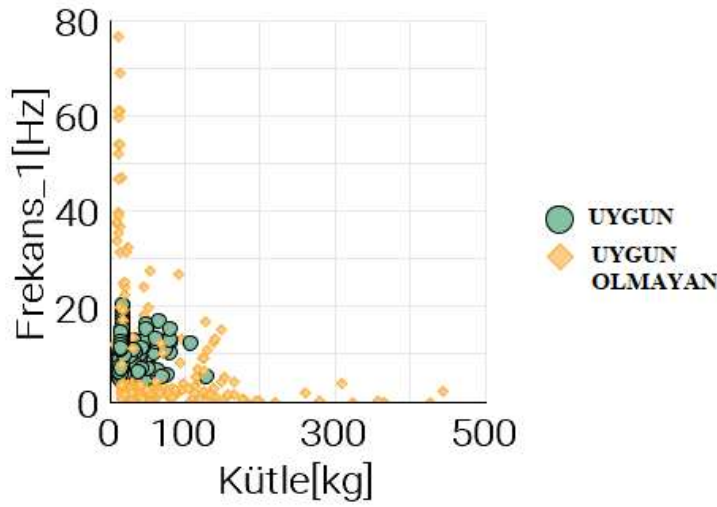
Şekil 3.14’te, optimizasyon sürecinin ModeFrontier yazılımında oluşturulan akış şeması detaylı olarak gösterilmiştir. Şekil 3.14’ten görüleceği üzere iş akışının merkezine ince cidarlı kiriş olarak tasarlanacak bir uçak kanadının dikey eğilme-enine kesme-burulma bağlaşıklık hareketini analiz eden bir MATLAB kodu yerleştirilerek optimizasyon sürecinde gerçekleştirilen analitik çözüm bu kod yardımıyla yürütülmüştür. Malzeme türü, elyaf yönlenme açısı, cidar kalınlığı, kanat kesit derinliği, veter uzunluğu ve kanat açıklık oranı çok amaçlı optimizasyon sürecinin tasarım değişkenleri olarak atanmıştır. Bu sürecin “Değişken Katman Sayılı” model için yürütülen önceki optimizasyon sürecinden farkı, katman kalınlığını değiştirmek yerine sabit tutarak bunun yerine cidar kalınlığını değiştirmesidir.



Şekil 3.14 : ModeFrontier Ortamında Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi.

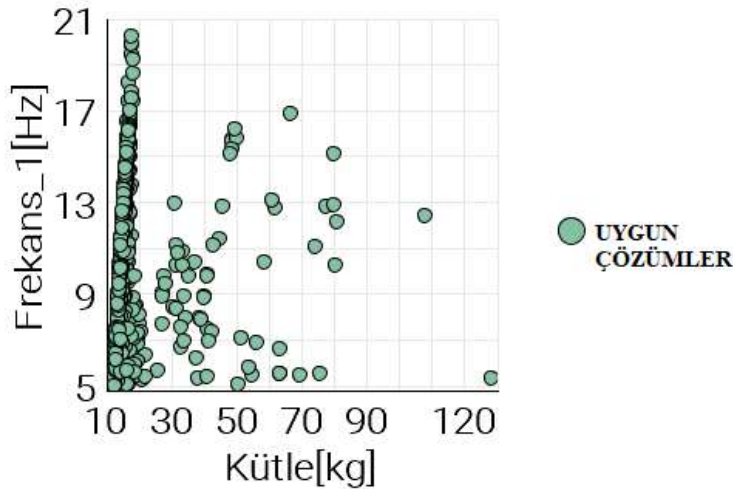
Optimizasyon hedefleri olarak kanat kütle minimizasyonu ve en küçük doğal frekans değeri maksimizasyonu tanımlanmıştır. Buna ek olarak Denklem (3.5) – (3.9) arasında sunulan 5 farklı kısıtlama da model içerisinde tanımlanmıştır. Dikey eğilme-enine kesme-burulma bağlaışık hareket seti ve sabit katman sayılı kanat için çok amaçlı optimizasyon süreci sonunda pareto-optimal tasarım kümesi ModeFrontier ortamında MOGA II yöntemi kullanılarak elde edilmiştir [31].

Optimizasyon süreci sonunda 900 adet uygun, 426 adet uygun olmayan çözüm elde edilmiştir. Şekil 3.15'teki grafikte, uygun çözümler yeşil renkli baloncuklarla, uygun olmayan çözümler turuncu renkli dörtgenlerle gösterilmiştir.



Şekil 3.15 : Uygun ve Uygun Olmayan Optimizasyon Çözümlerinin Dağılımı.

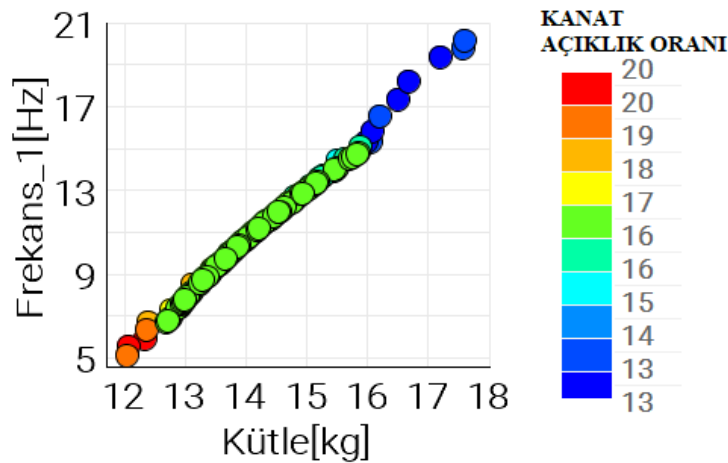
Şekil 3.15'teki uygun çözümler filtrelenerek Şekil 3.16'da gösterilmiştir.



Şekil 3.16 : Uygun Çözümlerin Dağılımı.

Şekil 3.16'dan görüleceği üzere uygulanabilir çözümler y ekseninde dikey bir şekilde yığılmıştır. Bunun nedeni optimizasyon algoritmasının optimizasyon tasarım değişkenlerini verimli şekilde kullanarak gitgide daha hafif ama eğilme yönünde daha rijit kanat yapılarının tasarlayarak tasarımları pareto optimal kümeye yakınsatmasıdır. Önceki optimizasyon sürecine benzer şekilde mevcut optimizasyonda da birden fazla hedef bulunduğu için tek bir optimum çözüm yerine bir optimum çözüm kümesi elde edilmektedir. Optimizasyon süreci sonunda 123 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Şekil 3.17 – 3.23 arasındaki grafikler bu pareto-optimal çözüm kümelerinin optimizasyon tasarım değişkenlerine göre değişimini 3 boyutlu grafikler olarak sunmaktadır. Şekil 3.17 – 3.23 arasındaki grafiklerde renklendirmeler sırasıyla kanat açıklık oranını, veter uzunluğunu, kanat kesit derinliğini, elyaf yönlenme açısını, malzeme çeşidini, kanat alanını ve elips dış merkezliğini temsil etmektedir. Buna göre, kanadın en düşük doğal frekans değerinin 17 kilo üzeri kütleyle sahip kanatlar için 20 Hz'e kadar yükseltilebileceği görülmektedir. Bu pareto-optimal çözüm kümesi üzerinden ince cidarlı kiriş olarak dikey eğilme-enine kesme-burulma bağlaşıklık hareket setine sahip sabit katman sayılı bir kanat için tasarımcının istediği kriterlere göre tasarım seçimi yapılabilir.

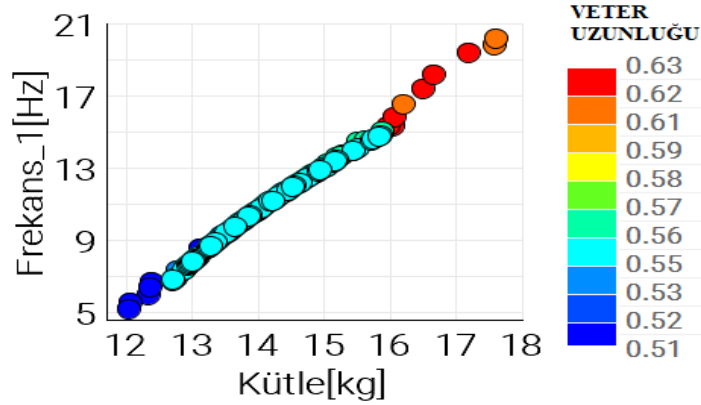
Şekil 3.17'teki grafikte pareto-optimal çözümlerin kanat açıklık oranına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.17 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Açıklık Oranı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.17 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerin büyük bölümünün kanat açıklık oranının 16 – 17 civarında olduğu görülmüştür.

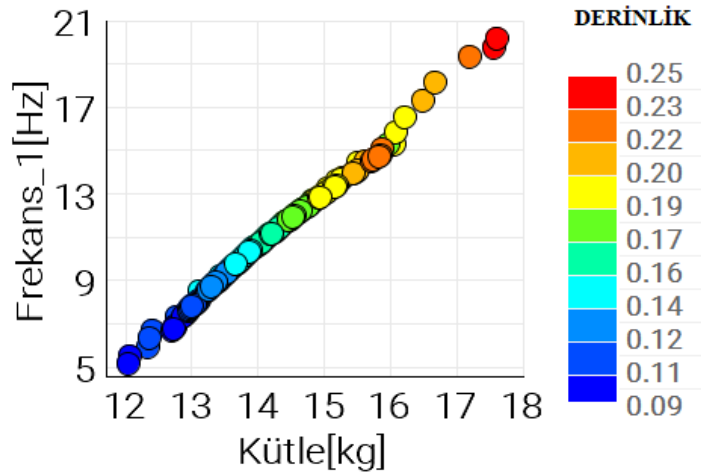
Şekil 3.18’de pareto-optimal çözümlerin veter uzunluğuna göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.18 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans –Veter Uzunluğu Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.18 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerin büyük bölümünün 0.55-0.56 metre aralığındaki veter uzunluğuna sahip olduğu görülmüştür.

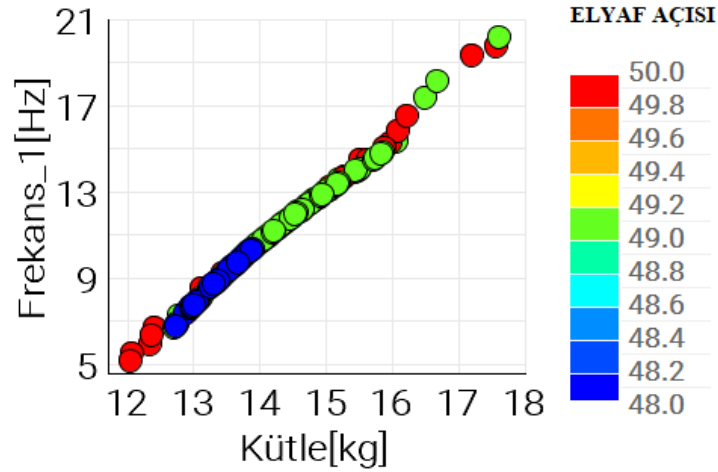
Şekil 3.19’da pareto-optimal çözümlerin kanat kesit derinliğine göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.19 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Kesit Derinliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.19 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanatların kesit derinliklerinin artmasıyla birlikte kütle ve frekans değerlerinin arttığı görülmektedir.

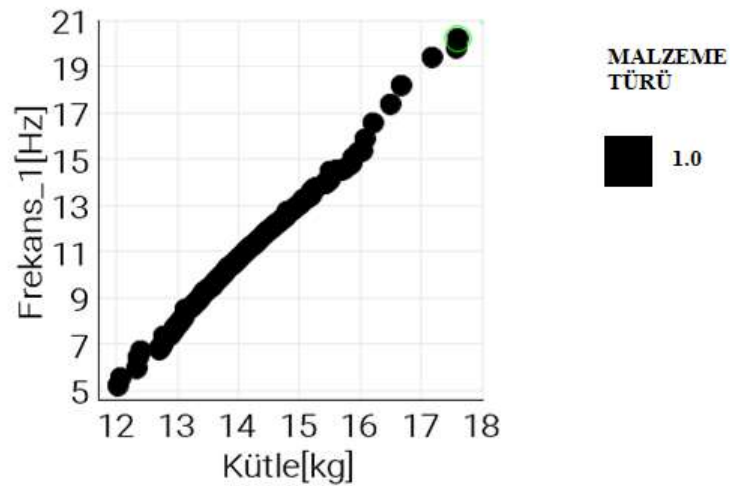
Şekil 3.20’de pareto-optimal çözümlerin elyaf açısına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.20 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elyaf Yönlenme Açısı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.20 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerin 48°– 50° aralığındaki elyaf yönlenme açılarına sahip olduğu görülmüştür.

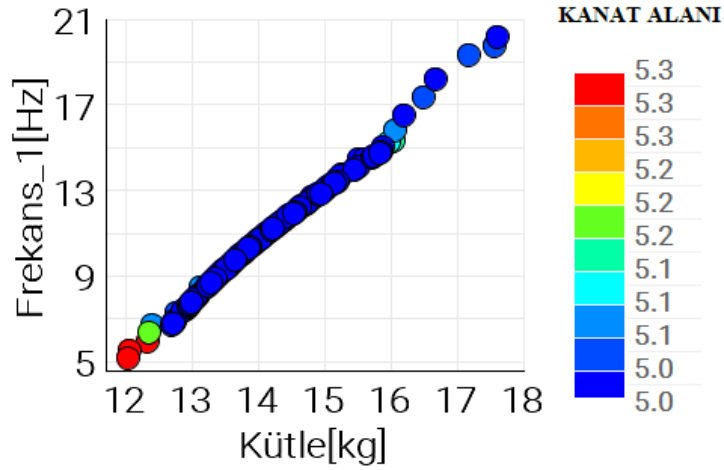
Şekil 3.21’de pareto-optimal çözümlerin malzeme türüne göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.21 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Malzeme Türü Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.21 incelendiğinde optimizasyon çözümünün pareto-optimal çözümlerde sadece 1 numaralı malzeme olan grafit-epoksi malzemesine yakınsadığı görülmüştür. Bunun sebebi grafit-epoksi malzemesinin fiber yönündeki rijitliğinin diğer malzemelere göre daha yüksek olmasıdır.

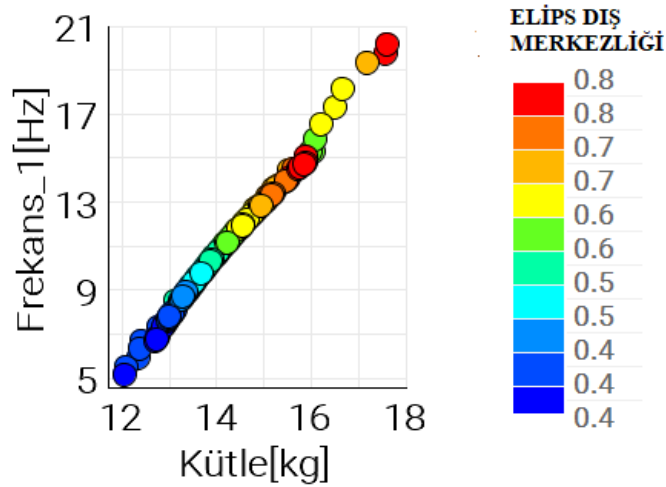
Şekil 3.22’de pareto-optimal çözümlerin kanat alanına göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.22 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Kanat Alanı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.22 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerde elde edilen kanat alanlarının ağırlıklı olarak 5m^2 civarında olduğu gözlenmiştir. Bunun sebebi kanat alanını düşürerek kanat kütlesini minimize etme çabasıdır.

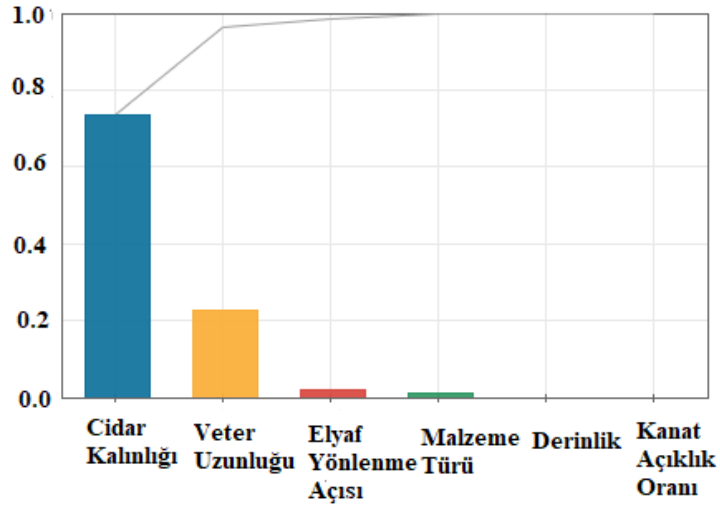
Şekil 3.23'te pareto-optimal çözümlerin elips dış merkezliğine göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 3.23 : Pareto-Optimal Çözümlerin Kanat Ağırlığı – En Düşük Doğal Frekans – Elips Dış Merkezliği Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Şekil 3.23 incelendiğinde pareto-optimal çözümlerden elde edilen kanatların doğal frekans ve kütle değerlerinin kesitin daireselleşmesi sonucunda arttığı görülmektedir.

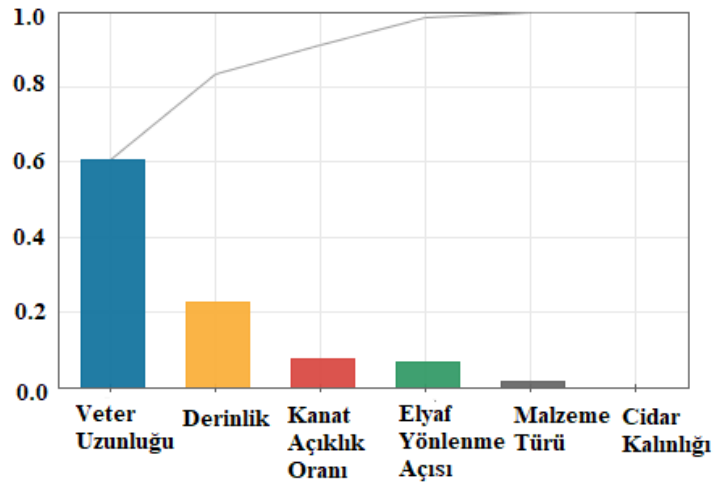
Şekil 3.24'teki grafikte kanat kütlesinin optimizasyon tasarım değişkenlerine olan duyarlılık analizi sonucu paylaşılmıştır.



Şekil 3.24 : Kanat Kütlesinin Duyarlılık Analizi.

Şekil 3.24 incelendiğinde kanat kütlesinin cidar kalınlığı ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat kesit derinliği yaklaşık %72 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yaklaşık %20 oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla kütleyi düşürmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır.

Şekil 3.25'teki grafikte kanada ait en küçük doğal frekans değerinin optimizasyon tasarım değişkenlerine olan duyarlılık analizi sonucu paylaşılmıştır.



Şekil 3.25 : En Küçük Doğal Frekans Değerinin Duyarlılık Analizi.

Şekil 3.25 incelendiğinde kanada ait en küçük doğal frekans değerinin veter uzunluğu ve kanat kesit derinliği tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat veter uzunluğu yaklaşık %60 oran ile en büyük etkiye, kanat kesit derinliği ise yaklaşık %20 oranla ikinci en yüksek etkiye sahiptir. Dolayısıyla frekans değerini yükseltmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır.

3.2.2.1 Sabit katman sayılı optimum tasarım

Çok amaçlı optimizasyon işlemi dikey eğilme-enine kesme-burulma bağlaşıklık seti için uygulanmıştır. Çok amaçlı optimizasyon işleminin ana amaçları ince cidarlı kiriş olarak tasarlanacak uçak kanadının ağırlığını minimize etmek ve aynı zamanda kanadın en düşük doğal frekansını arttırmaktır. Böylelikle hem düşük kütleye hem de yüksek katılığa sahip optimum kanat tasarımları elde edilmiştir. Optimizasyon süreci sonunda ModeFrontier yazılımından 123 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Pareto-optimal çözüm kümesinden kanadın ağırlığının 12 kg'dan 18 kg'lara çıkması ile beraber tasarlanacak kanadın en düşük doğal frekansının 5 Hz'den 21 Hz'e kadar yükseltilebileceği belirlenmiştir. Bu çalışmada birim kütle artışı başına en düşük doğal frekans artışı oldukça büyük olduğundan, pareto-optimum çözümler arasından en ağır ve en rijit tasarım optimum tasarım olarak seçilmiştir. Çünkü kanadın ağırlığındaki yaklaşık %50'lik artışa karşılık kanadın rijitliği yaklaşık 4 kat artış göstermiştir. Optimum kanata ait özellikler Çizelge 3.3'te detaylı olarak gösterilmiştir.

Çizelge 3.6 : Optimum Kanat Tasarımın Özellikleri.

Kanat Özellikleri	Sembol	Değeri	Birim
Kanat Açıklık Oranı	AR	13.5	-
Veter Uzunluğu	$2b$	0.61	m
Kanat Kesit Derinliği	$2d$	0.25	m
Katman Sayısı	NN	7	-
Elyaf Açısı	θ	49	°
Elips Dış Merkezliği	e	0.81	-
Kanat Alanı	S	5.02	m ²
Katman Kalınlığı	h	0.001	m
Kanat Uzunluğu	L	8.23	m
Malzeme Türü	-	Grafit-Epoksi	-

Çizelge 3.7'de bu çalışmada elde edilen pareto-optimal çözüm kümeleri arasından seçilen optimum ince cidarlı kiriş kanadın kütle ve en düşük doğal frekans değerleri sunulmuştur.

Çizelge 3.7 : Optimum Kanat Tasarımın Kütlesi ve En Düşük Doğal Frekansı.

Değişkenler	Değeri	Birim
En Düşük Doğal Frekans	20.24	Hz
Kanat Ağırlığı	17.58	kg

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Tez çalışması kapsamında, bikonveks kesitli anizotropik ince cidarlı bir kiriş olarak tasarlanan uçak kanadının yapısal tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın analitik kısmında keyfi bir enine kesit için ince cidarlı kiriş teorisi türetilmiş ve bir MATLAB kodu yardımıyla bu teori bikonveks kesitli bir uçak kanadının doğal titreşim frekanslarının elde edilmesi amacıyla kullanılmıştır. Bu kiriş modeli malzeme türü, elyaf yönlenme açısı, malzeme anizotropisi, enine-kesme etkileri ve çarpılma kısıtlaması gibi birçok klasik ve klasik olmayan etkileri içermektedir. İnce Cidarlı Kiriş teorisinin analitik çözümünde kinematik ve statik varsayımlar yapılmıştır. Sonrasında tasarlanan kanat modeli için sırasıyla yer değiştirme alanı ve birim uzama alanı tanımlanmıştır. Kanat modelinin hareket denklemlerini ve sınır koşullarını elde etmek amacıyla 3 boyutlu elastisite için Hamilton prensibi kullanılmıştır ve ardından global bünye denklemleri ve enerji ifadeleri tanımlanmıştır. Son olarak kompozit konfigürasyonu tanımlanmış; bu amaçla, Çevresel Asimetrik Katılık (ÇAK) olarak bilinen simetrik konfigürasyon ince cidarlı kiriş modeline adapte edilmiştir. Bu konfigürasyon sırasıyla uzama-yatay eğilme-kesme ve dikey eğilme-kesme-burulma bağlaşıklık hareket setleri için türetilmiştir. Analitik çözüm işlemini gerçekleştiren bir MATLAB kodu yardımıyla doğrusal ince cidarlı kiriş modelinin dikey eğilme-kesme-burulma bağlaşıklık hareket seti için serbest titreşim analizleri yapılmıştır. Bu çalışmadan elde edilen analitik çözüm sonuçları, literatürdeki çalışma sonuçları ile doğrulanmıştır.

Elde edilen dikey eğilme-kesme-burulma bağlaşıklık hareket setleri için değişken ve sabit katman sayılı çok amaçlı optimizasyon süreçleri yürütülmüştür. Optimizasyon döngüleri ModeFrontier ticari yazılımında hazırlanarak çözülmüştür. Optimizasyon işlemi, gürbüzlüğü, doğruluğu ve çok amaçlı problemlerdeki başarısı nedeniyle Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA-II) yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Her iki optimizasyon sürecinde de iki amaç bulunmaktadır. Bunlar, kanat kütleminin minimizasyonu ve kanadın en küçük doğal frekans değerinin maksimizasyonudur.

Değişken ve sabit katman sayılı model için ayrı ayrı optimizasyon işlemi yürütülerek her döngüsü için birer pareto-optimal tasarım seti belirlenmiştir.

Çok amaçlı optimizasyon işlemi öncelikle değişken katman sayılı model için uygulanmıştır. Burada, açıklık oranı, kompozit katman sayısı, kanat kesit derinliği, veter uzunluğu ve elyaf yönlenme açısı tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Daha gerçekçi bir tasarım optimizasyonu yürütebilmek adına optimizasyon döngüsüne çeşitli kısıtlamalar eklenmiştir. Kanadın aerodinamik performansı göz önünde bulundurularak kanat alanının $5m^2$ 'nin aşağısına düşmesini engellemek ve kanadın rijitliğini belli bir seviyenin üzerinde tutarak kontrol yüzeyleri veya uçuş koşullarında 5 Hz'den daha düşük frekansta gerçekleşen uyarımlarda kanadın rezonansa girme olasılığının önüne geçmek amacıyla her iki optimizasyon döngüsü içerisinde de çeşitli kısıtlamalar tanımlanmıştır. Optimizasyon çözümü sonucunda, 170 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Pareto-optimal çözüm kümesinden kanadın ağırlığının 6.2 kg'dan 8.6 kg'a çıkması ile beraber tasarlanacak kanadın en düşük doğal frekansının 5 Hz'den 32 Hz'e kadar yükseltilebileceği belirlenmiştir. Birim kütle artışı başına en düşük doğal frekans artışı oldukça büyük olduğundan, pareto-optimal tasarımlar açısından en ağır ve en rijit tasarım optimum tasarım olarak seçilmiştir.

Çok amaçlı optimizasyon işlemi ikinci olarak sabit katman sayılı model için uygulanmıştır. Bu işlem, ModeFrontier ortamında bir önceki hareket seti ile aynı amaç ve kısıtlamaların uygulanması ile yapılmıştır. Açıklık oranı, katman kalınlığı, kanat kesit derinliği, veter uzunluğu ve elyaf yönlenme açısı tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Optimizasyon çözümü sonucunda, 123 adet pareto-optimal çözüm elde edilmiştir. Pareto-optimal çözüm kümesinden kanadın ağırlığının 12 kg'dan 18 kg'a çıkması ile beraber tasarlanacak kanadın en düşük doğal frekansının 5 Hz'den 21 Hz'e kadar çıkabileceği belirlenmiştir. Birim kütle artışı başına en düşük doğal frekans artışı oldukça büyük olduğundan, pareto-optimal tasarımlar en ağır ve en rijit tasarım optimum tasarım olarak seçilmiştir.

Son olarak optimizasyon amaçlarının optimizasyon tasarım değişkenlerine hangi düzeyde duyarlı olduğunu tespit etmek amacıyla duyarlılık analizleri gerçekleştirilmiştir.

Değişken katman sayılı modeller için yapılan optimizasyon çalışmasındaki kanat kütlelerinin duyarlılık analizi incelendiğinde kanat kütlelerinin kompozit katman sayısı

ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kompozit katman sayısı yaklaşık yüzde 80 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yaklaşık yüzde 12 oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla kütleyi düşürmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır. Kanada ait en küçük doğal frekans değerinin duyarlılık analizi incelendiğinde kanada ait en küçük doğal frekans değerinin kanat kesit derinliği ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat kesit derinliği yaklaşık yüzde 40 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yaklaşık yüzde 39 oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla frekans değerini yükseltmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır.

Sabit katman sayılı model için yapılan optimizasyon çalışmasındaki kanat kütlesinin duyarlılık analizi incelendiğinde kanat kütlesinin cidar kalınlığı ve veter uzunluğu tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat kesit derinliği yaklaşık %72 oran ile en büyük etkiye sahiptir. Onu yaklaşık %20 oranla veter uzunluğu takip etmektedir. Dolayısıyla kütleyi düşürmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır. Kanada ait en küçük doğal frekans değerinin duyarlılık analizi incelendiğinde kanada ait en küçük doğal frekans değerinin veter uzunluğu ve kanat kesit derinliği tarafından büyük oranda belirlendiği saptanmıştır. Kanat veter uzunluğu yaklaşık %60 oran ile en büyük etkiye, kanat kesit derinliği ise yaklaşık %20 oranla ikinci en yüksek etkiye sahiptir. Dolayısıyla frekans değerini yükseltmek için öncelikli olarak bu parametrelerin değiştirilmesi daha mantıklıdır. Son olarak, mevcut çalışmada kompozit yapılarda yaygın olarak görülen delaminasyon hasarı için bir optimizasyon kısıtı belirlenmemiştir. Gelecekte, elyaf yönelim açılarının ve katman sayılarının belirlenmesinde, delaminasyon hasarı da göz önüne alınarak optimizasyon kısıtları genişletilecektir.



KAYNAKLAR

- [1] **Vasilev, V. V.** (1993). *Mechanics of Composite Structures*. Jones, RM, Ed.
- [2] **Kollar, L. P., & Springer, G. S.** (2003). *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge university press.
- [3] **Dekker, M.** (2004). *Structural Analysis of Polymeric Composite Materials*. New York: Marcell Dekker, Inc.
- [4] **Librescu, L., & Song, O.** (2005). *Thin-Walled Composite Beams: Theory and Application* (Vol. 131). Springer Science & Business Media.
- [5] **Jung, S. N., Nagaraj, V. T., & Chopra, I.** (1999). Assessment of composite rotor blade modeling techniques, *Journal of the American Helicopter Society*, 44(3), 188-205.
- [6] **Shirk, M. H., Hertz, T. J., & Weisshaar, T. A.** (1986). Aeroelastic tailoring-theory, practice, and promise, *Journal of Aircraft*, 23(1), 6-18.
- [7] **Vasiliev, V. V., & Morozov, E. V.** (2013). *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements*. Newnes.
- [8] **Gjelsvik, A., & Hodges, D. H.** (1982). The theory of thin-walled bars, *Journal of Applied Mechanics*, 49(2), 468.
- [9] **Oden, J. T.** (1967). *Mechanics of Elastic Structures*. McGraw-Hill.
- [10] **Vlasov, V. Z.** (1961). *Thin-Walled Elastic Beams*. National Science Foundation, Washington, DC, Israel Program for Science Foundation, Washington, DC, Israel Program for Scientific Translation, Jerusalem, Israel.
- [11] **Berdichevsky, V., Armanios, E., & Badir, A.** (1992). Theory of anisotropic thin-walled closed-cross-section beams, *Composites Engineering*, 2(5-7), 411-432.
- [12] **Song, O., & Librescu, L.** (1993). Free vibration of anisotropic composite thin-walled beams of closed cross-section contour, *Journal of Sound and Vibration*, 167(1), 129-147.
- [13] **Armanios, E. A., & Badir, A. M.** (1995). Free vibration analysis of anisotropic thin-walled closed-section beams, *AIAA Journal*, 33(10), 1905-1910.
- [14] **Dancila, D. S., & Armanios, E. A.** (1998). The influence of coupling on the free vibration of anisotropic thin-walled closed-section beams, *International Journal of Solids and Structures*, 35(23), 3105-3119.
- [15] **Shadmehri, F., Haddadpour, H., & Kouchakzadeh, M. A.** (2007). Flexural-torsional behavior of thin-walled composite beams with closed cross-section, *Thin-Walled Structures*, 45(7-8), 699-705.
- [16] **Qin, Z., & Librescu, L.** (2002). On a shear-deformable theory of anisotropic thin-walled beams: further contribution and validations, *Composite Structures*, 56(4), 345-358.

- [17] **Librescu, L., Qin, Z., & Ambur, D. R.** (2003). Implications of warping restraint on statics and dynamics of elastically tailored thin-walled composite beams, *International Journal of Mechanical Sciences*, 45(8), 1247-1267.
- [18] **Eken, S., & Kaya, M. O.** (2015). Flexural-torsional coupled vibration of anisotropic thin-walled beams with biconvex cross-section, *Thin-Walled Structures*, 94, 372-383.
- [19] **Vo, T. P., & Lee, J.** (2010). Geometrically nonlinear theory of thin-walled composite box beams using shear-deformable beam theory, *International Journal of Mechanical Sciences*, 52(1), 65-74.
- [20] **Maalawi, K. (Ed.).** (2019). *Optimum Composite Structures*. BoD–Books on Demand.
- [21] **Stegmann, J., & Lund, E.** (2005). Discrete material optimization of general composite shell structures, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 62(14), 2009-2027.
- [22] **Blasques, J. P., & Stolpe, M.** (2011). Maximum stiffness and minimum weight optimization of laminated composite beams using continuous fiber angles, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 43(4), 573-588.
- [23] **Haddadpour, H., & Zamani, Z.** (2012). Curvilinear fiber optimization tools for aeroelastic design of composite wings, *Journal of Fluids and Structures*, 33, 180-190.
- [24] **Sohouli, A., Yildiz, M., & Suleman, A.** (2017). Design optimization of thin-walled composite structures based on material and fiber orientation, *Composite Structures*, 176, 1081-1095.
- [25] **Miller, B., & Ziemiański, L.** (2020). Optimization of dynamic behavior of thin-walled laminated cylindrical shells by genetic algorithms and deep neural networks supported by modal shape identification, *Advances in Engineering Software*, 147, 102830.
- [26] **Qin, Z., & Librescu, L.** (2003). Aeroelastic instability of aircraft wings modelled as anisotropic composite thin-walled beams in incompressible flow, *Journal of Fluids and Structures*, 18(1), 43-61.
- [27] **Hagedorn, P.** (1997). Principles and Techniques of Vibrations. L Meirovitch, *Applied Mechanics Reviews*, 50, B45-B45.
- [28] **Arora, J.** (2004). *Introduction to optimum design*. Elsevier.
- [29] **Mergos, P. E., & Sextos, A.** (2018). Multi-objective optimum selection of ground motion records with genetic algorithms.
- [30] **Chandra, R., Stemple, A. D., & Chopra, I.** (1990). Thin-walled composite beams under bending, torsional, and extensional loads, *Journal of Aircraft*, 27(7), 619-626.
- [31] **ModeFrontier** (2015). User's Manual.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Sefa Öksüz

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2019,Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Oksuz S., Eken S., Tola C.** 2022. Multi Objective Optimization of a Thin Walled Composite Aircraft Wing Based on the Modal Analysis. *International Conference on Engineering Technologies (ICENTE22)*, November 17-19, 2022 Konya, Turkey.