



POLİTEKNİK DERGİSİ

JOURNAL of POLYTECHNIC

ISSN: 1302-0900 (PRINT), ISSN: 2147-9429 (ONLINE)

URL: <http://dergipark.org.tr/politeknik>



Bir hava aracının çok amaçlı kanat kiriş kesit optimizasyonu

Multi-objective optimization of an aircraft wing spar section

Yazar(lar) (Author(s)): Hakan DEMİR¹, Necmettin KAYA²

ORCID¹: 0000-0001-9819-2167

ORCID²: 0000-0002-8297-0777

To cite to this article: Demir H., ve Kaya N., “Bir Hava Aracının Çok Amaçlı Kanat Kiriş Kesit Optimizasyonu”, *Journal of Polytechnic*, *(*) : *, (*).

Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz: Demir H., ve Kaya N., “Bir Hava Aracının Çok Amaçlı Kanat Kiriş Kesit Optimizasyonu”, *Journal of Polytechnic*, *(*) : *, (*).

Erişim linki (To link to this article): <http://dergipark.org.tr/politeknik/archive>

DOI: 10.2339/politeknik.1302121

Bir Hava Aracının Çok Amaçlı Kanat Kiriş Kesit Optimizasyonu

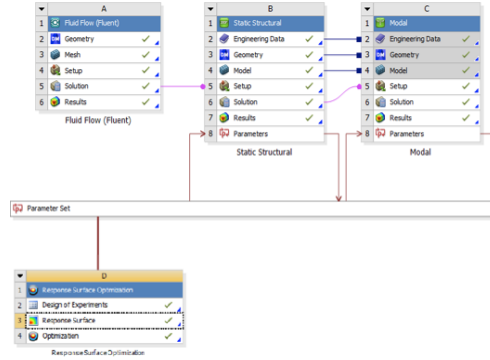
Multi-Objective Optimization of an Aircraft Wing Spar Section

Önemli noktalar (Highlights)

- ❖ Kanat kiriş kesiti / Wing beam section
- ❖ Cevap yüzey yöntemi / Response Surface method
- ❖ Çok amaçlı optimizasyonu / Multi-objective optimization

Grafik Özet (Graphical Abstract)

Kanat kiriş elemanının kesit geometrisinin minimum kütle ve maksimum doğal frekans için boyutları optimize edilmiştir. Cevap yüzey yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen optimizasyon çalışmasında çok amaçlı genetik algoritma optimizasyonu kullanılmıştır. The section geometry of the wing spar element's dimensions has been optimized for the minimum mass and maximum natural frequency. The response surface method-based optimization study employed a multi-objective genetic algorithm.



Şekil. Optimizasyon akış şeması /Figure. Optimization flowchart

Amaç (Aim)

Bu çalışmada kanadın minimum kütle ve maksimum birinci doğal frekansa sahip olması için kanat kirişinin optimum boyutlarının elde edilmesi amaçlanmıştır. / The aim of this study is to obtain the optimal dimensions of the wing spar for the wing to have minimum mass and maximum first natural frequency.

Tasarım ve Yöntem (Design & Methodology)

Parametrik geometri modelleme, cevap yüzey modeli oluşturma ve optimizasyon işlemleri Ansys programında gerçekleştirilmiştir. / Parametric geometry modeling, response surface modeling, and optimization process were performed in the Ansys program.

Özgünlük (Originality)

Bu çalışmada, kanat kiriş kesitine yönelik çok amaçlı bir analiz gerçekleştirilmiş ve bu alandaki literatüre önemli bir katkı sağlanması hedeflenmiştir. In this study, a multi-objective analysis of the wing beam section was conducted, aiming to make a significant contribution to the literature in this field.

Bulgular (Findings)

Kanat kesit tasarımında, optimum tasarım parametreleri ile birinci doğal frekans artırılırken, kütlede azaltma sağlanabilir. In wing section design, while increasing the first natural frequency with optimum design parameters, mass reduction can be achieved..

Sonuç (Conclusion)

Optimum tasarım ile kanat üzerinde kütle azaltılarak birinci doğal frekans artırılmıştır. Kanat kirişinin optimum geometrisi için flanş genişliği parametre değerinin en büyük değerinde çıkmış, kiriş genişliği ise alt limite yakın çıkmıştır. / With the optimum design, the mass on the wing is reduced and the first natural frequency is increased. For the optimum geometry of the wing beam, the flange width is at the highest value of the parameter value, and the beam width is close to the lower limit.

Etik Standartların Beyanı (Declaration of Ethical Standards)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler. / The author(s) of this article declare that the materials and methods used in this study do not require ethical committee permission and/or legal-special permission.

Bir Hava Aracının Çok Amaçlı Kanat Kiriş Kesit Optimizasyonu

Araştırma Makalesi / Research Article

Hakan DEMİR^{1*}, Necmettin KAYA²

¹Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Bölümü A.B.D, Bursa Uludağ Üniversitesi, Türkiye

²Mühendislik Fakültesi, Makine Müh. Bölümü, Bursa Uludağ Üniversitesi, Türkiye

(Geliş/Received : 25.05.2023 ; Kabul/Accepted : 10.08.2024 ; Erken Görünüm/Early View : 26.08.2024)

ÖZ

Kanat tasarımında kritik ve dikkat edilmesi gereken parametrelerden birisi de doğal frekanstır. Kanadın doğal frekansının küçük olması kanadın daha fazla yer değiştirmesine neden olur. Diğer taraftan kanadın doğal frekansı ile havanın doğal frekansı eşit olduğunda rezonansa neden olabilir ve bu durumda kanatta yapısal hasar oluşabilir. Kanat doğal frekansını arttırmak için yapılan çalışmalar kanadın rijitliğini artırırken aynı zamanda, kütle artışına neden olabilir. Bu çalışma, kanat kütlelerinin artırılmadan doğal frekansının artırılması amacıyla çok amaçlı optimizasyon problemi kurularak kanat kiriş elemanının optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Kesit geometrisi şekil parametreleri tasarım değişkenleri olarak alınmış, kanat ağırlığının minimizasyonu ve kanadın birinci doğal frekansının maksimizasyonu amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Kanadın hem doğal frekansının artırılması hem de kütlelerinin azaltılması amacıyla çok amaçlı bir optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında kanat iç yapı elemanlarından kiriş elemanının kesit geometrisinin doğal frekans ve ağırlık açısından optimum özelliklere sahip kanat kiriş kesiti tasarlanması amaçlanmıştır. Optimizasyon işlemini gerçekleştirmek için Ansys Workbench ortamında parametrik geometri modeli oluşturulmuş, kanat üzerinde oluşan basınç hesaplanmış, statik analiz ile gerilme ve yer değiştirme, modal analiz ile doğal frekans hesaplanmıştır. Cevap yüzey yöntemi ile yapılan optimizasyon çalışması çok amaçlı genetik algoritma ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda kanat birinci doğal frekansında % 14 artış sağlanırken aynı zamanda kanat ağırlığında yaklaşık %5 hafifleme sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler – Kanat, kiriş kesiti, doğal frekans, cevap yüzey yöntemi, optimizasyon

Multi-Objective Optimization of an Aircraft Wing Spar Section

ABSTRACT

Natural frequency is a critical parameter in wing design. The fact that the natural frequency of the wing is small causes the wing to displace more, while at the same time, it can cause resonance when the natural frequency of the wing and the natural frequency of the air are equal. Studies carried out to increase the natural frequency of the wing can increase the rigidity of the wing while increasing its mass. This study identified a multiobjective optimization problem for increasing the natural frequency of wings without increasing the wing mass. For this objective, optimization of the wing spar element was carried out. The wing cross-sectional geometry parameters are taken as design variables. Minimizing the weight of the wing and maximizing the first natural frequency of the wing are defined as objective functions. A multiobjective optimization study was carried out to increase the natural frequency of the wing and reduce its mass. This research aims to design a wing spar section with optimum properties in terms of natural frequency and weight of the cross-sectional geometry of the spar element from the wing internal structure elements. To perform the optimization process, modeling the parametric geometry, calculation of the pressure distribution on the wing, stress and displacement by static analysis, and calculation of the natural frequency by the modal analysis model was constructed via the Ansys Workbench environment. A multiobjective genetic algorithm was used in the optimization study using the response surface method. As a result of the study, the wing's first natural frequency increased by 14%, and the wing mass decreased by about 5%.

Keywords – Wing, wing section, natural frequency, response surface methodology, optimization

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

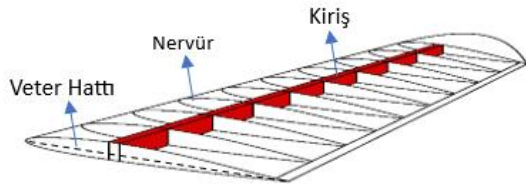
Bir uçağın en hayati parçalarından biri de içinde yakıt depoları bulunan ve kalkış, tırmanma, seyir, gezinme ve iniş gibi çeşitli durumlarda yükün önemli bir bölümünü taşıyan kanatlardır [1]. Bu yükleri karşılayabilmek için kanatlarda nervür ve kiriş yapısal parçaları bulunur. Bu çalışmada özellikle kiriş yapıların kesit geometrilerine odaklanılmaktadır.

Uçak kanat kirişinin bir şematik gösterimi Şekil 1'de verilmiştir. Kiriş elemanları, kanadın temel parçalarının başında gelmektedir.

Uçağın kanat kökünden kanat ucuna doğru uzanan ve kanadın gövde ile bağlantısını sağlayan elemandır. Kirişler veter hattına dik veya açılı şekilde olabilirler. Uçak türüne göre kanatta yer alan kiriş sayısı tek, iki veya daha fazla olabilir. Kanadın taşıma kuvvetini ve diğer yükleri gövdeye kirişler aktarır ve gövde-kanat ana

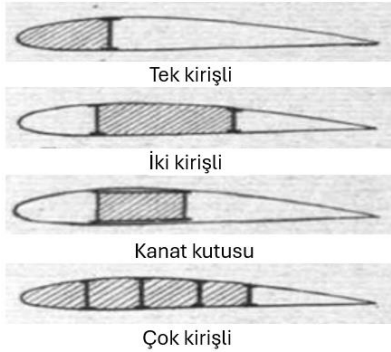
*Sorumlu Yazar (Corresponding Author)
e-posta : hakandemir@uludag.edu.tr

bağlantıları kirişler üzerinden olur. Aerodinamik yükler nedeni ile oluşan eğilme ve burulma momentlerinin büyük bir kısmını kirişler karşılamaktadır [2].



Şekil 1. Kanat kiriş şematik gösterimi (Schematic representation of aircraft wing spar)

Yüksek hızlarda aerodinamik etkiler nedeniyle kiriş yönünde burulma yükleri etki eder ve bu yüklerde yukarı ve aşağı bükülmeler ve atalet etkileri ağırlıklı olarak kirişler tarafından taşınır [3]. Öte yandan, sürüklenme kuvvetleri ve kiriş yönündeki burulma yükleri esas olarak kanat yüzey kaplaması ve nervürler tarafından taşınır [3]. Kiriş geometrisi, sayıları, konumları ve malzemeleri kirişlerin ana tasarım parametreleridir. Kirişlerin konumu ve geometrileri; rijitliği, ağırlığı ve çarpıntı hızını önemli ölçüde etkiler [4]. Kanat tasarımında tek kirişli [5,6,7], iki kirişli [8,9], kutu kirişli [10] ve çok kirişli [11,12,13] olmak üzere farklı sayıda kirişe sahip kanatlar tasarlanmıştır. Farklı sayıda kirişe sahip kanat kesit geometrileri Şekil 2'de gösterilmiştir.



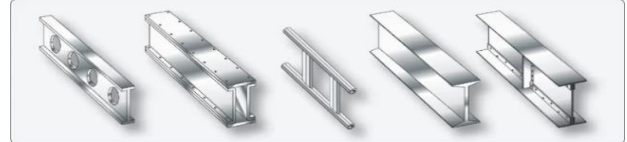
Şekil 2. Farklı kiriş sayısına sahip üç genel kanat yapısı. (Three general types of wing constructions with different number of spar) [14].

Tek kirişli kanatlar daha çok planör gibi hafif hava taşıtlarında, çok kirişli kanatlar ise genel olarak kargo uçakları gibi ağır hava taşıtlarında kullanılmaktadır. İki kirişli kanat tipleri genellikle tek motorlu veya küçük ticari uçaklarda kullanılır.

Kirişler, belirli amaçlar için çeşitli şekil ve malzemelerden yapılabilir. Ahşap, ultra düşük maliyeti ve ağırlığı nedeniyle küçük uçaklarda kullanılır; alüminyum alaşımı veya titanyum gibi metaller, yüksek mukavemetleri ve nispeten düşük ağırlıkları nedeniyle kullanılır; kompozitler, özellikle karbon elyaf takviyeli polimerler, çeşitli boyutlardaki düzlemlerde çok yüksek mukavemet-ağırlık oranları nedeniyle kullanılmaktadır [3].

Kanat kirişleri Şekil 3'te gösterildiği gibi çok farklı kesit şekillerinde tasarlanabilir. Bu çalışma kapsamında yolcu uçaklarında da sıklıkla kullanılan, Şekil 3'te de gösterilen ve en verimli kiriş tipi olan I kiriş tipi seçilmiştir.

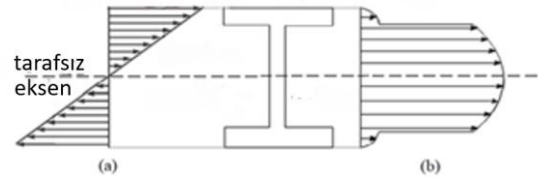
Kirişlerin kanat içindeki yeri önemli bir parametredir. Kanat üzerine gelen yükün kanat yüzeyindeki dağılımına göre uygun bir kiriş dizilimi gerçekleştirilmelidir. Literatür taramasına göre kirişler sırasıyla veter hattının %20 ve %70'ine yerleştirilmiştir.



Şekil 3. Farklı kiriş türleri (Different types of spars)[15]

Farklı amaçlar için çeşitli şekillerde kirişler tasarlanabilirler. Ancak uğraşılması gereken ortak sorun, kanatlarda meydana gelen büyük bükülme yüklerine dayanmaktır. Eğilme, kirişlerde normal ve kayma gerilmelerine neden olur.

Bu yüklerin üstesinden gelmek için yaygın olarak kullanılan kirişlerden biri, yapıları özel olarak tasarlandığından I kirişlerdir. Flanşları normal gerilimi taşır ve kiriş genişliği esas olarak kesme gerilimini taşır. Bir I kesitteki gerilme dağılımları Şekil 4'te verilmiştir.



Şekil 4. Bir I-kirişin eğilme yükü altındaki gerilim dağılımlarının şematik gösterimi. (a) Normal ve (b) kayma gerilimi. (Schematic representation of the stress distributions of an I-beam under bending load. (a) Normal and (b) shear stress) [3].

Kanat kiriş üzerine yapılan çalışmalar incelendiğinde, Lovely Son ve ark. [16]'nın yaptığı çalışmada kiriş kesitinin optimize edilmesi sonucunda, kütlelerin %3.4 artmasına rağmen 1.doğal frekansın % 22.9 arttığı gösterilmiştir.

Xie ve Rais-Rohani [17], güvenilirlik, üretilebilirlik ve maliyet kısıtlamaları olan uçak yapıları için olasılıksal bir tasarım optimizasyon yöntemi geliştirmişlerdir. Yöntem, iki ek kullanılarak birleştirilmiş üç parçalı, Alüminyum 2024-T3'ten yapılmış konik bir I-kiriş kanat kirişine uygulanmıştır. Sonuçlar, ağırlıkta önemli bir azalma olduğunu gösterilmiştir.

Adam ve ark. [18], üç farklı işlevsel fonksiyon kullanarak İHA kanat yapısının optimal tasarımını elde etmek için evrimsel bir algoritma geliştirmişlerdir. Bu çalışmada, kanat kirişinin kesit profilini değiştirerek İHA yapısının

birinci doğal frekansını artırma yöntemi gerçekleştirilmiştir.

Phyo Wai Aung ve ark. [19]'nın iki kirişli kompozit bir kanat ile yaptığı çalışmada 4 farklı kompozit katman yapısı kullanılmış, minimum kanat ağırlığı ve minimum yer değiştirme sonucu optimal katman yapısı elde edilmiştir. Kompozit malzeme kullanımı ile alüminyum malzemeye göre %60 hafifleme sağlanmıştır.

Bhachu ve ark. [20], hasara dayanıklı hava aracı yapıları için üretim ve kalite toleranslarıyla performans maliyetini modelleyen olasılıksal bir maliyet modeli geliştirmişlerdir. Alüminyum alaşımından yapılmış I ve C şeklindeki kirişlere sahip bir kanat modeli optimizasyon için kullanılmıştır. İş jeti kanat gövde montajlarından elde edilen hata verileri bu çalışmada kullanılmış vey yaklaşık %8' lik toplam maliyet azalması elde edilmiştir.

Girdi parametrelerinin deney veya analiz sonuçlarını ne şekilde etkilediğini belirlemek ve sistemin yerine geçecek bir vekil model oluşturma yöntemine cevap yüzey yöntemi denir. Cevap yüzey yöntemi oluşturulması için deney veya analiz ile elde edilmiş bir veri seti gerekir. Veri seti oluştururken kullanılan parametreler rastgele oluşturmak yerine istatistiksel örnekleme metodları kullanılarak daha az deney ile daha iyi tahmin yeteneğine sahip cevap yüzeyi oluşturulur. Cevap yüzey yönteminde kullanılmak üzere birçok örnekleme metodu vardır. Örnekleme metodlarından hangisi ile oluşturulan veri setine daha uygun olduğunu bulmak için test edilip istatistiksel olarak yorumlanmalıdır. Hangi model daha az hatayla tahmin yeteneğine sahipse o model kullanılmalıdır.

Havacılık çalışmalarında da cevap yüzey yöntemi kullanılarak yapılan çalışmalar mevcuttur [21,22,23]. Kuran ve ark. [24], titreşim yüklerinin roket motorları üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Çalışmada, farklı taşıma senaryoları için analizlerde kullanılacak yükler, cevap yüzeyi yöntemi yardımıyla elde edilmiştir [24].

Berkay [25], tez çalışmasında cevap yüzey yöntemi ve açık kaynak kodlu çözümü kullanarak 3 boyutlu akış çözümleri ve cevap yüzey yöntemi kullanılarak bir kanadın aerodinamik şeklinin eniyilemesi gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada kanat kiriş kesitinin hem ağırlığın azaltılması hemde birinci doğal frekansın artırılması için optimum boyutlarının bulunması amaçlanmıştır. Kanat kiriş boyutları parametrik olarak Ansys Design Modeler modülünde tasarlanmış, Fluent yazılımı ile aerodinamik analizler gerçekleştirilirken, Ansys Mechanical ile statik ve dinamik analizler yapılmıştır. Aerodinamik analiz ile elde edilen basınç dağılımı yapısal analizlerdeki kanat modellerine tek yönlü akış-yapı etkileşimi (one way-FSI) kullanılarak aktarılmıştır. Optimizasyon için çok sayıda iterasyon gerekeceği için cevap yüzey yöntemi kullanılarak sistemin matematiksel modeli oluşturulmuş ve optimizasyon yeni model üzerinde yürütülmüştür. Optimizasyon algoritması olarak Çok Amaçlı Genetik

Algoritma (MOGA) kullanılarak kanat kiriş boyutları optimize edilmiştir [26,27,28,29].

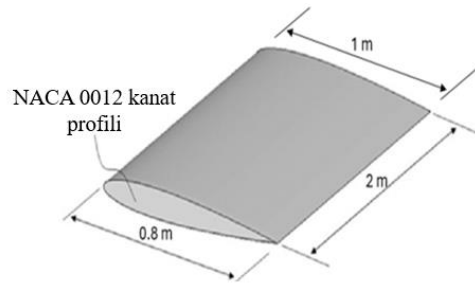
Literatürde hava taşıtlarının kanat kesit optimizasyonları ile ilgili çalışmaların yetersiz olduğu görülmüştür. Ağırlık azaltımı hem hava, hem de kara araçları için günümüzde en önemli araştırma ve geliştirme çalışmalarını oluşturmaktadır. Kütle azaltımı ile yapının rijitliğinin azalması ve dolayısıyla birinci doğal frekansının da azalması söz konusu olabilir. Literatürde kanat kiriş yapılarında sıklıkla I tipi kiriş kesiti kullanıldığı görülmektedir [7,30,31,32,33]. I tipi kiriş kesiti için boyut optimizasyonu ile ilgili bir çalışmaya literatürde rastlanmamıştır ve bu nedenle bu çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma ile kanat kiriş kesiti optimize edilerek, kütle azaltımı yapılırken birinci doğal frekans artırılmış ve böylece rezonans için emniyetli bölge genişletilmiştir. Cevap yüzey yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen çok amaçlı optimizasyon çalışması sonucunda kanat ağırlığı %14 azaltılırken aynı zamanda kanat birinci doğal frekansında da %5 artış sağlanmıştır.

2. MATERYAL VE METOT (MATERIAL and METHOD)

Bu çalışmada, hem kanadın ağırlığının azaltılması ve 1. Doğal frekansın artırılması amacıyla, kanat kiriş boyut geometrik parametrelere sahip bir kanat modeli üzerinde optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Kanat tasarımı, özellikle ağırlık azaltma ve titreşim frekansının iyileştirilmesi gibi kritik unsurları içerir. Bu bölümde, kanat modelinin oluşturulması ve optimize edilmesi sürecinde izlenen yöntemler detaylandırılacaktır.

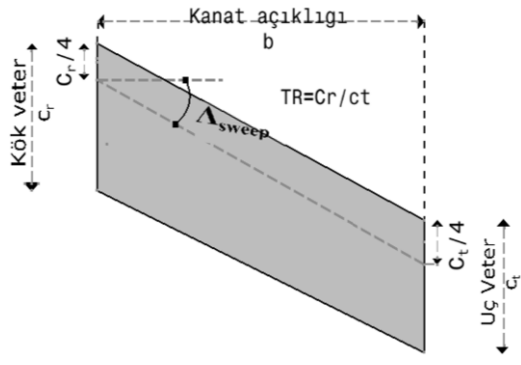
2.1. Kanat Modeli (Wing Model)

Bu çalışma kapsamında optimize edilmesi amaçlanan kanat modeli oluşturulurken hem uç hem de kök veterde Şekil 5'te verilen çalışmada kullanılan kanat modeli NACA 0012 kanat profili kullanılarak oluşturulmuştur.



Şekil 5. NACA 0012 kanat profiline sahip kanat modeli (Wing model with NACA 0012 airfoil)

Kanadın dış geometrisi tasarlanırken kullanılan geometrik boyutlar genellikle Şekil 6'da da gösterildiği gibi kanat açıklığı (b), sivrilme oranı (TR), çeyrek veter ok açısıdır (Asweep). Kanat modelinin geometrik boyutları Çizelge 1'de gösterilmektedir.



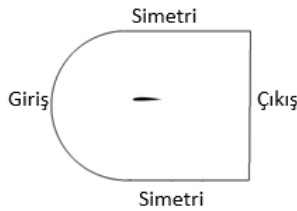
Şekil 6. Kanat geometrisi tasarım parametrelerinin şematik gösterimi (Schematic representation of wing geometry design parameters)

Çizelge 1. Kanat geometrisi tasarım parametreleri (Wing geometry design parameters)

Sembol	Parametre	Değer
C_r	Kök veter uzunluğu	1 m
C_t	Uç veter uzunluğu	0.8 m
b	Kanat açıklığı	2 m
TR	Sivrilme oranı	0.8
Λ_{sweep}	Çeyrek veter ok açısı	45°

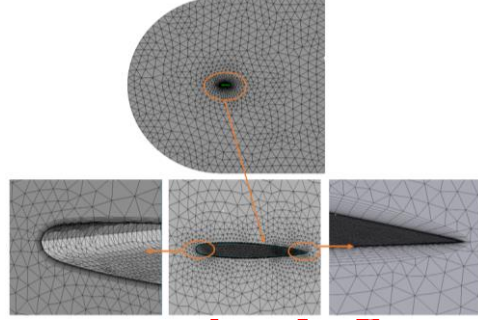
2.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Modeli (Computational fluid dynamics model)

Kanat üzerine etki eden basınç yüklerini bulmak için ticari bir sonlu hacimler çözücüsü olan ANSYS Fluent yazılımı kullanılmıştır. Ansys Fluent yazılımı ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği hesaplamaları yapılmıştır. Kanat modeli literatürde sıklıkla kullanılan C tipi bir kontrol hacmine alınmış ve akış bu kontrol hacmi içerisinde sağlanmıştır [34,35,36]. C tipi hesaplama alanı kullanılmasının nedeni giriş hızının doğru hücum açısında kanata gelmesidir [37]. C tipi çözüm ağı alanı oluşturularak havanın giriş hızının kanat profiline ulaşırken doğru ayarlanmasının yanında Yousefi K. ve Saleh R'nin belirttiği gibi bu modelin ağı yapısının ortogonal kalitesini ve çarpıklığını da iyileştirmektedir [38]. Şekil 7'de yer alan hesaplama alanı Akın A.G 'nin çalışmasına benzer şekilde oluşturulmuştur. Belirlenen akış hacminin boyutları, kanat modeli üzerinde aerodinamik performansa etkisinin olmayacağı değerlerde belirlenmiştir [39].



Şekil 7. C tipi hesaplama alanı (C type Computational Domain)

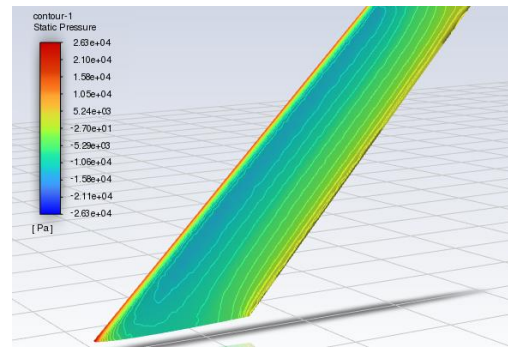
Hesaplamalı akışkanlar modeli için oluşturulan ağı yapısı Şekil 8'de gösterildiği gibi analizlerin daha kısa sürede tamamlanması için kanat geometrisine yakın bölgelerde diğer kısımlara göre daha küçük boyutlu elemanlar kullanılarak daha yoğun hücre sayısı ile oluşturulurken, ölü akış bölgesinde daha düşük yoğunlukta hücre sayısı kullanılmıştır.



Şekil 8 Hesaplamalı akışkanlar dinamiği için kullanılan ağı yapısı. (Mesh used for computational fluid dynamics)

Sınır şartları olarak yüksek bir hız olan 0.6 Mach hız, 288.15 K sıcaklık ve 101325 Pa basınç altında gerçekleştirilmiştir. Akış analizleri ideal akış kabulü ile yapılmıştır. Bu çalışmada kanat ve roket gibi yapıların dış akış analizlerinde literatürde sıklıkla kullanılan Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır [40,41]. Bu modelin kısa zamanda daha doğru sonuç verdiği bilinmektedir. Bu model, Tola'nın 0.6 Mach hızında mühimmat kanadı ile yaptığı çalışmada [42] ve Kostić'in 2 Mach hızında yaptığı çalışmada da kullanılmıştır [43].

Yaklaşık 500 iterasyon sonucu yakınsama sağlanmıştır ve analiz sonucu kanat üzerinde oluşan basınç dağılımı Şekil 9'da gösterilmektedir.



Şekil 9. Kanat üzerinde oluşan basınç değerleri (Pressure values on the wing)

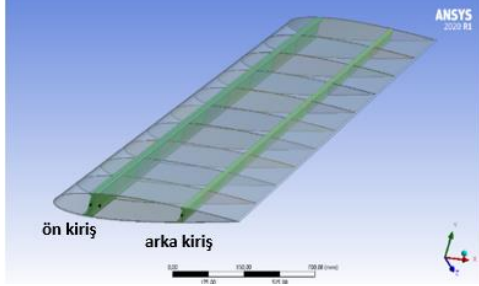
Kanat üzerinde oluşan basınç dağılımı incelendiğinde, kanadın altında yüksek basınç oluşurken kanadın üstünde ise düşük basınç oluşmaktadır. Basınç dağılımı yapısal analizler için yapısal sonlu elemanlar modeli üzerine transfer edilmiştir.

2.3. Yapısal Sonlu Elemanlar Modeli (Structural Finite Element Model)

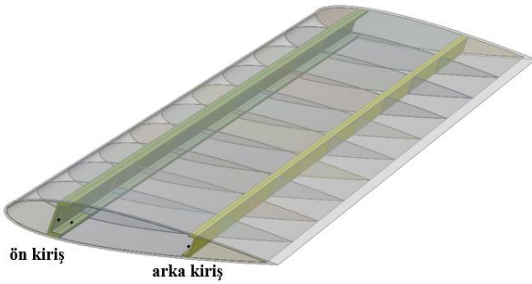
Bu çalışma sırasında hem statik analiz, hem de modal analiz gerçekleştirebilmek için iki farklı sonlu elemanlar

modeli kullanılmıştır. Statik ve modal analiz modelinde kullanılan geometri, çözüm ağı ve eleman özellikleri birbirleriyle tamamen aynıdır. Ansys Design Modeller ortamında parametrik olarak oluşturulan geometri şekil 10(a) 'da gösterildiği gibi, 2 kiriş ve 11 adet nervür elemanından oluşmaktadır.

Kanat taşıyıcı kiriş kesiti olarak I ve C kesitleri ele alınmış ve hesaplamalar her iki kiriş tipi için de aynı sınır koşulları altında gerçekleştirilmiştir. Kullanılan I ve C kiriş kesitleri Şekil 10'da görülebilir.



(a) I kesit



(b) C kesit

Şekil 10. Parametrik kanat modeli (Parametric wing model)

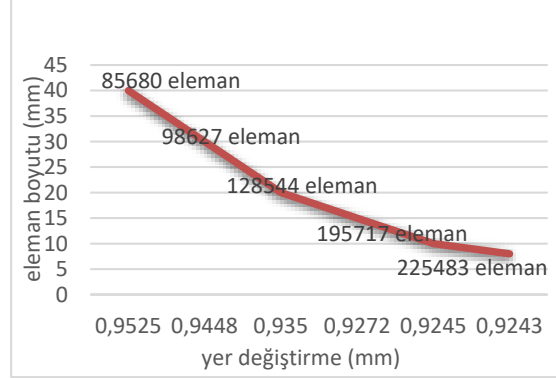
Modal analiz sonucunda kanadın birinci doğal titreşim frekansı elde edilmiş statik analiz ile yer değiştirmeler ve kanat üzerinde oluşan gerilmeler hesaplanmıştır.

Kanat modeli iki analiz çalışmasında kök kısmından ankastre kiriş olarak sabitlenmiştir. Yapısal sonlu elemanlar modeli oluşturulurken eleman boyutuna karar vermek için çözüm ağı yakınsama işlemi yapılmış ve en uygun eleman boyutunun 10 mm olduğu kararlaştırılmıştır. Şekil 11'de yapısal kanat modeli için yapılan yakınsama işlemi gösterilmektedir.

Şekil 11 de grafik üzerindeki değerler, mesh boyutuna karşılık gelen eleman sayılarını belirtmektedir. Yakınsamanın sağlandığı 8 mm mesh boyutu ile gerçekleştirilen analize göre 40 mm mesh boyutu ile gerçekleştirilen analiz arasında yaklaşık % 2.94 hata, 30 mm mesh boyutunda % 2.15 hata, 20 mm mesh boyutunda % 1.12 hata söz konusudur. 15 mm mesh boyutunda ise hata % 0.4 olmuştur.

Optimizasyon çözüm algoritmaları iteratif bir yöntemle çözüme ulaşırken sonlu elemanlar modelinin tekrar tekrar çözülmesi gerekir.

Çok uzun ve zaman alan bu süreç, sonlu elemanlar modeli yerine geçecek cevap yüzey yöntemi ile kısaltılabilir. Bu nedenle bu çalışmada, cevap yüzey modeli oluşturulmuş, optimizasyon çalışması bu model üzerinden gerçekleştirilmiştir.

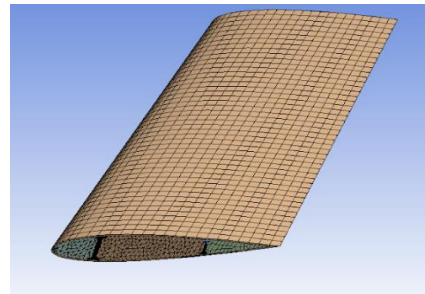


Şekil 11. Çözüm ağı yakınsama grafiği (mesh convergence graphics)

Kanat modeli üzerinde statik ve dinamik sonlu elemanlar analizleri yapabilmek için kanadın kiriş, nervür ve kanat yüzeyleri birbirine bağlanıp elemanlara ayırma işlemi gerçekleştirilmiştir.

Kanat nervür, kiriş ve kaplama yapıları farklı eleman tipleri kullanılarak oluşturulmuştur. İnce ve orta kalınlıktaki kabuk yapılar için uygun olan Shell281 elemanı, kaplamanın modellenmesinde kullanılmıştır. Shell281 elemanı kanat tasarımında kullanılması tavsiye edilen bir eleman türüdür [44]. Nervür ve kiriş yapılarının modellenmesinde Ansys programında yapısal ve dinamik analizlerde yaygın olarak kullanılan Solid185 eleman tipi kullanılmıştır [45].

Şekil 12'de sonlu elemanlar çözüm ağına ayrılmış kanat modeli görülmektedir. Kanat sonlu elemanlar modelinde toplam 195717 eleman ve toplam 289936 düğüm noktası mevcuttur.



Şekil 12. Sonlu elemanlar çözüm ağı (finite element mesh)

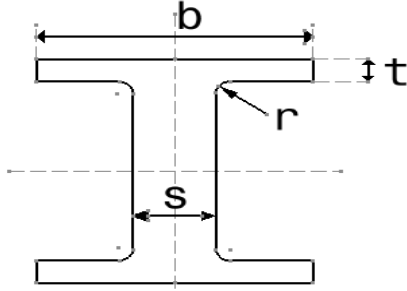
2.4. Kanat Kiriş Modeli (Wing Spar Model)

Bu çalışmada şekil 13'te gösterilen I kiriş modeli kullanılmıştır. Kanat geometrisi airfoil olarak tasarlandığı için kirişi NACA 0012 kanat profiline uygun olarak düzenlenmiştir.

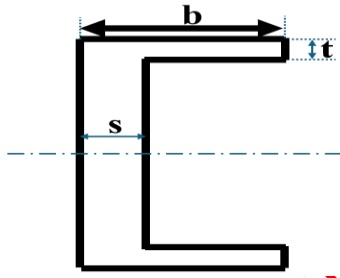
Çalışmada flanş genişliği, flanş kalınlığı, kiriş genişliği ve radyus olmak üzere 4 parametre bulunmaktadır. Kiriş

uzunluğu bir değişken olarak alınmamıştır bunun nedeni kiriş boyunun airfoil ile sınırlandırılmış olmasıdır. Kanatta ön kiriş ve arka kiriş olmak üzere 2 adet kiriş bulunmaktadır (Şekil 10). Arka kiriş airfoil şeklinden dolayı ön kirişe göre daha küçük boyutlarda tasarlanır. Her iki kiriş içinde kesit parametrelerini ayrı ayrı belirlemek yerine 1.kirişin parametrelerinin belirli bir ölçek ile 2.kirişe uygulanarak bu ölçek değeri (m)'de bir tasarım parametresi olarak alınmıştır.

Karşılaştırma yapılarak daha sonra optimize edilmesi hedeflenen I ve C tipi kiriş kesitlerinin tasarım parametreleri sırası ile Şekil 13 ve Şekil 14'te görülebilir.



Şekil 13. Kanat I kiriş kesit modeli (Wing spar cross-section model)



Şekil 14. Kanat C kiriş kesit modeli (Wing spar cross-section model)

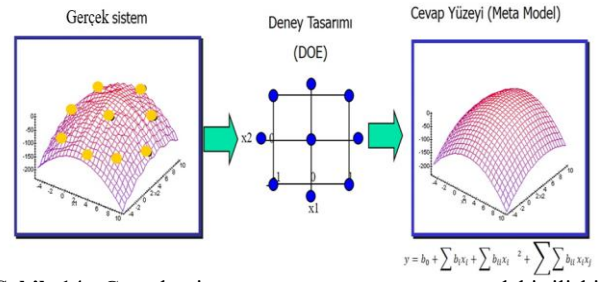
Çizelge 3. Çalışmada kullanılan kanat kiriş kesit parametreleri (The wing spar cross-section parameters used in the study)

Sembol	Açıklama	Birim
b	flaş genişliği	mm
t	flaş kalınlığı	mm
s	kiriş genişliği	mm
r	radius	mm
m	ölçek	-

2.5. Örnekleme Metodu ve Cevap Yüzey Oluşturma (Sampling Method and Responce Surface Modeling)

Bu çalışmada, optimizasyon amaç ve kısıt fonksiyonları cevap yüzey yöntemi kullanılarak elde edilmiştir.

Cevap yüzey yöntemi optimizasyon sürecinde gerçek analiz, simülasyon veya hesaplamaların yerini tutan yaklaşık modellerdir ve gerçek sistem ve cevap yüzey arasındaki ilişki Şekil 14'te gösterilmektedir.



Şekil 14. Gerçek sistem ve cevap yüzey arasındaki ilişki (Relationship between the real system, and response surface model)

Cevap yüzey oluşturma aşamasında ilk önce deney tasarım yaklaşımı ile örnek çözümler oluşturulur ve bu çözümlere göre cevap yüzey modeli oluşturulur. Deney tasarım örnekleme yöntemi olarak birçok yöntem mevcuttur. bunlar Latin Hiperküp, Yüzey Merkezi Kompozit Model, Taguchi, Tam Faktöriyel vd. sayılabilir.

Bu çalışmada daha az deneyle daha iyi tahmin sağlayabilen Yüzey Merkezi Kompozit örnekleme yöntemi kullanılarak 27 adet deney yapılmıştır. Cevap yüzey oluşturmak için Ansys Design Exploration modülünde birçok yöntem mevcuttur bunlardan bazıları; 2. derece polinomlar, Kriging, parametrik olmayan regresyon, sıfır ağı, genetik birleştirme ve aralıklı ızgara yöntemleridir [46].

Bu çalışmada, cevap yüzey yöntemlerinden en uygun olanı belirlemek için her biri aynı deney seti kullanılarak eğitilen modeller ile cevap yüzeyler oluşturulmuş ve tahmin yetenekleri karşılaştırılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde Kriging modelinin daha az hatayla tahmin ettiği görülmüş ve kullanılmasına karar verilmiştir. Kriging metodu kullanarak cevap yüzey oluşturulmuş ve elde edilen cevap yüzeyinin tahmin performansı, Çizelge 4'te verilen 3 farklı tasarım ile test edilmiştir. Cevap yüzey modelinin tahmini ve gerçek sonuçlar Çizelge 5'te verilmiştir. Cevap yüzey modelinin tahmini ile gerçek sonuçlar arasındaki fark %3'ten azdır. Dolayısıyla, cevap yüzey modelinin tahmin yeteneği kabul edilebilir hata oranı içinde kaldığı için doğruluğu kanıtlanmıştır.

Çizelge 4. Cevap yüzey yöntemi tahmini doğrulaması için seçilen tasarım parametreleri.

Tasarım Noktası	Doğrulama için seçilen Tasarım parametreleri				
	b	t	s	r	m
Tasarım 1	26.88	11.9	10.31	6.7	0.56
Tasarım 2	28	14	8.33	6.61	0.48
Tasarım 3	26.41	12.73	9.06	7.42	0.63

Çizelge 5. Cevap yüzey yöntemi tahmini ile gerçek sonuçların karşılaştırılması (Comparison of response surface method estimation with real results)

Tasarım Noktası	Yer değiştirme (mm)		Kütle (kg)		1.Doğal frekans (Hz)	
	tahmin	gerçek	tahmin	gerçek	tahmin	gerçek
Tasarım 1	0.93	0.92	251.61	252.02	16.38	16.72
Tasarım 2	0.92	0.94	246.25	247.63	15.74	15.99
Tasarım 3	0.92	0.89	250.91	252.12	15.77	16.04

2.6. Optimizasyon(Optimization)

Bu çalışma, kanat kirişinin kesit geometri parametrelerini değiştirerek ağırlık azaltma ve birinci doğal frekansını arttırmayı amaçlayan, aynı zamanda kanatta oluşan gerilmenin kanatta hasara yol açmayacak ve kanatta meydana gelen yer değiştirme değerinin ise başlangıçtaki değere göre %5 ten fazla artmadığı optimum kanat kiriş kesit geometrisini tasarlamak amacıyla çok amaçlı bir optimizasyon çalışması yürütülmüştür.

Amaç fonksiyonları denklem 1' de verilmektedir.

$$\min(m_{kanat}), \max(f_1) \quad (1)$$

m_{kanat} kanadın toplam ağırlığını, f_1 kanadın birinci doğal frekansını temsil etmektedir. Optimizasyon kısıtları olan yer değiştirme ve gerilme kısıtları denklem 2'de verilmektedir .

$$g_1 = 1 - \frac{1.05 \cdot \Delta_{max0}}{\Delta_{max}} < 0, \quad g_2 = \sigma_{akma} \frac{1.5}{\sigma_{max}} - 1 < 0 \quad (2)$$

Δ_{max0} ve σ_{max0} değerleri sırasıyla kanatta meydana gelen başlangıç yer değiştirme ve gerilme değerleri iken Δ_{max} ve σ_{max} değerleri ise hesaplanan değerlerdir.

Optimizasyon girdisi olarak kullanılan geometrik parametrelerin alt (S_L) ve üst (S_u) limitleri Çizelge 6'da verilmektedir.

Çizelge 6. Kanat kiriş parametreleri (Wing spar parameters)

Parametreler	Değerler		Başlangıç Değerleri
	S_L	S_u	
b	15	35	25
t	8	16	12
s	8	16	12
r	5	9	7
m	0.4	0.8	0.6

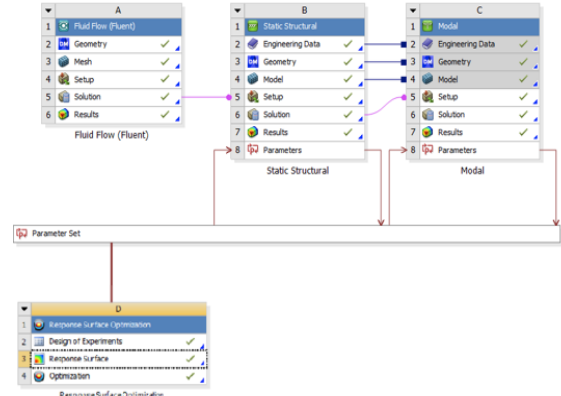
Optimizasyon çalışmasında her iterasyonda statik ve modal analizler gerçekleştirilirken kanat yüzey geometrisi değişmediği için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi sadece başlangıçta kanada etki eden yükleri bulurken çalıştırılmıştır.

4 çekirdekli i7 işlemcili bilgisayar kullanılarak gerçekleştirilen çalışmada eleman sayısına bağlı olarak

üzere tek bir optimizasyon adımının çözümü yaklaşık 25 ile 30 dakika sürmektedir.

Tahmin yeteneği doğrulanmış cevap yüzey yöntemi kullanılarak yürütülen optimizasyon çalışması Ansys response surface optimization toolbox içerisinde yer alan ve literatürde sıklıkla kullanılan çok amaçlı genetik algoritma (MOGA) kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

ANSYS Workbench'te hazırlanan optimizasyon süreci akış şeması Şekil 15'te gösterilmiştir.



Şekil 15. Optimizasyon akış şeması (Optimization flowchart)

3. SONUÇLAR VE TARTIŞMA (RESULTS AND DISCUSSION)

Kanat geometrisinin parametrik olarak oluşturulması ve daha sonra kanat üzerine etki eden basınç yüklerinin bulunması ve bu yüklerin kanatta oluşturacağı yer değiştirme ve gerilmelerin hesaplanması ve ayrıca kanadın birinci doğal frekansın hesaplanması Ansys Workbench ortamında otomatik hale getirilmiştir. Yüzey merkezli kompozit model örnekleme yöntemi kullanılarak oluşturulan 27 adet deney tasarımı yapılmış sonuçlar ile Kriging yöntemi kullanılarak oluşturulan cevap yüzey yöntemi doğrulanarak optimizasyon işleminde kullanılmıştır.

Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA) yöntemi ile gerçekleştirilen optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen Pareto-optimal çözüm kümesinden, kanadın birinci doğal frekansını maksimize eden tasarım noktası seçilmiştir. Bu tasarım noktasının parametreleri Çizelge 7'de sunulmuş olup, başlangıç sonuçlarıyla karşılaştırması ise Çizelge 8'de verilmiştir.

Çizelge 7. Pareto çözüm kümesi parametreleri (Pareto solution set parameters)

Tasarım Noktası	Doğrulama için seçilen Tasarım parametreleri				
	b (mm)	t (mm)	s (mm)	r (mm)	m (-)
Optimum sonuç	34.54	12.63	8.04	7.99	0.43
Başlangıç sonucu	25	12	12	7	0.6

Çizelge 8. Pareto çözüm kümesi ile başlangıç sonuçları karşılaştırılması (Comparison of the Pareto solution set with initial results)

	Yer değiştirme (mm)	Kütle (kg)	1.Doğal frekans (Hz)
Optimum sonuç	0.942	246.15	18.51
Başlangıç sonucu	0.926	258.38	15.91
İyileşme (%)	-	% 4.96	% 14.04

Çizelge 8'de de gösterildiği gibi pareto-optimal kümesinden seçilen optimum sonuç ile referans değerlerin sonuçları karşılaştırıldığında hem kütle azaltılırken hem de doğal frekansta artış sağlanmıştır.

C tipi kesit ile gerçekleştirilen çalışmada da I tipi kiriş kesiti ile yapılan çalışmadaki gibi aynı örnekleme metodu ve aynı cevap yüzey metodu kullanılarak gerçekleştirilmiş ve aynı optimizasyon modeli ile optimizasyon işlemi gerçekleştirilerek bu sayede daha doğru bir karşılaştırma yapılması sağlanmıştır. C tipi kesit için yapılan optimizasyon çalışması neticesinde elde edilen pareto çözüm kümesi içinden seçilen iki adet kiriş modelinin parametreleri Çizelge 9'da verilmiştir.

Çizelge 9. C kesit Pareto çözüm kümesi parametreleri (Pareto solution set parameters for C section)

Tasarım Noktası	Doğrulama için seçilen Tasarım parametreleri			
	B (mm)	t (mm)	s (mm)	m (-)
Optimum sonuç-1	32.50	8	12	0.6
Optimum sonuç-2	27.25	9.20	14.80	0.46

C kesit optimum sonuçlarının, I kesitin optimum sonucuyla karşılaştırılması Çizelge 10'da verilmiştir.

Çizelge 10. C kesit ile I kesit karşılaştırılması. (Comparison of C section and I section results.)

	Yer değiştirme (mm)	Kütle (kg)	1. Doğal frekans (Hz)
Optimum sonuç-1	0.910	258.84	17.74
Optimum sonuç-2	0.960	237.68	18.08
Optimum sonuç (I-kesit)	0.942	246.15	18.51

Çizelge 10'da da gösterildiği gibi C kesit optimizasyon çalışmasından elde edilen optimum sonuç-1, I kesite göre hem daha ağır hem de doğal frekansı düşük olmasına rağmen yer değiştirmeye açısından I kesit kirişe göre daha iyi sonuç vermiştir. Optimum sonuç-2 ise I kesite göre daha hafif olmasına rağmen daha hem doğal frekansı düşük hem de yer değiştirmesi fazladır.

Çizelge 10 incelendiğinde, hem kütlede daha az hem de birinci doğal frekansın daha yüksek olduğu kesit tipi I kesit olarak görülebilir. Zaten eğilmeye maruz kalan kesitler içinde en verimli (kesit alanına göre eğilme rijitliği) kesitin I kesit tipi olduğu bilinmektedir. Bu nedenle en az kütle için kanat yapılarında I kesitin daha uygun olduğu bu çalışmada da ortaya çıkmıştır.

Çok amaçlı optimizasyon problemlerinde elde edilen pareto-optimal kümesi sayesinde son kullanıcının istekleri doğrultusunda istediği tasarım noktasını seçebilme imkanı vermektedir ve bu da kullanıcıya esneklik sağlamaktadır.

4. DEĞERLENDİRME (EVALUATION)

Bu çalışmada, bir hava aracının en önemli yapılarından kanat yapısının dış geometrik boyutlarının değiştirmeden sadece kanadın ana taşıyıcı elemanı olan kiriş elemanının kesit geometrik parametrelerini optimize edilerek kanadın hem kütlelerinin azaltılması hem de birinci doğal frekansın artırılması hedeflenmiştir. Aynı zamanda kanadın rijitliği ve kanadın yapısal anlamda emniyetli olması dikkate alınarak gerçekleştirilen optimizasyon çalışması, cevap yüzey yöntemi ile çok amaçlı optimizasyon algoritması kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon için gerekli amaç ve kısıt fonksiyonlarını elde etmek için sonlu elemanlar yöntemini kullanmak yerine cevap yüzey yönteminin kullanılması ile hem zaman hem de bilgisayar kaynaklarının verimli kullanılması sağlanmıştır. Kanat ağırlığında yaklaşık %5 hafifletme sağlanmıştır. Kanat birinci doğal frekansı yaklaşık %14 artmıştır. Böylece rezonans dışı emniyetli bölge genişletilmiştir. Kanat kirişinin optimum geometrisi için flanş genişliği parametre değerinin en büyük değerinde çıkmış, kiriş genişliği ise alt limite yakın çıkmıştır. Elde edilen değerler ile, kanat içindeki kiriş yapılarının tasarımında referans alınabilecek sonuçlar elde edilmiştir.

TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENTS)

TÜBİTAK 2244 Sanayi Doktora Programı kapsamında verilen bursiyer desteğine teşekkür ederiz (Proje No: 118C100).

ETİK STANDARTLARIN BEYANI (DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

YAZARLARIN KATKILARI (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

Hakan DEMİR: Deneylerin ve simülasyonların yapılması, literatür taraması, şekillerin çizilmesi ve makalenin yazım işlemini gerçekleştirmiştir. / Performed the experiments and simulations, performed

the literature review, created the figures, and contributed to the writing of the manuscript

Necmettin KAYA: Makalenin genel yapı ve kurgusunun oluşturulması ve makalenin yazım işlemini gerçekleştirmiştir. / Structured the overall framework and outline of the manuscript and contributed to the writing of the manuscript.

ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur. / There is no conflict of interest in this study.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Naing Lin Aung, Oleg Tatarnikov., Phyo Wai Aung, "Approach to optimization of composite aircraft wing structure", *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, 9712, 022058, (2020).
- [2] Sohaib, M., "Parameterized Automated Generic Model for Aircraft Wing Structural Design and Mesh Generation for Finite Element Analysis" *Yüksek Lisans Tezi, Linköping's Üniversitesi*, (2011).
- [3] Dogan C. "Design optimization of composite I-beam wing spars with the corrugated web", *Yüksek Lisans Tezi, Mechanical Engineering, Doğu Üniversitesi*, (2014).
- [4] Wan, Z., D. Liu, C. Tang, and C. Yang, "Studies on the influence of spar position on aeroelastic optimization of a large aircraft wing", *Science China Technological Sciences*, 55, 117–124, (2012).
- [5] Grbovic, A. and B. Rasuo, "FEM based fatigue crack growth predictions for spar of light aircraft under variable amplitude loading", *Engineering Failure Analysis*, 26, 5064, (2012).
- [6] Visnjic, G., D. Nozak, F. Kosel and T. Kosel, "Shear-lag influence on maximum specific bending stiffness and strength of composite I-beam wing spar", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 225,501511, (2010).
- [7] Falek, M., E. Szymczyk and J. Jachimowicz, "Study on Possible Replacement of the Aluminum Spar with a Composite Structure Illustrated with the Case of Agricultural Aircraft", *Fatigue of Aircraft Structures*, 8599, (2017).
- [8] Maute, K. and M. Allen, "Conceptual design of aeroelastic structures by topology optimization", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 27, 2742, (2004).
- [9] Lim, J., S. Choi, S. Shin and D. Lee, "Wing Design Optimization of a Solar-HALE Aircraft", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 15, 219231, (2014).
- [10] Bindolino, G., Ghiringhelli, G. L., Ricci, S., and Terraneo, M., "Multilevel Structural Optimization for Preliminary Wing-Box Weight Estimation", *AIAA*, 47(2), 475–489, (2010).
- [11] Mohamed, H.A. and S.Nithiyakalyani, "Design and Structural Analysis of the Ribs and Spars of Swept Back Wing", *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, 4, 208-213, (2014).
- [12] Park, H., "A study on forced vibration behaviors of composite main wing structure of the 20 seat class small scale WIG craft", *Aerospace Science and Technology*, 29, 445-452, (2013).
- [13] Stanford, B. K. ve P. D. Dunning, "Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures Under Aeroelastic Loads", *Journal of Aircraft*, 52, 1298-1311, (2015).
- [14] Lickley, R. L., "Aircraft Construction: A Review of Modern Stressed Skin Systems", Wilkinson Rubber Linatex Ltd., 1-4, Great Tower St., London, E.C.3., (1940).
- [15] Aviation Maintenance Technician Handbook" *Airframe. Chapter 1: Aircraft Structures*, Vol. 1, U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, (2012).
- [16] Lovely Son "The Effect of Wing Spar Cross Sectional Profile Variation on the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Natural Frequency", *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.* 1062 012032, (2021).
- [17] Xie, Q., and M. Rais-Rohani, "Probabilistic design optimization of aircraft structures with reliability, manufacturability, and cost constraints", *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA*, 2003-1631, (2003).
- [18] Adam D and Wiktor K., "The optimal design of UAV wing structure" *AIP Conf. Proc.* 1922 120009, (2018).
- [19] Phyo Wai Aung et al., "Structural optimization of a light aircraft composite wing", *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 709 044094, (2020).
- [20] Bhachu, K. S., R. T. Haftka, G. Waycaster and N. H. Kim, "Probabilistic Manufacturing Tolerance Optimization of Damage-Tolerant Aircraft Structures Using Measured Data", *Journal of Aircraft*, 52, 1412–1421, (2015).
- [21] Hutchison, M.G., Unger, E. R., Mason, W. H., and Grossman, B., "Variable- Complexity Aerodynamic Optimization of an HSCT Wing Using Structural Wing-Weight Equations", *Journal of Aircraft*, 31(1),110-116, (1994).
- [22] R. Sun, G. Chen, C. Zhou, "Multidisciplinary design optimization of adaptive wing leading edge", *Sci. China, Technol. Sci.* 56(7), 1790–1797, (2013).
- [23] Kroo, I., Gallman, J., and Smith, S., "Aerodynamic and Structural Studies of Joined-Wing Aircraft", *Journal of Aircraft*, 28(1),74-81, (1991).
- [24] Kuran, B., Taşkınoğlu, E. E., ve Çiçek, B. C." Effect of vibration loads on the service life of solid rocket propellants." *SAVIAC, 81st Shock and Vibration Symposium*, Orlando, Florida, USA, Ekim 24-28, (2020).
- [25] B. Y. Yıldırım, "Aerodynamic shape optimization of a wing using 3d flow solutions with su2 and response surface methodology," M.Sc. *Yüksek Lisans Tezi, Middle East Technical University*, (2021).
- [26] Wei, W., Peng, F., Li, Y., Chen, B., Xu, Y., Wei, Y., "Optimization Design of Extrusion Roller of RP1814 Roller Press Based on ANSYS Workbench." *Appl. Sci.*, 11(20), 9584, (2021).
- [27] K. Cheng, "Finite element analysis and structural optimization of the box on the ANSYS workbench," *Advanced Materials Research*, 211,434–439, (2011).
- [28] Sun, Y.; Huang, P.; Cao, Y.; Jiang, G.; Yuan, Z.; Dongxu, B.; Liu, X., "Multi-objective optimization design of ladle refractory lining based on genetic algorithm.", *Front. Bioeng. Biotechnol.* 10, 900655, (2022).
- [29] Lee, S. H., and Lee, J., "Optimization of three-dimensional wings in ground effect using multiobjective

- genetic algorithm.” *Journal of Aircraft*, 48(5), 1633-1645, (2011).
- [30] Bruce RR. “Initial and progressive failure analysis of a composite wing spar structure” *JMech Eng* 2017; 14(2): 167–183, (2017).
- [31] Ajith V S, Dr. Ravi Kumar Paramasivam, “Study of Optimal Design of Spar Beam for the Wing of an Aircraft,” *Journal of Aircraft*,5,179-187, (2017).
- [32] Martinez, M. P., A. Messac and M. Rais-Rohani,” Manufacturability Based Optimization of Aircraft Structures Using Physical Programming “, *AIAA*, 39,517-525, (2001).
- [33] Li, H., L. Zhu, G. Sun, M. Dong and J. Qiao, Deflection monitoring of thin-walled wing spar subjected to bending load using multi-element FBG sensors, *Optik*,164, 691-700, (2018).
- [34] Gorgulu Y. F., Ozgur M. A. ve Kose R., “CFD analysis of a NACA 0009 aerofoil at a low reynolds number”, *Politeknik Dergisi* ,24(3): 1237-1242, (2021).
- [35] Fatahian, E., Fatahian, H., Simultaneous effect of suction and cavity for controlling flow separation on NACA 0012 airfoil–CFD approach. *Gazi University Journal of Science* 34 (1), 235–249, (2021).
- [36] Steenwijk, B.; Druetta, P. Numerical Study of Turbulent Flows over a NACA0012Airfoil: Insights into Its Performance and the Addition of a Slotted Flap. *Appl. Sci.*13(13), 7890, (2023).
- [37] Yılmaz, M., Köten, H., Çetinkaya, E., Coşar, Z. “A comparative CFD analysis of NACA0012 and NACA4412 airfoils” *Journal of Energy Systems*, 2(4), 145-159, (2018).
- [38] Yousefi, K., Saleh, R. “The effects of trailing edge blowing on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil and optimization of the blowing slot geometry” *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 52, 165-179, (2014).
- [39] Akın A.G., Tanürün H. E. ve Acir A. “Rüzgâr türbinlerinde giriş yapısının performansa etkisinin sayısal olarak incelenmesi”, *Politeknik Dergisi*, 24(3), 1219 - 1226, (2021).
- [40] Selimli S., “Yüzey geometrisinin mermi aerodinamik davranışları üzerine etkisinin nümerik incelenmesi”, *Politeknik Dergisi*, 24(4): 299-304, (2021).
- [41] Kaya A.F., “Investigation of a rib structure effect on the aerodynamic performance of a plain flapped symmetrical airfoil”, *Politeknik Dergisi*,
- [42] Tola, Ceyhan & Cetiner, Abdullah & Güzel, Gökten & Buluş, Halil. “Jenerik bir mühimmat kanadına ait geometrik parametrelerin disiplinler arası çok amaçlı optimizasyonu.” 9. *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, (2022).
- [43] Kostić, C. “Review of the Spalart-Allmaras turbulence model and its modifications to three dimensional supersonic configurations” *Scientific Technical Review*, 65(1): 43-49. (2015).
- [44] Sathyanarayanan, S., Adluri, S. M. R., “Incorporation of Friction Coefficient in the Design Equations for Elevated Temperature Tanks.” *Journal of Pressure Vessel Technology*, 135(2): 021205 (2013).
- [45] *Mechanical APDL Element Reference*, ANSYS Inc, Canonsburg Pennsylvania, PA, USA, 952, (2013).
- [46] *DesignXplorer Optimization Tutorials*, Ansys Inc., (2021).