

## JENERİK BİR MÜHİMMAT KANADINA AİT GEOMETRİK PARAMETRELERİN DİSİPLİNLER ARASI ÇOK AMAÇLI OPTİMİZASYONU

Ceyhun Tola<sup>1</sup>, Abdullah Emre Çetiner<sup>2</sup>, Gökten Güzel<sup>3</sup> ve Halil Buluş<sup>4</sup>  
Aselsan A.Ş., Ankara

### ÖZET

*Hava araçlarının kanatları, farklı disiplinlere ait tasarım kriterlerinin sentezlenmesiyle tasarlanır. Aerodinamik verimi yüksek, mümkün olduğunca hafif ve mukavim bir kanat tasarlayabilmek için disiplinler arası çok amaçlı optimizasyon çalışması yürütülmesi gerekmektedir. Çalışma kapsamında, süper-kritik kanat profiline sahip jenerik bir mühimmat için hem aerodinamik performans hem de yapısal açıdan optimum özelliklere sahip bir kanat geometrisinin tasarlanması amaçlanmıştır. Optimizasyon süreci hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile statik ve modal sonlu elemanlar analizleri adımlarından oluşturulmuştur. Çalışmada iki farklı optimizasyon yöntemi uygulanmıştır. İlk yöntemde bütün sayısal analizler bir fiil çözülmüş ve optimizasyon adımları bu çözümlerden elde edilen sonuçlar kullanılarak ilerletilmiş; ikinci yöntemde ise önce sınırlı sayıda gerçek çözümden faydalanılarak bir cevap yüzeyi oluşturulmuş, doğrulanmış ve ardından cevap yüzeyinin matematiksel modeli kullanılarak sanal optimizasyon süreci yürütülmüştür. Her iki yöntemden elde edilen sonuçlar karşılaştırılarak yöntemlerin avantaj ve dezavantajlarından bahsedilmiştir.*

### GİRİŞ

1903 yılında Wright kardeşlerin gerçekleştirdiği ve sadece 12 saniye süren ilk uçuşun ardından hava aracı kanadı tasarımının önemi fark edilerek; daha hafif, daha sağlam ve aerodinamik açıdan daha verimli kanatların tasarlanabilmesi amacıyla çok sayıda araştırma çalışması yürütülmüştür. Kanat tasarımı, aerodinamik ve mukavemet disiplinlerini içeren disiplinler arası bir süreçtir. Aerodinamik ve yapısal gereksinimlerin kanat geometrisi üzerindeki etkisi birbirlerine zıttır. Dolayısıyla bir kanadın aerodinamik performansı arttıkça genellikle kanat dayanım açısından zayıflar. Hem aerodinamik performans hem de yapısal dayanım açısından en uygun kanadı tasarlayabilmek amacıyla literatürde farklı optimizasyon çalışmaları yürütülmüştür. Benaouali ve Kachel, aerodinamik analizini ANSYS Fluent, yapısal analizini MSC Patran ticari yazılımlarında gerçekleştirdikleri uçak kanadı geometrisini, cevap yüzeyinden elde ettikleri matematiksel modeli kullanarak taşıma katsayısı ve yapısal emniyet faktörünü sabit tutarak, uçuş menziline maksimize edecek şekilde optimize etmişlerdir. Çalışma sonucunda kanat geometrisinin sağladığı menzil % 8.9 oranında iyileştirilmiştir [Benaouali ve Kachel, 2019]. Bons ve Martins bir kanadı hem aerodinamik şekil hem de iç yapısı açısından optimize ederek transonik bir seyir uçuşu sırasındaki yakıt tüketimini en aza indirmeyi amaçlamışlardır [Bons ve Martins, 2020]. Lefebvre ve beraberindekiler, Avrupa Birliği tarafından finanse edilen AGILE projesi kapsamında, kanat ve

<sup>1</sup> Dr., Kıdemli Uzman Müh., Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Sektör Başkanlığı, E-posta: ctola@aselsan.com.tr

<sup>2</sup> Kıdemli Uzman Müh., Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Sektör Başkanlığı, E-posta: aecetiner@aselsan.com.tr

<sup>3</sup> Kıdemli Lider Müh., Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Sektör Başkanlığı, E-posta: goguzel@aselsan.com.tr

<sup>4</sup> Uzman Müh., Mikroelektronik, Güdüm ve Elektro-Optik Sektör Başkanlığı, E-posta: hbulus@aselsan.com.tr

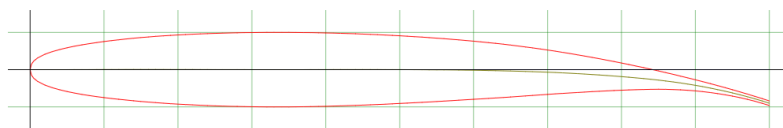
motor hava alığı üzerinde çok disiplinli çok amaçlı optimizasyon çalışmaları yürütmüşlerdir. Bahsi geçen araştırma kapsamında yürütülen çok disiplinli kanat optimizasyonu için John Nash tarafından geliştirilen Oyun Teorisi yöntemi ile Genetik Algoritma yöntemini birleştirerek aerodinamik performans ve yapısal açıdan iyileştirme sağlanmıştır. Aynı zamanda halihazırda var olan optimizasyon yöntemlerine göre çözüm süresi %30 oranında kısaltılmıştır [Lefebvre, Bartoli, Dubreuil ve diğerleri, 2020]. Rajagopal ve Ganguli, Kriging temelli Çok amaçlı Genetik Algoritma yöntemini kullanarak bir insansız hava aracı kanadını aerodinamik performans ve yapısal dayanım açısından optimize etmişlerdir. Aerodinamik performans analizleri için XFLR5 ve yapısal analizler için MSC Nastran yazılımı kullanılmıştır [Rajagopal ve Ganguli, 2009]. Kumano ve beraberindekiler, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ve MSC Nastran tabanlı yapısal-aeroelastik etkileşim kodları arasında bağlaşım kurarak Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi yardımıyla çok disiplinli bir optimizasyon çalışması yürütmüşlerdir [Kumano, Jeong, Obayashi ve diğerleri, 2006].

Günümüzde gelişen teknoloji ile birlikte askeri hava operasyonları gerçekleştirilirken hava araçlarının daha düşük risk ile görevlerini yerine getirebilmeleri amacıyla kanatlı mühimmat sistemleri geliştirilmektedir. Bu sayede hava operasyonunu ifa eden insanlı / insansız hava araçları operasyon bölgesine mümkün olan en uzak konumdan motorsuz mühimmatlarını dahi hedefe gönderebilmektedir. Mühimmatın mümkün mertebe daha uzun menzillere ulaşmasını sağlamak amacıyla aerodinamik performansı yüksek bir kanat geometrisi tasarlanmalıdır. Bunun yanı sıra kanat, uçuş zarfındaki en kritik manevra yüklerinde yapısal bütünlüğünü koruyabilmeli ve kanadın doğal frekanslarının kontrolcünün müdahale frekansının üzerinde olması gerekmektedir. Bahsi geçen farklı disiplinlerin gereksinimlerini karşılayan ve mühimmatı mümkün olan en uzak menzile ulaştıracak bir kanat geometrisi tasarlamak amacıyla çok amaçlı optimizasyon çalışması yürütülmesi gerekmektedir.

Çalışma kapsamında, havadan karaya atılan ve ortalama seyir hızı 0.6 Mach olan jenerik bir mühimmatı maksimum menzile ulaştırabilecek, yapısal ve dinamik gereksinimleri karşılayan en hafif kanat geometrisinin boyutları elde edilmiştir. Kanat açıklığı, kök veter uzunluğu, sivrilme oranı ve ok açısı parametrik olarak ANSYS Workbench üzerinde modellenmiş, aerodinamik analizler ANSYS Fluent, statik ve dinamik analizler ANSYS Mechanical ticari yazılımları aracılığıyla modellenerek çözülmüştür. Aerodinamik analiz çözümlerinden elde edilen kanat yüzeyi üzerindeki basınç dağılımı verisi yapısal analizlerdeki kanat modellerine tek yönlü akış-yapı etkileşimi kullanılarak aktarılmıştır. Optimizasyon sürecinde çok sayıda iterasyon gerekeceği ve her bir iterasyondaki ortalama çözüm süresinin aerodinamik çözüm süresinden kaynaklı olarak uzun süreceği göz önüne alınarak sonraki çalışmalara rehberlik etmesi amacıyla, iki farklı optimizasyon yöntemi denenmiştir. İlk yöntemde (klasik optimizasyon) bütün kanat geometrileri gerçekten çözülmüş ve elde edilen veriler Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi kullanılarak kanat geometrisi optimize edilmiştir. İkinci yöntemde (sanal optimizasyon) ise önce 25 kanat geometrisi Yüzey Merkezli Merkezi Kompozit Model örnekleme yöntemiyle Cevap Yüzeyi oluşturmak amacıyla bir fiil çözülmüş ve bir cevap yüzeyi oluşturulmuş; ardından cevap yüzeyi sonuçları 5 farklı noktada gerçek analiz sonuçları kullanılarak test edilmiş; son olarak Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemiyle gerçekleştirilen optimizasyon sürecinde gerçek çözümler yerine cevap yüzeyinin matematiksel modeli (sanal çözümler) kullanılmıştır. Bu sayede çok daha kısa sürede gerçekleştirilen sanal optimizasyon süreci ile gerçek çözümlerin eksiksiz yapıldığı optimizasyon sürecine ait sonuçlar karşılaştırılarak yöntemlerin uygulanabilirliği irdelenmiştir.

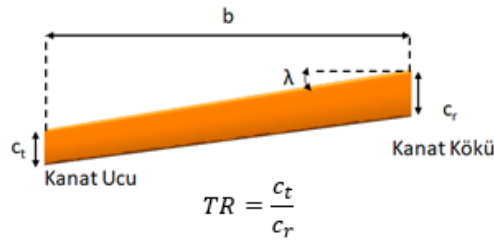
## PROBLEMİN TANIMI

Optimize edilmesi planlanan içi dolu kanat geometrisinin hem kök hem de uç kısmında Şekil 1'de gösterilen SC 1010 süper-kritik kanat profili kullanılmıştır.



Şekil 1: SC 1010 Kanat Profili [AirfoilTools, 2022]

Optimize edilmesi hedeflenen kanat geometrisini boyutlandıran temel parametreler Şekil 2'de gösterilmiş ve Tablo 1'de listelenmiştir.



Şekil 2: Kanat Geometrisini Oluşturan Parametreler

Tablo 1: Kanat Geometrisinin Boyutlandırılmasında Kullanılan Parametreler

Sembol	Açıklama	Birim
$c_r$	Kök Veter Uzunluğu	m
$c_t$	Uç Veter Uzunluğu	m
$b$	Kanat Açıklığı	m
$TR$	Sivrilme Oranı	-
$\lambda$	Ok Açısı	°

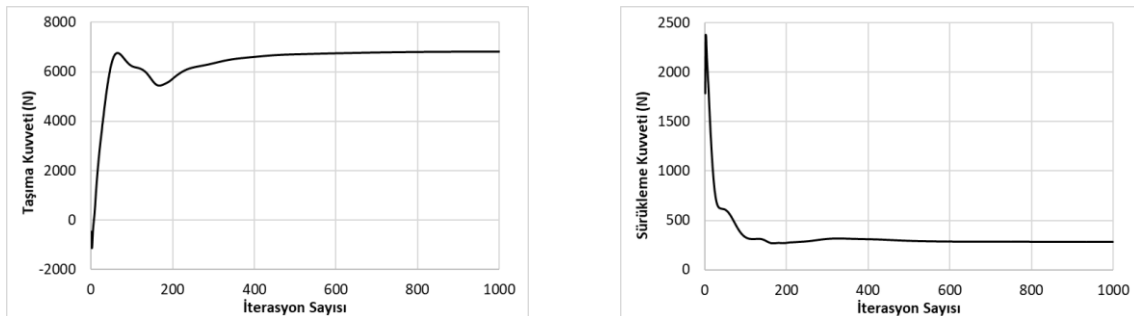
### HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ MODELİ

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri ticari bir sonlu hacimler çözücüsü olan ANSYS Fluent ortamında modellenmiştir. Analizler basınç tabanlı çözücü, ikinci dereceden uzaysal ayrıklaştırma şeması ve Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılarak Tablo 2'de özellikleri belirtilen kritik uçuş koşulunda gerçekleştirilmiştir. Böylece, kanat konfigürasyonunun üzerinde oluşan basınç dağılımı, taşıma ve sürüklenme kuvvetleri elde edilmiştir.

Tablo 2: Uçuş Koşulu Özellikleri

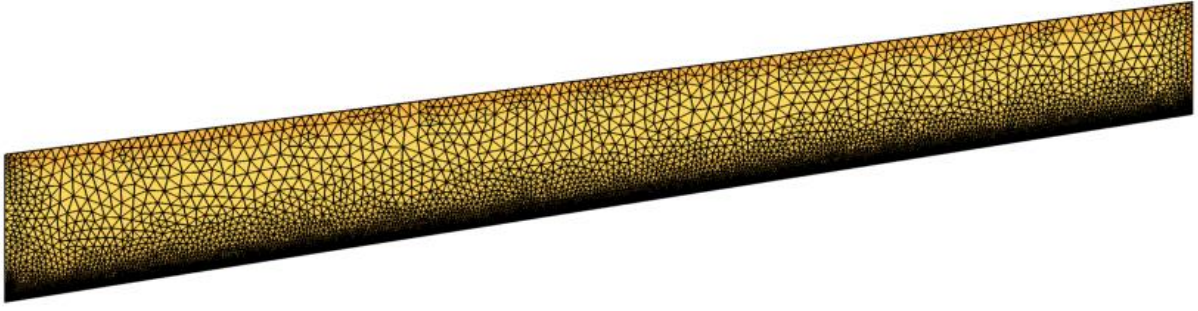
Sembol	Açıklama	Değer	Birim
$M$	Mach Sayısı	0.6	-
$\alpha$	Hücum Açısı	2	°
$T$	Sıcaklık	288.15	K
$P$	Basınç	101325	Pa

Yapılan deneme analizlerinde HAD analizlerinin yakınsaması için 1000 iterasyonun yeterli olduğu tespit edilmiştir. Örnek bir konfigürasyon için taşıma ve sürüklenme kuvveti değerlerinin yakınsama durumu Şekil 3'ten incelenebilir.

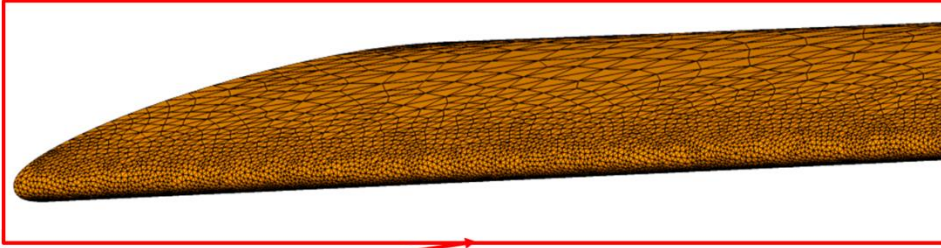


Şekil 3: Örnek Konfigürasyona Ait Yakınsama Grafikleri

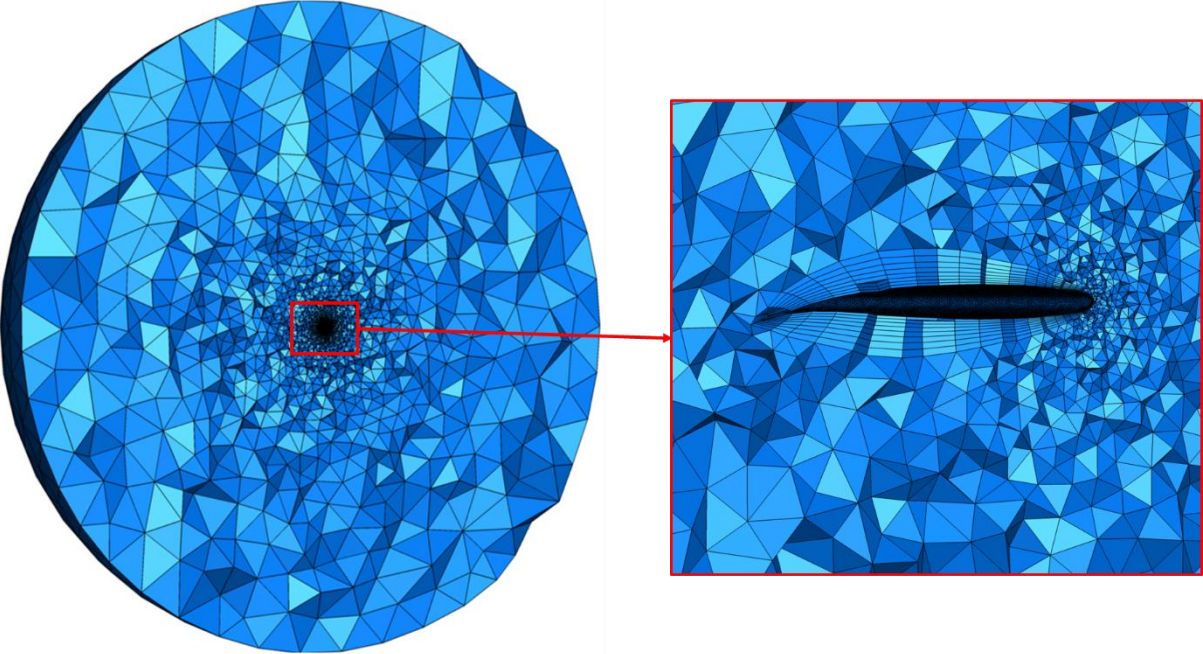
Şekil 4'te örnek bir kanat geometrisi için oluşturulan yüzey ve hacim çözüm ağları paylaşılmış olup ilgili modelde yaklaşık 1.5 milyon yapısız eleman bulunmaktadır.



a) Yüzey Çözüm Ağının Üstten Görünümü



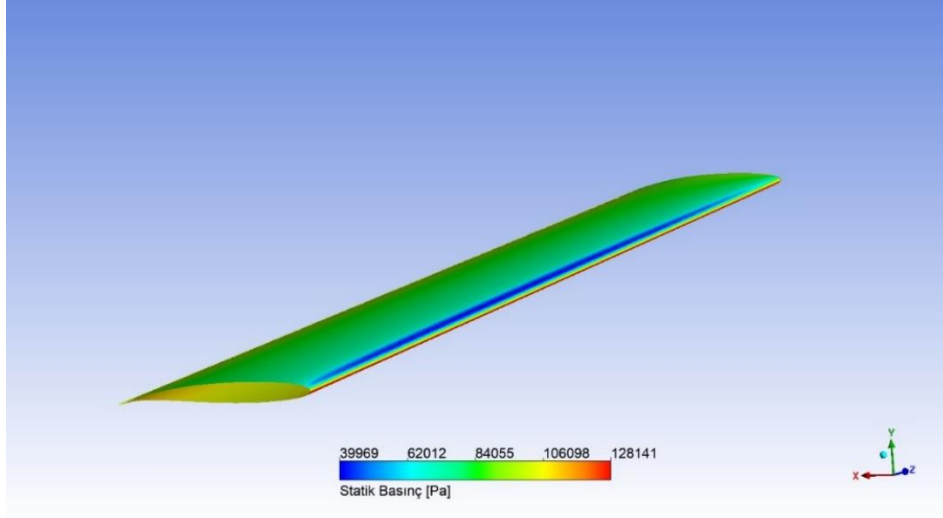
b) Yüzey Çözüm Ağının Hücüm Kenarından Görünümü



c) Hacim Çözüm Ağı

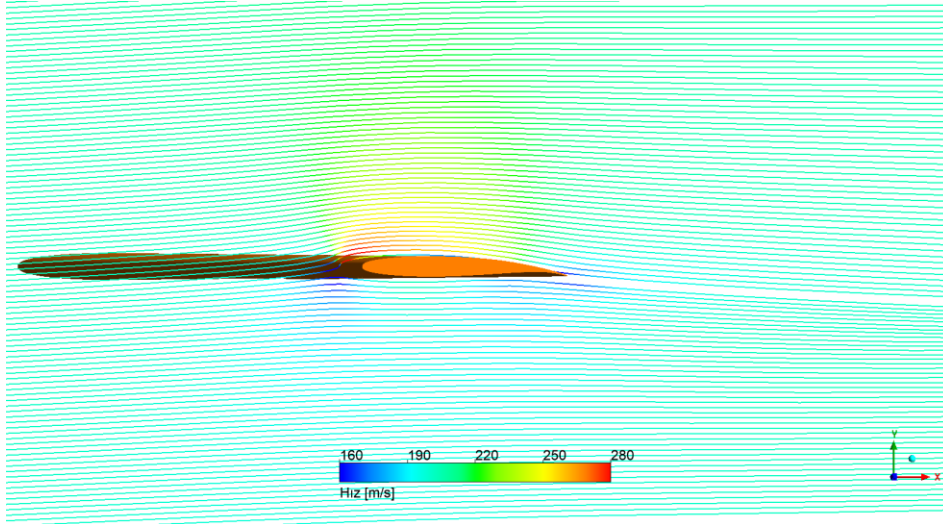
Şekil 4: Örnek Konfigürasyona Ait Akışkanın Çözüm Ağı

Örnek konfigürasyona ait HAD çözümü sonucunda elde edilen statik basınç dağılımı Şekil 5'te sunulmuştur.



Şekil 5: HAD Analizleri Sonucundaki Statik Basınç Dağılımı [Pa]

Örnek konfigürasyona ait HAD çözümü sonucunda elde edilen kanat ucuna yakın bir kesitteki hız dağılımı ve akış çizgileri Şekil 6'da sunulmuştur.



Şekil 6: HAD Analizleri Sonucunda Bir Kesite Ait Hız Dağılımı [m/s] ve Akım Çizgileri

Şekil 5 ve 6 incelendiğinde, 2 derece hücum açısına sahip kanadın önünde oluşan durma noktasında ek yüksek statik basınç ve akışın en yüksek hıza sahip olduğu hücum kenarının hemen üst kısmında en düşük statik basınç değerlerinin oluştuğu gözlenmiştir.

## SONLU ELEMENLAR ANALİZ MODELİ

Çalışma kapsamında modal analiz ve statik analizlerin yürütülmesi için iki farklı Sonlu Elemanlar Analizi (SEA) modeli oluşturulmuştur.

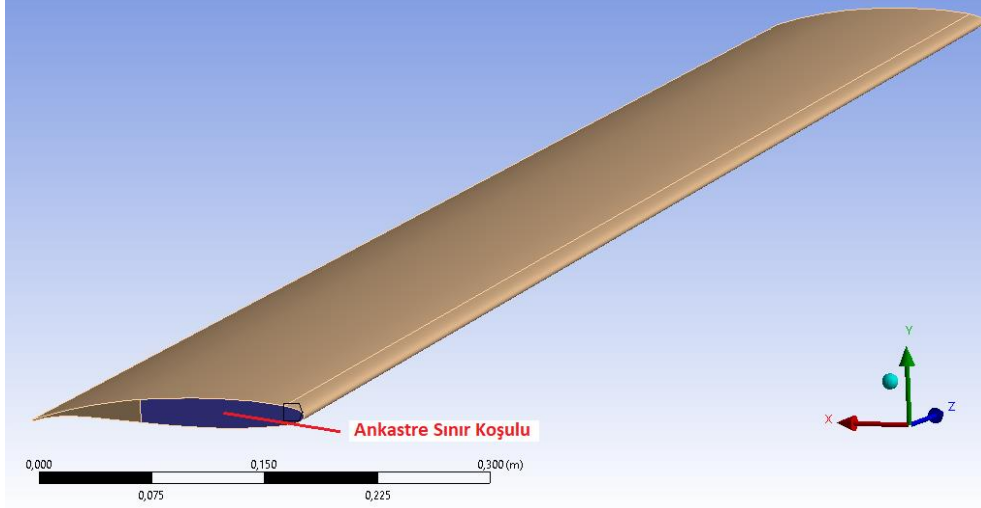
### Modal Analiz Modeli

Modal analiz sürecinde kanadın ilk doğal titreşim moduna ait frekans değerinin elde edilmesi hedeflenmiştir. Kanat, Al 7075 T-651 malzemesinden üretilmiş olup mekanik özellikleri Tablo 3'te listelenmiştir.

Tablo 3: Al 7075 T-651 Mekanik Özellikleri [Matweb, 2022]

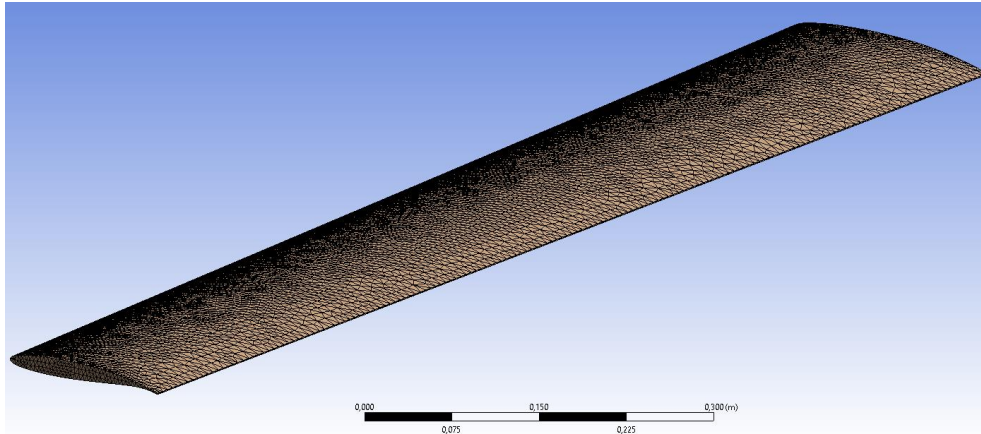
Sembol	Açıklama	Değer	Birim
$E$	Elasitite Modülü	71.3	GPa
$\nu$	Poisson Oranı	0.33	-
$\rho$	Yoğunluk	2810	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma_{akma}$	Akma Dayanımı	503	MPa

Kanat kök kısmının kanadı taşıyan kulp bölgesine bağlandığı yüzeyden ankastre olarak sabitlenmiştir (Şekil 7).



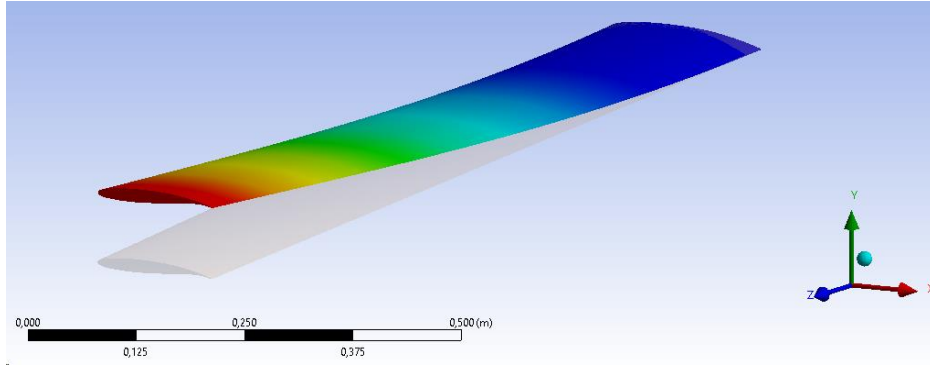
Şekil 7: Sınır Koşulları

Optimizasyon sürecinde kanat boyutu sürekli değişeceği için çözüm ağında tetragonal katı elemanlar kullanılmıştır. Şekil 8'de örnek bir kanat geometrisi için oluşturulan çözüm ağı paylaşılmış olup ilgili modelde 163278 eleman ve 259936 düğüm noktası bulunmaktadır.



Şekil 8: Örnek Konfigürasyona Ait Sonlu Elemanlar Çözüm Ağı

Örnek konfigürasyona ait modal analiz çözümü sonucunda elde edilen mod şekilleri ve frekans değerleri Şekil 9'da sunulmuştur.

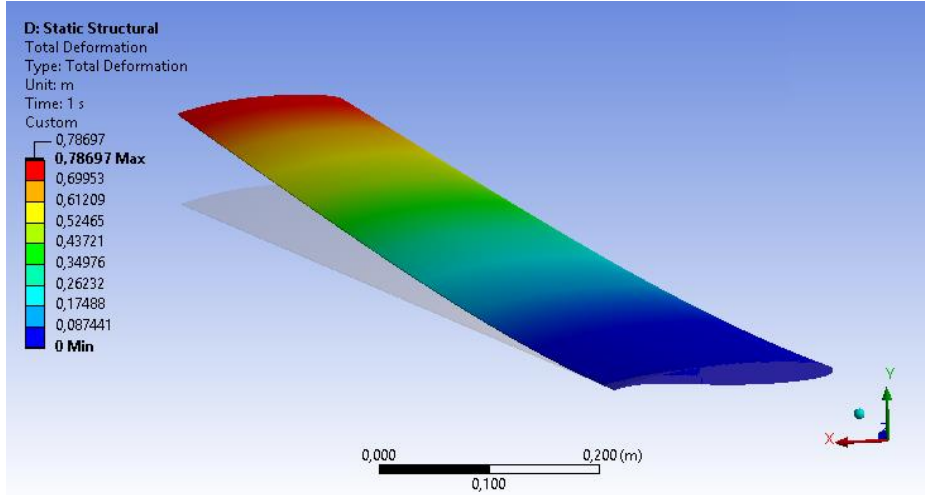


Şekil 9: Örnek Konfigürasyona Ait Modal Analiz Sonuçları ( $f_1 = 5$  Hz)

Eğilme modu olarak isimlendirilen ilk kanat moduna ait frekans değeri bu örnek konfigürasyon için 5 Hz olup; bombayı stabil olarak uçurabilmek ve manevra yapmasını sağlamak amacıyla tasarlanan kontrol sistemine ait müdahale frekansının kanadın herhangi bir doğal frekans değeri ile çakışması önlenmelidir. Bu amaçla kanadın en düşük doğal frekans değerinin en az 10 Hz olması hedeflenmiştir. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen modal analizlerin amacı optimizasyon süresince farklı kanat tasarımlarının bu kısıta uyup uymadığını gözlemlemektir.

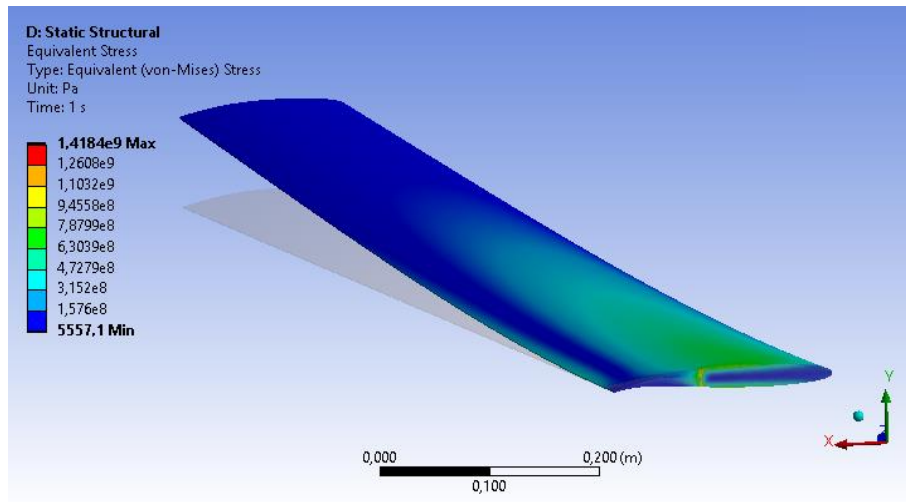
### Statik Analiz Modeli

Statik analiz sürecinde HAD çözümlerinden elde edilen kanat yüzeyi etrafındaki basınç dağılımı altında kanadın üzerinde oluşan von Mises gerilme dağılımı ve taşıma yönündeki yer değiştirme dağılımının elde edilmesi hedeflenmiştir. Kanat kök kısmının kanadı taşıyan kulp bölgesine bağlandığı yüzeyden ankastre olarak sabitlenmiş ve HAD analizlerinden elde edilen basınç bulutu kanat dış yüzeylerine uygulanmıştır. Statik analiz modelinde kullanılan çözüm ağı ve eleman özellikleri modal analiz modelinde kullanılan çözüm ağı ve eleman özellikleri ile aynıdır. Örnek konfigürasyona ait statik analiz çözümü sonucunda elde edilen yer değiştirme ve von Mises gerilmesi dağılımı sırasıyla Şekil 10 ve Şekil 11'de sunulmuştur.



Şekil 10: Statik Analiz Sonucunda Elde Edilen Yer Değiştirme Dağılımı [m]

Statik analiz sonucunda oluşan en büyük yer değiştirmenin kanat ucunda, en yüksek von Mises gerilmesi değerinin kanadın kök kısmında olduğu gözlenmiştir. Bu sonuçlar beklenenle uyumludur. Tasarlanan kanat geometrisinin herhangi bir bölgesinde kritik uçuş koşulu boyunca kanat üzerindeki maksimum von Mises gerilmesi değerinin malzemenin akma dayanımının altında olması gerekmektedir. Ayrıca kanadın elastikiyetinin aerodinamik performans üzerine olan etkilerini en aza indirmek amacıyla kanat ucunda oluşan taşıma yönündeki maksimum yer değiştirme (sehim) değerinin tek kanat açıklığına oranının ( $\Delta_{max}/b$ ) mümkün olduğunda küçük olması hedeflenmiştir.

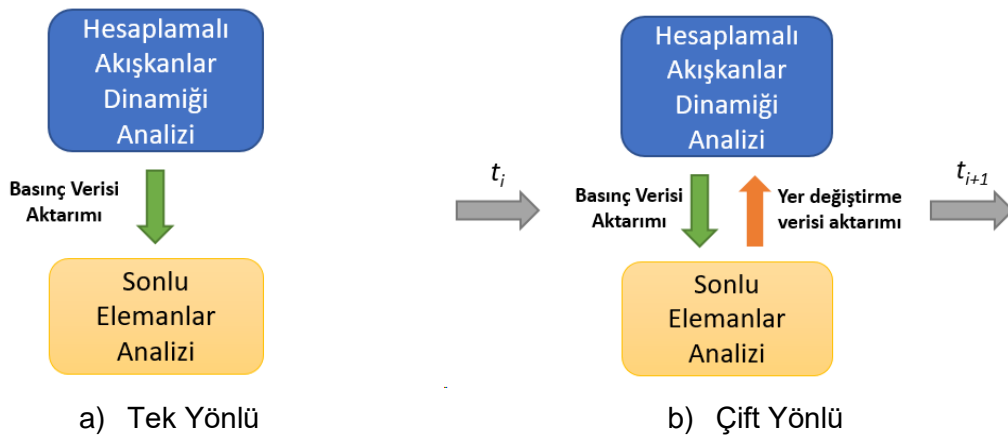


Şekil 11: Statik Analiz Sonucunda Elde Edilen von Misses Gerilmesi Dağılımı [Pa]

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen statik analizlerin amacı optimizasyon süresince farklı kanat tasarımlarının hem akma dayanımı kısıtına uyup uymadığını gözlemlemek hem de kanat ucu sehmini elde etmektir.

### TEK YÖNLÜ AKIŞ-YAPI ETKİLEŞİMİ MODELİ

Tek yönlü akış-yapı etkileşimi kapsamında, önce kanat etrafındaki basınç dağılımı, kanadın rijit (kaskatı) olduğu varsayımı altında gerçekleştirilen HAD çözümü sonucunda elde edilir. Daha sonra bu basınç dağılımının statik analiz modelindeki kanada uygulanması ve analiz çözümüyle süreç tamamlanır. Kanat elastikiyetinin yüksek olduğu durumlarda tek yönlü akış-yapı etkileşimi kullanmak hatalı sonuçların elde edilmesine yol açar. Bu durumda, çift yönlü akış-yapı etkileşimi kullanılabilir. Çift yönlü akış-yapı etkileşimi kapsamında gerçekleştirilen çözümler zamana bağlı çözümlerdir. Her bir zaman adımı için önce HAD ardından SEA modeli çözümleri gerçekleştirilir. SEA çözümlerinden elde edilen deforme olmuş geometri üzerinde bir sonraki zaman adımı için HAD analizi gerçekleştirilir ve bu süreç çözüm süresince devam ettirilir. Tek ve çift yönlü akış-yapı etkileşimi süreçleri Şekil 12’de görselleştirilmiştir.



Şekil 12: Akış-Yapı Etkileşimi Süreci [Ezkurra, Esnaola, Martinez-Agirre ve diğerleri, 2018]

Çift yönlü akış-yapı etkileşimi, tek yönlü akış-yapı etkileşimine göre çok daha fazla çözüm adımı içereceği için çözüm süresi bakımından son derece maliyetlidir ve eğer kanadın elastikiyetinden kaynaklı hatalar kabul edilebilir mertebedeysen özellikle optimizasyon gibi çok sayıda yinelenmeli çözüm içerecek olan süreçlerde tek yönlü akış-yapı etkileşiminin tercih edilmesi mantıklıdır. Bu sebeple, çalışma kapsamında tek yönlü akış-yapı etkileşimi kullanılarak optimizasyon çalışması yürütülmüştür.



## OPTİMİZASYON

Çalışmada, geometrik kanat parametrelerini değiştirerek aerodinamik performans bakımından en iyi, yapısal dayanım kısıtlarını karşılayan, mümkün olan en az kanat ucu sehim oranına sahip, aynı zamanda ilk doğal titreşim modu kontrolcünün müdahale frekansı ile çakışmayan, mümkün olan en hafif ve 10000 N'a en yakın taşıma kuvvetini sağlayan kanat geometrisini tasarlamak amacıyla çok amaçlı ve disiplinler arası bir optimizasyon çalışması yürütülmüştür. Optimizasyonun hedefleri (1) numaralı eşitlikte ifade edilmiştir.

$$\max_{s \in S} (L/D)(s) \quad \min_{s \in S} (m_{kanat})(s) \quad \min_{s \in S} (\Delta_{max}/b)(s) \quad \min_{s \in S} (|L - 10000N|)(s) \quad (1)$$

Burada  $L$ , aerodinamik taşıma kuvvetini;  $D$  aerodinamik sürükleme kuvvetini;  $m_{kanat}$  kanat kütlesini;  $\Delta_{max}$  kanat ucundaki maksimum yer değiştirme (maksimum sehim) miktarını;  $b$ , tek kanadın açıklığını temsil etmektedir. Optimizasyon kısıtları (2) ve (3) numaralı eşitlikler yardımıyla ifade edilmiştir.

$$g_1(s) = 1 - \frac{f_1}{10 \text{ Hz}} < 0 \quad g_1(s) \in \mathbb{R} \quad (2)$$

$$g_2(s) = \frac{\sigma_{max}}{503 \text{ MPa}} - 1 < 0 \quad g_2(s) \in \mathbb{R} \quad (3)$$

Optimizasyon girdisi olarak kullanılan geometrik parametrelerin bir kısmı reel bir kısmı tam sayılardan oluşmaktadır. Bu durum (4) numaralı eşitlikte özetlenmiş olup optimizasyon parametreleri de (5) numaralı eşitlikte listelenmiştir.

$$S = \{s_1 \in \mathbb{R} \ \& \ s_2 \in \mathbb{Z} \mid s_L < s_{1,2} < s_U\} \quad (4)$$

$$s_1 = \{c_r, b, TR\} \quad \& \quad s_2 = \{\lambda\} \quad (5)$$

Burada,  $s_L$  ve  $s_U$  optimizasyon girdi parametrelerinin sırasıyla alt ve üst limit değerlerini temsil etmekte olup bu değerler Tablo 4'de listelenmiştir.

Tablo 4: Optimizasyon Girdi Parametrelerinin Alt ve Üst Limitleri

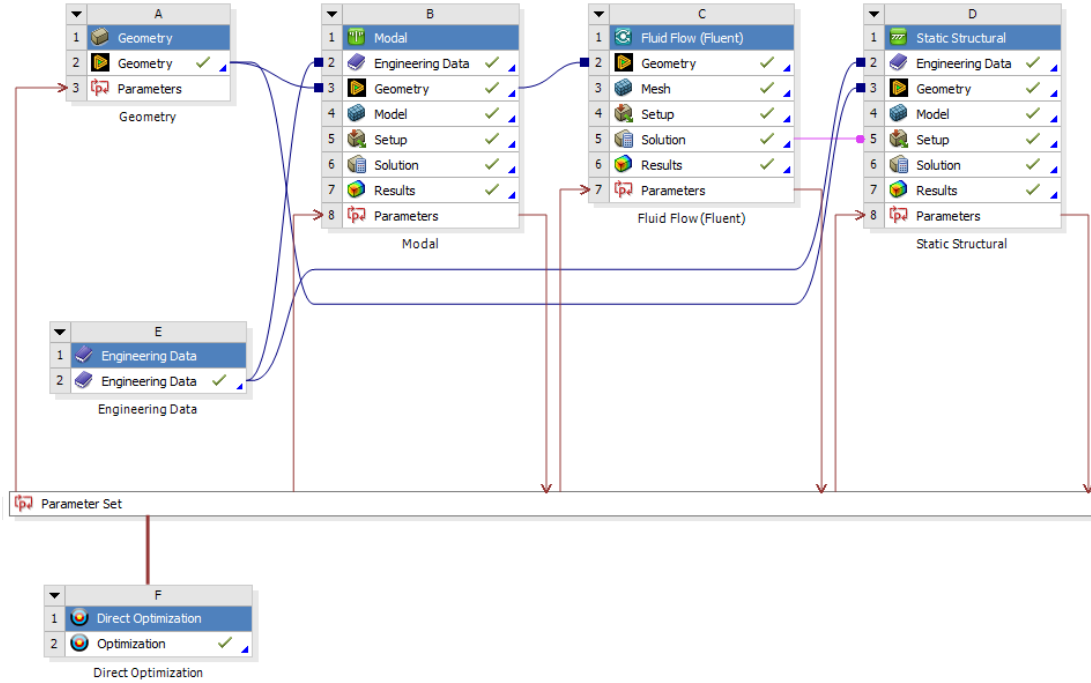
Sembol	$s_L$	$s_U$	Birim
$c_r$	0.3	0.4	m
$b$	1.0	1.6	m
$TR$	0.6	1.0	-
$\lambda$	0	35	°

Optimizasyon sürecindeki her bir adımda HAD analizleri, statik ve modal analizler gerçekleştirilecektir. 2.10 GHz frekansındaki 12 mantıksal işlemci kullanılarak gerçekleştirilen tek bir optimizasyon adımının çözümü modellerdeki eleman sayısına bağlı olarak yaklaşık 15-20 dakika sürmektedir. Optimizasyon sürecinde çok sayıda konfigürasyonun inceleneceği göz önüne alındığında bütün konfigürasyonları gerçek analiz çözümleri kullanarak incelemek (klasik optimizasyon) çözüm süresi bakımından oldukça maliyetlidir. Her bir optimizasyon adımını gerçekten çözmek yerine önce sınırlı sayıda gerçek çözüm kullanılarak bir cevap yüzeyinin oluşturulması, bu cevap yüzeyinin belirli noktalardan gerçek çözümler aracılığıyla doğrulanması ve ardından cevap yüzeyinin matematiksel modeli aracılığıyla sanal optimizasyon sürecinin yürütülmesi klasik optimizasyon sürecine göre çok daha kısa sürede optimizasyon sürecinin tamamlanmasını sağlamaktadır. Ancak sanal optimizasyon yönteminden elde edilen sonuçlar cevap yüzeyi modelindeki hatalar dolayısıyla klasik optimizasyon sonuçlarına göre bir miktar sapmaktadır. Bu sebeple sanal optimizasyon işleminin sonunda elde edilen en iyi tasarımları içeren pareto-optimal çözüm kümesindeki tasarımların mutlaka gerçekten çözülmesi gerekmektedir. Bu çalışmadaki optimizasyon süreci önce gerçek çözümlerle (klasik) daha sonra da

cevap yüzeyi matematiksel denklemleri yardımıyla (sanal) yürütülmüş, çözüm süreleri ve optimizasyonun yakınsadığı değerler karşılaştırılarak sanal optimizasyon sürecinin bu tür bir akışkan yapı etkileşimi modeli için uygulanabilirliği analiz edilmiştir.

### Klasik Optimizasyon

ANSYS Workbench ara yüzünde hazırlanan klasik optimizasyon süreci akış şeması Şekil 13'te gösterilmiştir.



Şekil 13: ANSYS Workbench Klasik Optimizasyon Süreci Akış Şeması

Optimizasyon Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi (MOGA) kullanılarak yürütülmüştür. Önce algoritma tarafından hazırlanan 60 farklı konfigürasyondan oluşan bir set çözülmüş ve elde edilen sonuçlar kullanılarak algoritmanın belirlediği 30 yeni konfigürasyon daha hazırlanarak çözülmüştür. Elde edilen sonuçlar kullanılarak 30 yeni konfigürasyon daha hazırlanmış ve bu döngü optimizasyon parametreleri %70 oranında belirli bir değer aralığına yakınsayınca kadar sürdürülmüştür. Toplamda 412 adet gerçek çözüm yapılmış ve süreç 105 saat içerisinde tamamlanmıştır. Klasik optimizasyon süreci sonucunda elde edilen en iyi 3 tasarıma ait özellikler Tablo 5'te listelenmiştir.

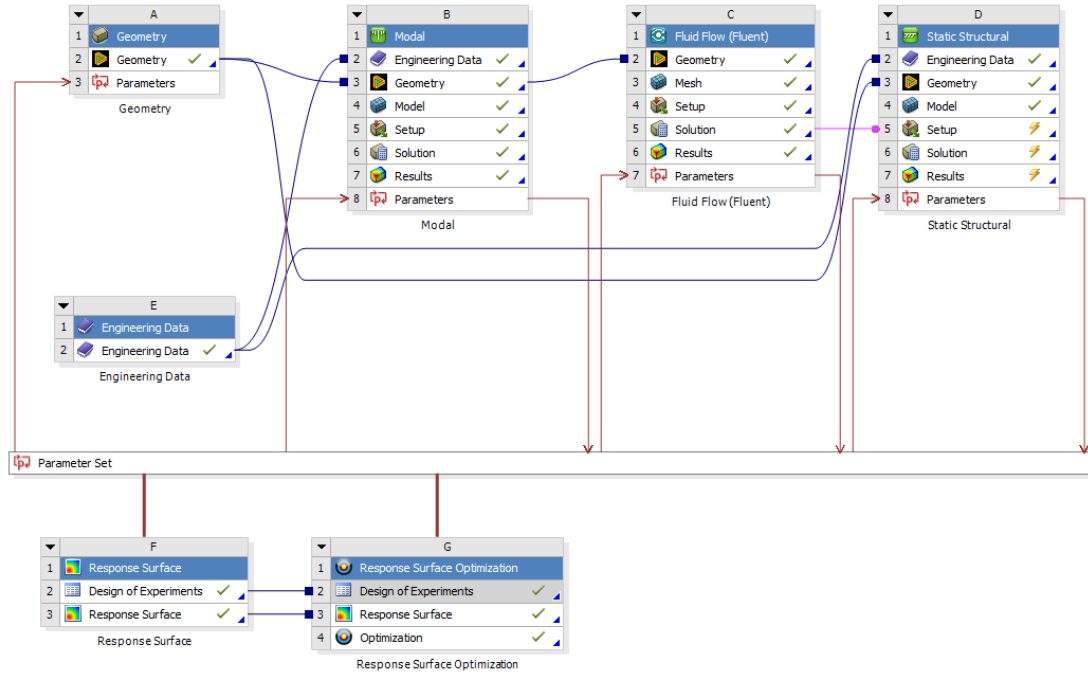
Tablo 5: Klasik Optimizasyon Süreci Sonucunda Elde Edilen En İyi 3 Tasarım

Sembol	Girdiler		
	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
$c_r$	0.36 m	0.36 m	0.36 m
$b$	1.45 m	1.45 m	1.41 m
$TR$	0.66	0.66	0.66
$\lambda$	4°	6°	4°

Sembol	Sonuçlar		
	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
$m_{kanat}$	26.692 kg	24.688 kg	24.012 kg
$f_1$	14.018 Hz	13.988 Hz	14.827
$\sigma_{max}$	338.22 MPa	397.29 MPa	327.77 MPa
$L$	9879 N	9876 N	9564 N
$L/D$	20.192	20.134	19.887
$\Delta_{max}/b$	0.05315	0.053951	0.048851

## Sanal Optimizasyon

ANSYS Workbench ara yüzünde hazırlanan sanal optimizasyon süreci akış şeması Şekil 14'te gösterilmiştir.



Şekil 14: ANSYS Workbench Sanal Optimizasyon Süreci Akış Şeması

Cevap yüzeyinin oluşturulması sırasında Yüzey Merkezi Kompozit Model kullanılarak 25 adet örnekleme yapılmış, bu konfigürasyon için gerçek çözümler tamamlandıktan sonra Genetik Kümelenme (İng. Genetic Aggregation) yöntemi kullanılarak cevap yüzeyi oluşturulmuştur. Elde edilen cevap yüzeyi 5 farklı nokta için gerçek çözümler aracılığıyla doğrulanmıştır. Cevap yüzeyinin matematiksel modeli kullanılarak gerçekleştirilen sanal optimizasyon için Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi (MOGA) kullanılmıştır. Önce algoritma tarafından hazırlanan 100 farklı konfigürasyondan oluşan bir set için sonuçlar cevap yüzeyinden elde edilmiştir ve elde edilen sonuçlar kullanılarak algoritmanın belirlediği 100 yeni konfigürasyon daha hazırlanarak bu konfigürasyonlara ait sonuçlar da cevap yüzeyi yardımıyla hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar kullanılarak 100 yeni konfigürasyon daha hazırlanmış ve bu döngü optimizasyon parametreleri %70 oranında belirli bir değer aralığına yakınsayınca kadar sürdürülmüştür. Toplamda 30 adet gerçek, 1000 adet sanal çözüm yürütülmüş ve süreç 8 saat içerisinde tamamlanmıştır.

Sanal optimizasyon süreci sonucunda elde edilen en iyi 3 tasarıma ait özellikler Tablo 6'da listelenmiştir.

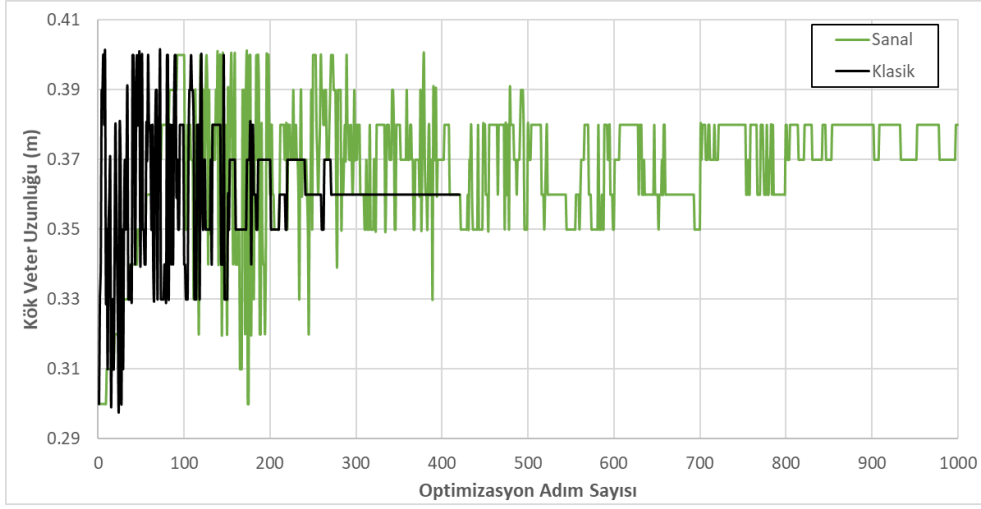
Tablo 6: Sanal Optimizasyon Süreci Sonucunda Elde Edilen En İyi 3 Tasarım

Sembol	Girdiler		
	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
$c_r$	0.38 m	0.38 m	0.38 m
$b$	1.43 m	1.43 m	1.42 m
$TR$	0.61	0.61	0.61
$\lambda$	3°	1°	4°

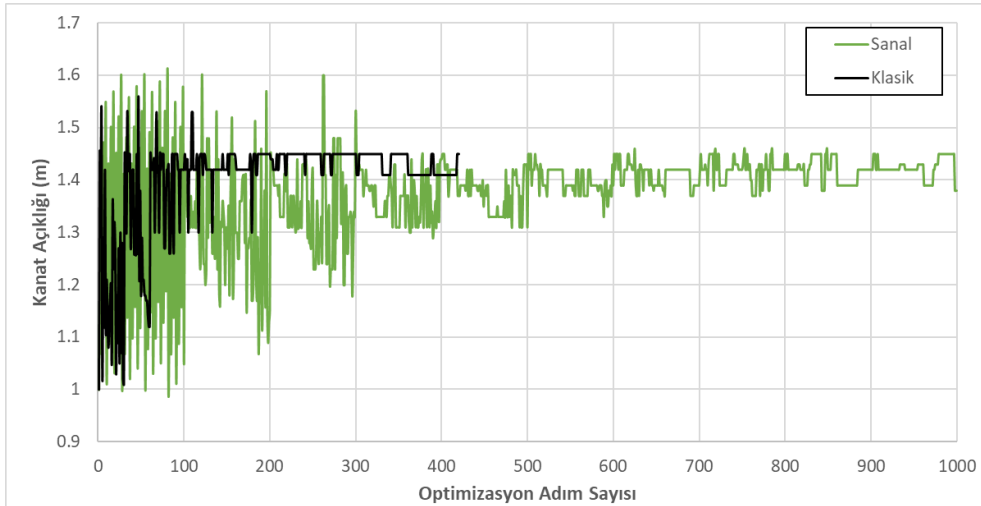
Sembol	Sonuçlar		
	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
$m_{kanat}$	25.672 kg	25.669 kg	25.495 kg
$f_1$	15.603 Hz	15.686 Hz	15.785 Hz
$\sigma_{max}$	342.70 MPa	340.73 MPa	337.35 MPa
$L$	9926.8 N	9909.7 N	9841.9 N
$L/D$	19.937	19.948	19.866
$\Delta_{max}/b$	0.046148	0.045218	0.045575

### Optimizasyon Yöntemlerinin Karşılaştırılması

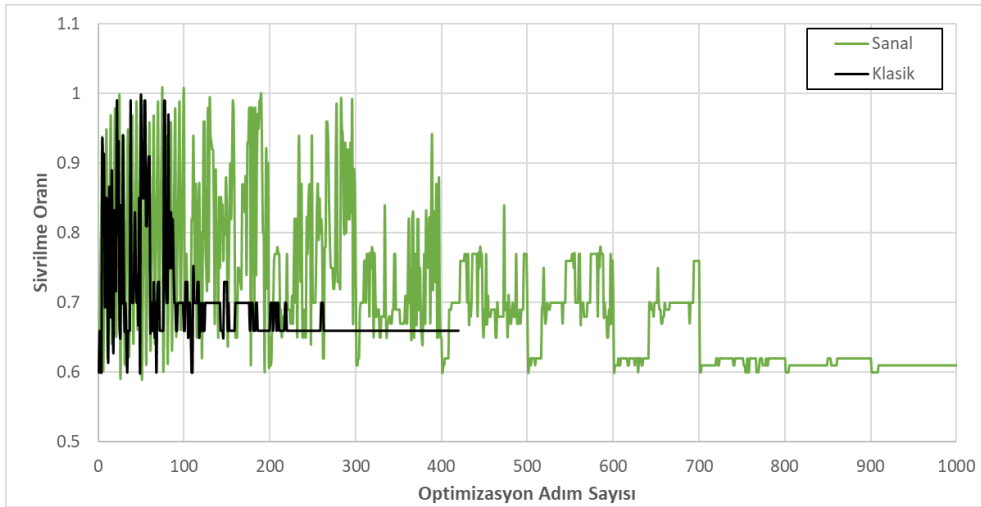
Optimizasyon değişkenlerinin klasik ve sanal optimizasyon çözümleri sonucunda elde edilen yakınsama grafiklerinin birbirleriyle karşılaştırması Şekil 15 - 18'de gösterilmiştir.



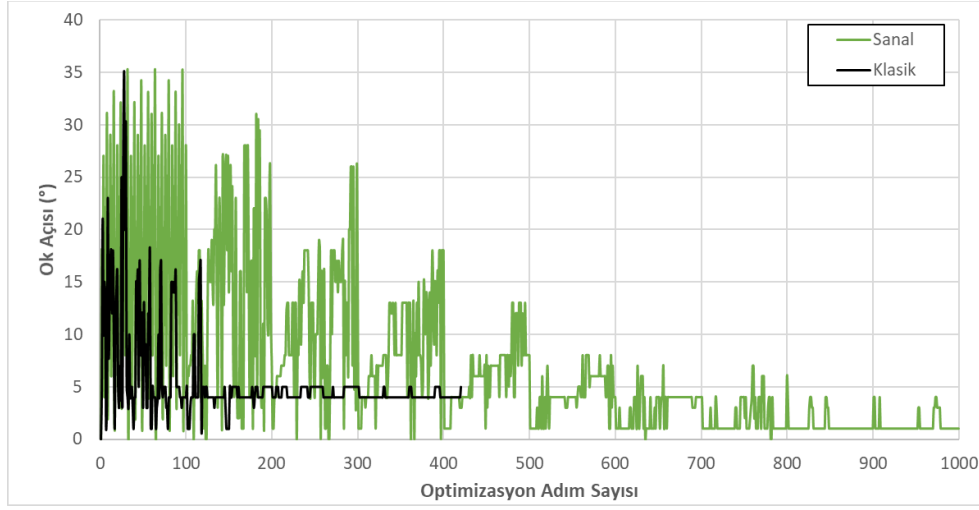
Şekil 15: Kök Viter Uzunluğunun Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



Şekil 16: Kanat Açıklığının Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu

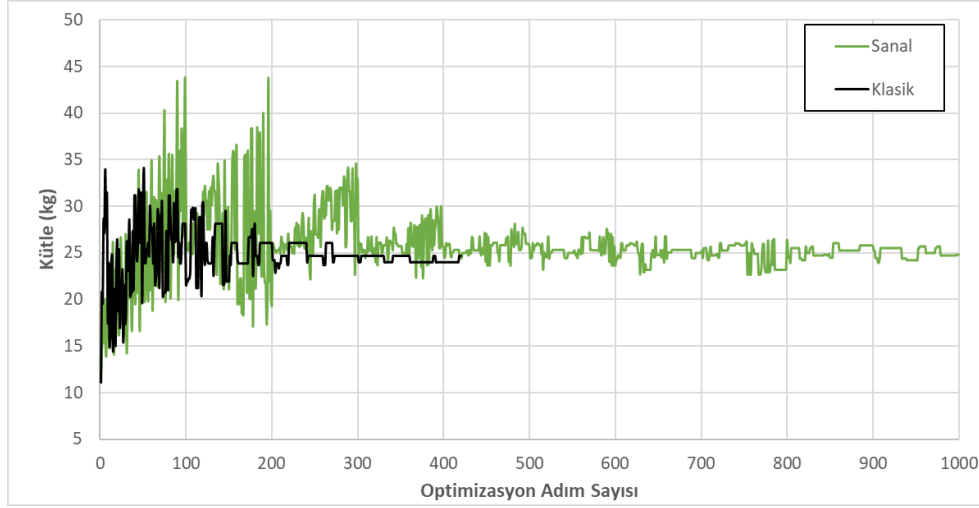


Şekil 17: Sivrilme Oranının Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu

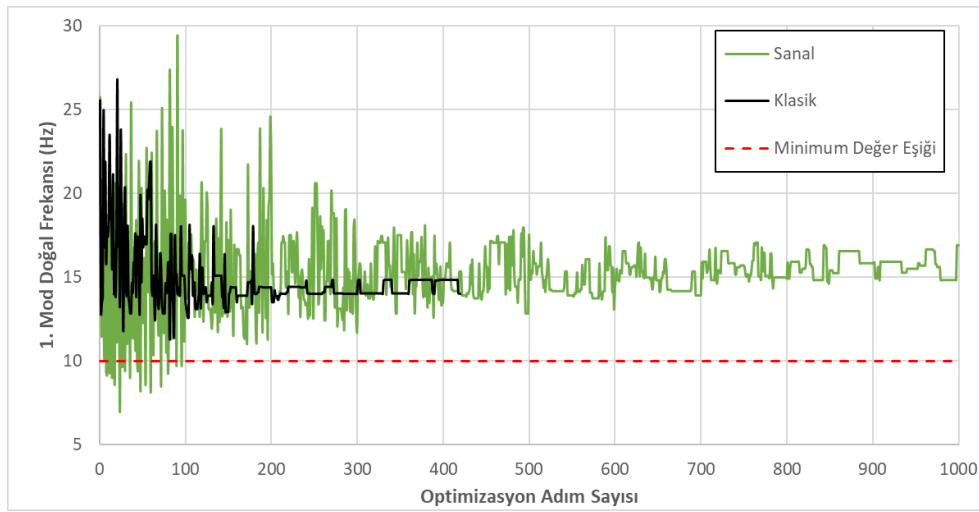


Şekil 18: Ok Açısının Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu

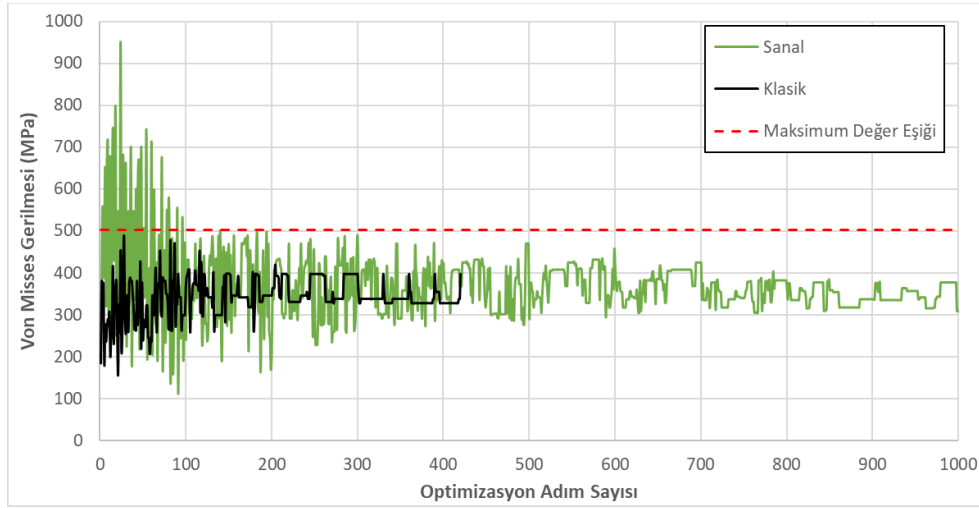
Optimizasyon çıktılarının klasik ve sanal optimizasyon çözümleri sonucunda elde edilen yakınsama grafiklerinin birbirleriyle karşılaştırması Şekil 19 - 24'te gösterilmiştir.



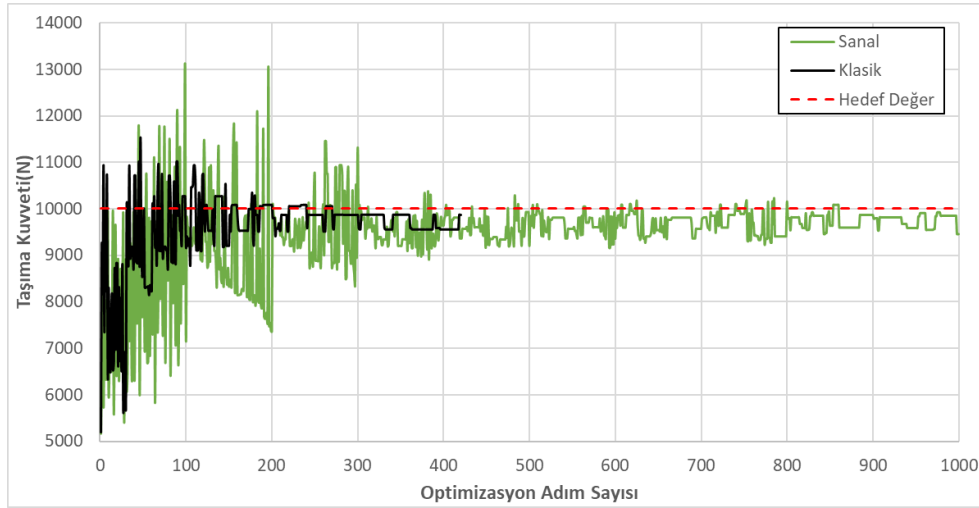
Şekil 19: Kanat Kütlesinin Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



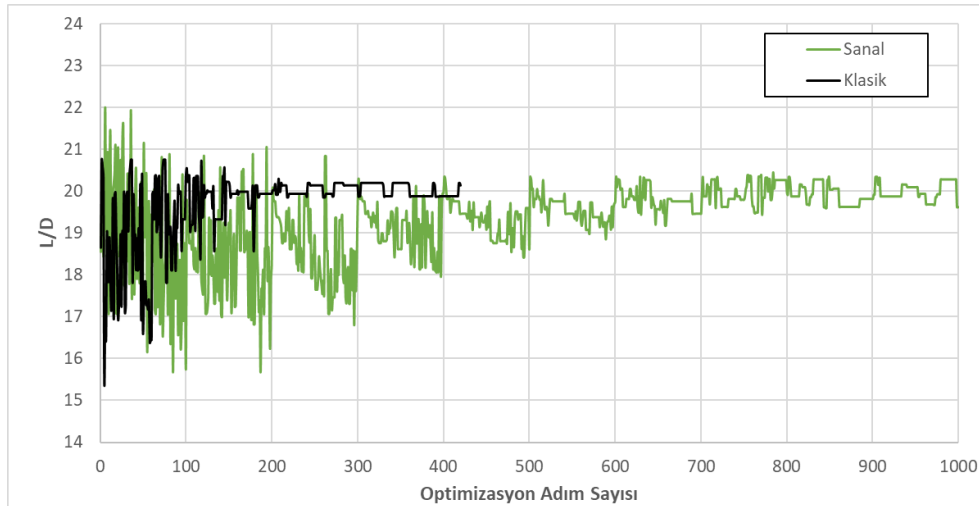
Şekil 20: İlk Doğal Frekans Modunun Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



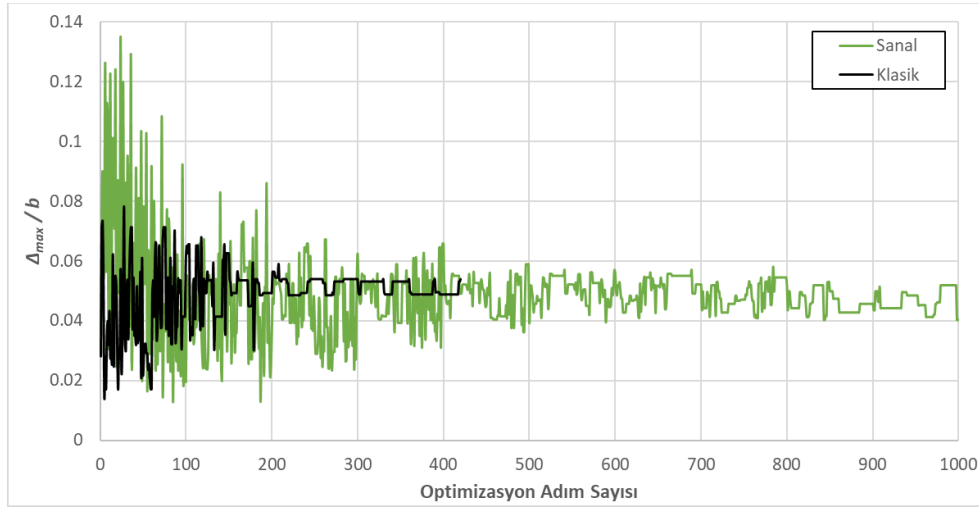
Şekil 21: Maksimum von Mises Gerilmesi Değerinin Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



Şekil 22: Taşıma Kuvvetinin ( $L$ ) Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



Şekil 23:  $L/D$  Oranının Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu



Şekil 24:  $\Delta_{max}/b$  Oranının Farklı Optimizasyon Yöntemlerindeki Yakınsama Durumu

Şekil 15 ile 18 arasındaki girdi grafikleri incelendiğinde, klasik ve sanal optimizasyon yöntemlerinin yakınsadığı kök veter uzunluğu değerinin sırasıyla 0.36 m ve 0.38 m olduğu; kanat açıklığı değerinin sırasıyla 1.45 m ve 1.43 m olduğu; sivrilme oranı değerinin sırasıyla 0.66 ve 0.61 olduğu; ok açısı değerinin de sırasıyla  $4^\circ$  ve  $1^\circ$  derece olduğu gözlenmiştir. Elde edilen optimizasyon sonuçlarının son derece birbirine yakın olduğu ve optimum değerleri sağlayan kanat konfigürasyonu alanlarının yaklaşık olarak aynı olduğu görülmüştür. Klasik ve sanal optimizasyon süreçleri sonucunda elde edilen en iyi tasarımların kanat alanları Tablo 7'den incelenebilir.

Tablo 7: Klasik ve Sanal Optimizasyon Süreçleri Sonucunda Elde Edilen En İyi Tasarımların Kanat Alanları

Sembol	Klasik Optimizasyon			Sembol	Sanal Optimizasyon		
	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3		Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
$c_r$	0.36 m	0.36 m	0.36 m	$c_r$	0.38 m	0.38 m	0.38 m
$b$	1.45 m	1.45 m	1.41 m	$b$	1.43 m	1.43 m	1.42 m
$TR$	0.66	0.66	0.66	$TR$	0.61	0.61	0.61
$\lambda$	$4^\circ$	$6^\circ$	$4^\circ$	$\lambda$	$3^\circ$	$1^\circ$	$4^\circ$
<b>Kanat Alanı</b>	0.433 m <sup>2</sup>	0.433 m <sup>2</sup>	0.421 m <sup>2</sup>	<b>Kanat Alanı</b>	0.437 m <sup>2</sup>	0.437 m <sup>2</sup>	0.434 m <sup>2</sup>

Şekil 19 ile 24 arasındaki çıktı grafikleri incelendiğinde, klasik ve sanal optimizasyon yöntemlerinin yaklaşık olarak yakınsadığı kütle değerlerinin sırasıyla 24.5 kg ve 25.5 kg olduğu; birinci moda ait doğal frekans değerlerinin sırasıyla 14 Hz ve 15 Hz civarında olduğu; maksimum von Misses gerilmesi değerlerinin 340 MPa civarında olduğu;  $L/D$  oranlarının sırasıyla 20.1 ve 19.8 olduğu;  $\Delta_{max}/b$  oranlarının sırasıyla 0.053 ve 0.045 civarında olduğu gözlenmiştir. Bu sonuçlar ışığında her iki yöntemle de elde edilen optimizasyon sonuçlarının birbirine oldukça yakın olduğu görülmüştür.

Klasik ve sanal optimizasyon süreçleri kapsamında gerçek ve sanal olarak analiz edilen kanat konfigürasyonu sayıları ile optimizasyon süreçlerinin tamamlanma süreleri arasındaki fark Tablo 8'de özetlenmiştir.

Tablo 8: Klasik ve Sanal Optimizasyon Süreçleri Kapsamında İncelenen Konfigurasyon Sayısı ve Çözüm Süresinin Karşılaştırılması

	Gerçek Çözüm	Sanal Çözüm	Toplam Çözüm	Toplam Süre
<b>Klasik</b>	412	0	412	105 saat
<b>Sanal</b>	30	1000	1030	8 saat

HAD analizleri gibi çözüm süresi görece maliyetli analizler üzerinden optimizasyon süreçlerinin yürütülmesi gerekiyorsa daha hızlı ve mümkün merteye doğru bir optimizasyon çalışması yürütmek amacıyla cevap yüzeyi destekli optimizasyon çözümlerinden faydalanılabilir. Sanal optimizasyon sürecinin sonunda elde edilen optimum sonuç ya da sonuç kümeleri mutlaka gerçek çözümler ile doğrulanmalıdır.

## SONUÇ

Aerodinamik açıdan daha performanslı, yapısal açıdan daha mukavim ve hafif kanatlar tasarlayabilmek için ilk sabit kanatlı uçuşun yapıldığı tarihten günümüze kadar çok sayıda araştırma yapılmıştır. Görev koşuluna uygun en iyi kanadı en kısa sürede tasarlamak, disiplinler arası çok amaçlı optimizasyon çalışmaları ile mümkündür. Bu çalışmada, jenerik bir mühimmatta kullanılmak üzere süper kritik kanat profiline sahip bir kanadın kök veter uzunluğu, kanat açıklığı, sivrilme oranı ve ok açısı değerleri; maksimum fines oranını ( $L/D$ ), minimum kanat kütlelerini ve minimum sehim oranını ( $A_{max}/b$ ) sağlayacak şekilde optimize edilmiştir. Ayrıca tasarlanan kanat geometrisinin üzerinde oluşan maksimum von Misses gerilmesi değerinin malzeme akma dayanımı olan 503 MPa'nın altında olması ve kanadın birinci moduna ait doğal frekans değerinin kontrolcünün müdahale frekansı ile çakışmasını önlemek amacıyla 10 Hz'in üzerinde olması gerektiği kısıtlama olarak tanımlanmıştır. HAD modelleri ANSYS Fluent, SEA modelleri ANSYS Mechanical ortamında modellenmiş ve çözülmüştür. Optimizasyon sürecini hızlandırmanın çözüm doğruluğuna olan etkisini araştırmak amacıyla çalışma kapsamında iki farklı yöntem kullanılmıştır. İlk yöntemde (klasik optimizasyon süreci) bütün tasarımlara ait sayısal modeller bir fiil çözülmüş ve elde edilen sonuçlar kullanılarak optimizasyon süreci gerçek çözümlerden elde edilen veriler ışığında ilerletilmiştir. İkinci yöntemde (sanal optimizasyon süreci) önce sınırlı sayıda gerçek çözümden faydalanılarak bir matematiksel cevap yüzeyi oluşturulmuş, doğrulanmış daha sonra bu matematiksel modele ait denklemler kullanılarak elde edilen veriler ışığında ilk yöntemle kıyasla çok daha kısa süren bir optimizasyon süreci yürütülmüştür. Her iki optimizasyon yöntemi sonucunda elde edilen sonuçların birbirine çok yakın olduğu gözlenmiş ancak klasik optimizasyon süreci 105 saat sürerken sanal optimizasyon sürecinin sadece 8 saat içerisinde sonuca ulaştığı düşünüldüğünde sanal optimizasyon sürecinin HAD analizleri gibi çözüm bakımından yüksek maliyete sahip optimizasyon süreçleri için son derece faydalı olacağı sonucuna varılmıştır.

## Kaynaklar

- AirfoilTools, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc21010-il> adresinden 20.12.2021 tarihinde görüntülenmiştir.
- Benaouali, A. ve Kachel, S., 2019, *Multidisciplinary design optimization of aircraft wing using commercial software integration*, Aerospace Science and Technology, vol. 92, s. 766-776.
- Bons, N. P. ve Martins, J. R. R. A., 2020. *AerostructuralWing Design Exploration with Multidisciplinary Design Optimization*, AIAA SciTech Forum, Orlando Florida ABD, 06-10 Ocak.
- Ezkurra, M., Esnaola, M., Martinez-Agirre, M., Etxeberria, U., Lertxundi, U., Colomo, L., Begiristain, M., Zurutuza, I., 2018, *Analysis of One-Way and Two-Way FSI Approaches to Characterise the Flow Regime and the Mechanical Behaviour during Closing Manoeuvring Operation of a Butterfly Valve*, International Scholarly and Scientific Research & Innovation, vol. 12, no. 4., s. 313-319.



- Kumano, T., Jeong, S., Obayashi, S., Ito, Y., Hatanaka, K. ve Morino H., 2006. *Multidisciplinary Design Optimization of Wing Shape for a Small Jet Aircraft Using Kriging Model*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno Nevada ABD, 09-12 Ocak.
- Lefebvre, T., Bartoli, N., Dubreuil, S., Panzeri, M., Lombardi, R., Della Vecchia, P., Stingo, L., Nicolosi, F., De Marco, A., Ciampa, P.D., Anisimov, K., Savelyev, A., Mirzoyan, A. ve Isyanov, A., 2020, *Enhancing optimization capabilities using the AGILE collaborative MDO framework with application to wing and nacelle design*, Progress in Aerospace Sciences, vol. 119, no. 100649.
- Matweb, <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d&ckck=1> adresinden 03.01.2022 tarihinde görüntülenmiştir.
- Rajagopal, S. ve Ganguli, R., 2009. *Multidisciplinary Design Optimization of a UAV Wing using Kriging based Multi-Objective Genetic Algorithm*, 50<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs California ABD, 04-07 Mayıs.