

ALÜMİNYUM BİR HELİKOPTER YATAY KUYRUK KANADININ YAPISAL TASARIMI VE OPTİMİZASYONU

Bertan Arpacioğlu* ve Altan Kayran†

Orda Doğu Teknik Üniversitesi/Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara

ÖZET

Havacılık sektöründe optimizasyon ile elde edilen hafif ve dayanıklı yapılar birçok açıdan avantaj sağlamaktadır. Bilindiği üzere optimizasyon ilk boyutlandırma ve ağırlık hassasiyeti çalışmalarında kullanılan bir yöntemdir. Bu çalışmada sektörde sıklıkla kullanılan alüminyum malzemeden üretilmiş yapısal parçaların, uygun yükler karşısında ne kadar hafif tasarlanabileceği araştırılmıştır. Yapı olarak 3 metre kanat genişliğinde ve NACA 4415 aerodinamik profilinde bir helikopter yatay kuyruğu seçilmiştir. Tasarım programı olarak CATIA, analiz ve optimizasyon programı olarak MSC.Nastran kullanılmıştır [MSC.NASTRAN, 2012]. Optimizasyon aşamasında sonlu eleman analizindeki ağlarının yoğunluğu ve o yoğunluklardaki tasarım girdilerinin minimum, orta ve maksimum düzeyleri ile hesaplanan ağırlık değerleri bulunmuştur. Optimizasyonun tasarım kısıtlamaları olarak malzeme dayanımı ve lokal burkulma seçilmiştir. Malzeme dayanım kısıtı MSC.Nastran girdisi olacak şekilde MSC.Patran kullanılarak yaratılmış ve üzerine lokal burkulma denklemleri kullanıcı girdisi olarak yerleştirilmiştir. Bu çalışmanın sonucunda optimizasyonun konsept tasarım fazında oldukça etkili olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

Sonlu eleman analizleri yıllardır optimizasyon ile ilişkilendirilmiştir. Optimizasyon çok etkili bir prosedür olmasına karşın çeşitli sebeplerden dolayı sıklıkla kullanılmamaktadır, fakat son yıllarda ürün geliştirmenin özellikle erken safhalarında, optimizasyon tekniklerinin kullanımı dikkat çekici şekilde artmıştır. Temel bir numerik optimizasyon anlayışı daha efektif yapılara ulaşma açısından başarılı sonuçlar vermektedir.

Ağırlık optimizasyonu için önemli parametrelerden biri malzeme seçimidir. Bu nedenle bu çalışmada havacılık yapılarında majör rollerden birini oynayan alüminyum malzemesi seçilmiştir. Alüminyum hava araçlarının yapısal parçaları olan gövde, kanat ve destekleyici yapılar için sıklıkla tercih edilen bir malzemedir.

*Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: e167964@metu.edu.tr

†Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: akayran@metu.edu.tr

Bu tür optimizasyonların başarılı olabilmesi için, konsept tasarım aşamasında basit ve etkili modeller yaratılmalı ve tasarımın ileri aşamalarında bu modeller geliştirilmelidir [Butler, 1998].

Çok fazla tasarım değişkeni olan optimizasyon problemleri büyük ölçüde bilgisayar gücü gerektirmektedir. MSC.Nastran optimizasyon modülü olası yönler, ardışık lineer programlama ve ardışık ikinci dereceden programlama gibi geleneksel metotlara dayanan ticari bir yapısal optimizasyon kodudur [Vanderplaats, 1999].

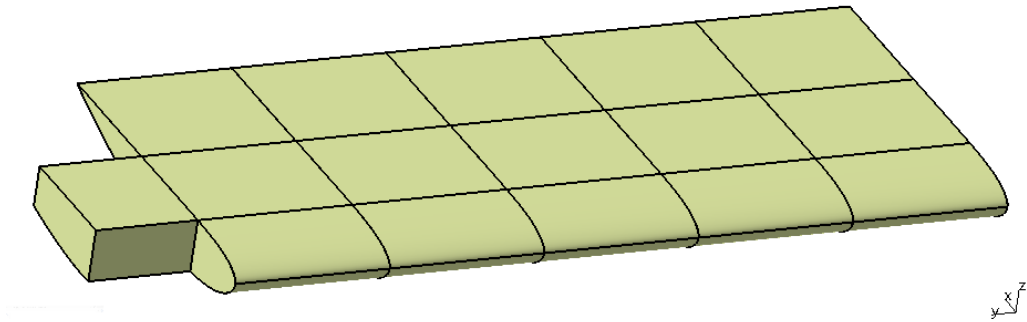
T. Miki, M. Kondo, F. Mizuguchi ve Y. Ogino (1992) tarafından yapılan çalışmada MSC.NASTRAN'ın optimizasyon kabiliyeti gösterilmiştir. Çalışmada tasarımcı için daha fazla zaman kazandırılırken aynı zamanda tatmin edici sonuçlar da elde edilmiştir.

Rongxin Xu (2012) yaptığı tez çalışmasında MSC.NASTRAN kullanarak kuyruk kanadı yüzeyinin optimizasyonunu yapmıştır. Sonuç olarak kanat yüzeyi ağırlığını %36 azaltmış ve bu tüm kanat yapısı ağırlığını %7.7 hafifletmiştir.

Bu çalışmadaki motivasyon, yapısal olarak hafif ve dayanıklı bir helikopter yatay kuyruğu tasarlarlarken uygun yükler altında bu alüminyum yapının ne kadar hafif olabileceğini göstermektir. Çalışmada kısaca 3 farklı ağ yoğunluğu ve 3 farklı tasarım değişkeni başlangıç girdisine denk gelen optimum ağırlıklar MSC.Nastran SOL 200 optimizasyon modülü kullanılarak hesaplanmış ve karşılaştırılmıştır [MSC.NASTRAN, 2012].

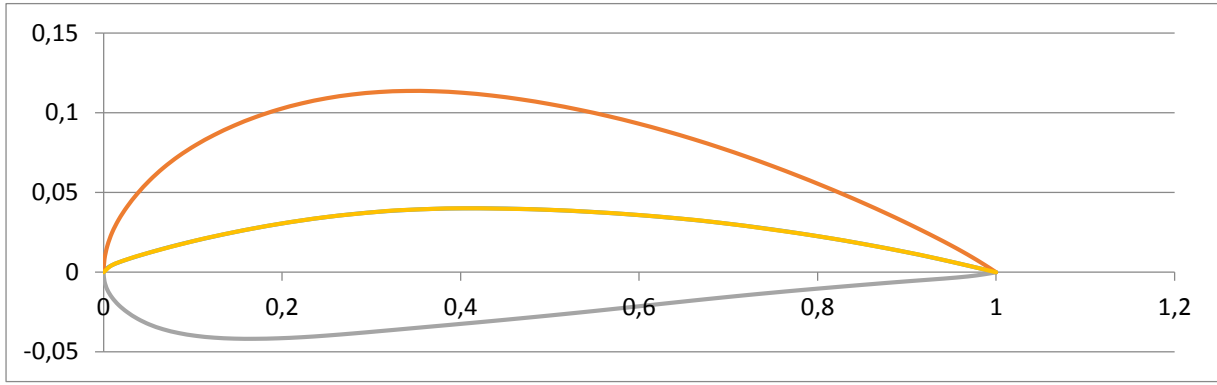
Kanat Modeli

Şekil 1'de görüldüğü gibi kullanılan helikopter yatay kuyruk CATIA modeli, optimizasyonu sadeleştirmek amacıyla yarım kanat açıklığında tasarlanmıştır. Düz ve sabit veter uzunluklu bir kanattır. x yönünde ve aerodinamik profildeki yüzeyler kanat kaburgalarını, y yönündeki dikdörtgen şeklindeki yüzeyler kanat kirişlerini göstermektedir.



Şekil 1: Helikopter yatay kuyruk kanadı modeli (yarım kanat açıklığı)

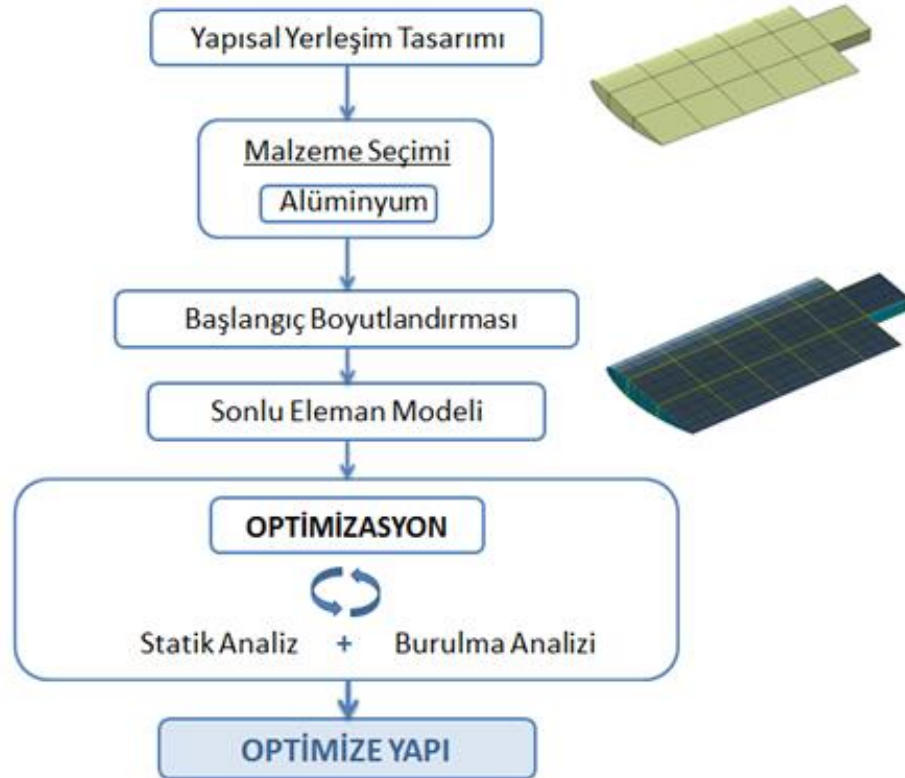
Kanat Aerodinamik Profili: Helikopterlerde kullanılan yatay kuyruk ters çevrilmiş bir aerodinamik profildedir, çünkü helikopterlerde yatay kuyruk ana rotorun oluşturduğu momenti dengelemek üzere aşağı doğru aerodinamik bir kuvvet oluşturur. Aynı zamanda görece olarak kalın bir aerodinamik profil helikopterler gibi düşük hızlarda ilerleyen hava taşıtları için daha çok kaldırma kuvveti (lift) üretmektedir. Bu nedenle NACA 4415 kanat profili seçilmiştir. Bu profil kalınlığından dolayı yüksek geri sürükleyici kuvvet (drag) de üretmektedir, Yüksek geri sürükleyici kuvvet kuyruk rotorunun kaybedilmesi gibi bir durumda arzu edilen bir kuvvettir. Şekil 2'de kullanılan aerodinamik profilinin düz hali görülmektedir.



Şekil 2: NACA 4415 kanat profili

YÖNTEM

Kullanılan analiz metodu optimizasyonun gereksinimleriyle şekillenmiştir. Uygun bir model ve malzeme seçimi, doğru uygulanmış bir yük dağılımı ve modelin karakterine uygun optimizasyon değişkenleri optimize yapıya ulaşmak açısından büyük önem taşımaktadır. Çalışmada kullanılan metot Şekil 3'te şema halinde görülmektedir.

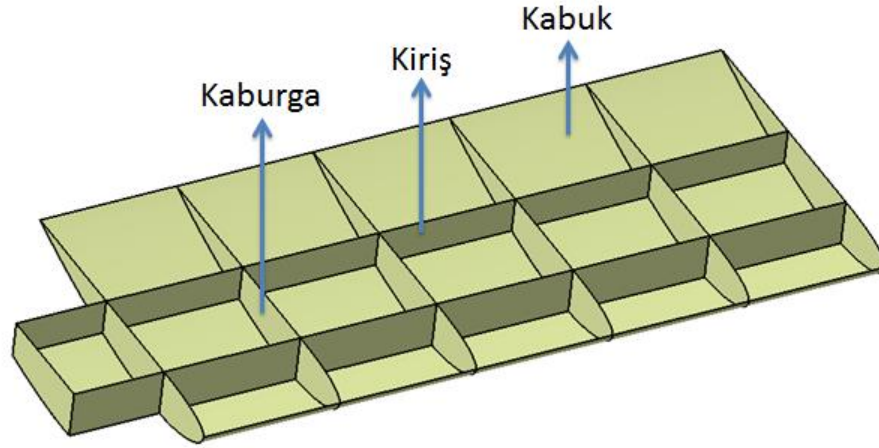


Şekil 3: Çalışmada kullanılan metot şeması

Yapısal Yerleşim Tasarımı

Yapısal yerleşim tasarımı kısmında alüminyum yapıda kullanılacak yapısal elemanlar ve bunların yerleşimine karar verilmiştir. Helikopter yatay kuyruğu için ana yük taşıyıcı olacak şekilde iki adet kiriş tasarlanmış ve bu kirişlere dik şekilde kanada NACA 4415 profilini veren 19 adet kaburga tasarlanmıştır. Son olarak hepsini saran ve aerodinamik yüzey olan kabuk

ör÷lmüştür. Bu tasarım daha sonra sonlu elemanlar analizine aktarılacağı için yüzey olarak CATIA programında tasarlanmıştır.



Şekil 4: Yapısal yerleşim planı (üst kabuk kaldırılmış)

Malzeme Seçimi

Alüminyum yapı için, kullanılan yapısal elemanlar Şekil 4'te belirtilmiştir. Malzeme seçimi olarak kaburga için "Al 2024 T42 Clad", kiriş için "Al 7050 T7451" ve kabuk için "Al 2024 T3 Clad" malzeme özellikleri kullanılmıştır.

Çizelge 1: Malzeme özellikleri ve dayanım kısıtları [Battle Memorial Institute, 2013]

	Al 2024 T42 Clad	Al 7050 T7451	Al 2024 T3 Clad
Esneklik Katsayısı	73773 N/mm ²	73084 N/mm ²	73773 N/mm ²
Poisson Oranı	0.33	0.33	0.33
Üst Çekme Mukavemeti, F_{tu}	427 N/mm ²	524 N/mm ²	434 N/mm ²
Akma Sınırındaki Çekme Mukavemeti, F_{ty}	262 N/mm ²	455 N/mm ²	324 N/mm ²
Akma Sınırındaki Basma Mukavemeti, F_{cy}	290 N/mm ²	441 N/mm ²	269 N/mm ²
Üst Kesme Mukavemeti, F_{su}	255 N/mm ²	310 N/mm ²	276 N/mm ²

Başlangıç Boyutlandırması

Başlangıç boyutlandırmasında tasarım parametresi olarak kabuk kalınlıkları ve kiriş ve kaburga flanş alanları seçilmiştir. Sektördeki standart kalınlıklar incelenmiş ve onlara göre minimum ve maksimum olabilecek değerler değerlendirilmiştir, fakat çalışma sonucunda elde edilen değerler sürekli değişen değerlerdir. Flanş alanları hesaplanırken flanşda minimum bir sıra perçin kullanılabileceği göz önüne alınmış ve buna uygun kenar mesafesi değerlerine ve kalınlığa göre tahmini alanlar hesaplanmıştır. Tablo 2 incelendiğinde bu değerler görülebilir.

Çizelge 2: Başlangıç boyutları üst ve alt sınırları

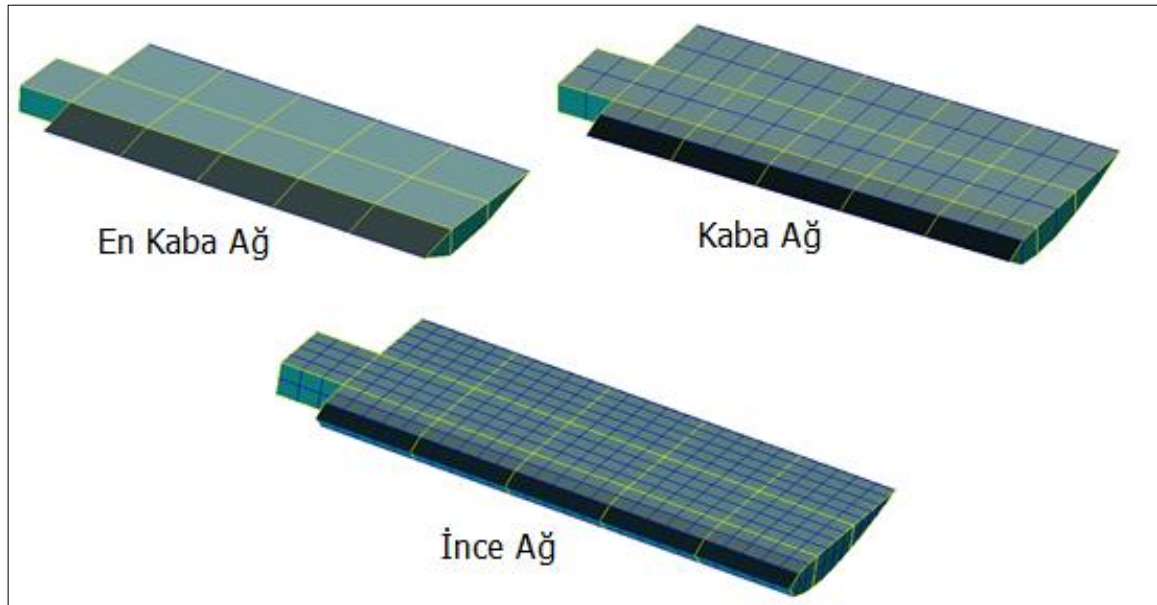
	Minimum Değer	Maksimum Değer
Kiriş Flanş Alanları	5 mm ²	80 mm ²
Kaburga Flanş Alanları	5 mm ²	40 mm ²
Kiriş Gövdesi Kalınlığı Kaburga Gövdesi Kalınlığı Kabuk Kalınlığı	0.41 mm	4.83 mm

Bu değerler üç farklı ağ yoğunluğu için başlangıç girdisi olarak minimum, orta ve maksimum değerler olarak girilmiş ve başlangıç girdilerinin optimuma ulaşmada ne kadar etkili olduğu incelenmiştir.

Sonlu Eleman Modeli

CATIA kullanılarak tasarlanmış orta-yüzeyler NASTRAN'a akırtılmış ve bu tasarımlara göre NASTRAN'da sonlu eleman ağları örülmüştür.

Şekil 5'de görülebileceği üzere sonlu eleman modelinde optimizasyon için 3 farklı ağ yoğunluğu kullanılmıştır. Bu tür çalışmalarda sonlu eleman ağlarının yoğunluğu dikkat edilmesi gereken unsurlardandır. Her ağ yoğunluğunda eksenel ve burkulma yükleri alan kaburga ve kiriş kenarları CROD elemanlarla modellenmiştir. Eğer ki bir elemana sadece eksenel ve burkulma yükleri aktarılırsa, CROD kullanılacak en basit elementtir. Kesme yükleri alan kabuk, kiriş gövdesi ve kaburga gövdeleri CQUAD4 elemanlarla modellenmiştir. [MSC.NASTRAN, 2012]



Şekil 5: 3 farklı sonlu eleman ağ yoğunluğu

Yük Uygulaması: Uygulanan yük olarak ESDU 95010 paketi kullanılmış, helikopterin ses hızının 0.24 katı bir hızda karşılaşıacağı, yarım kanat açıklığında kuyruğun veter açıklığının

%25'ine denk gelen aerodinamik yükler hesaplanmıştır. [ESDU 95010, 2015] ESDU 95010 paketi kanat genişliği boyunca yerel kaldırma kuvveti ve yunuslama momenti katsayılarını vermektedir. Bu katsayılar kullanılarak kanadın kökünden ucuna kaldırma kuvveti ve yunuslama momenti dağılımı hesaplanabilmektedir.

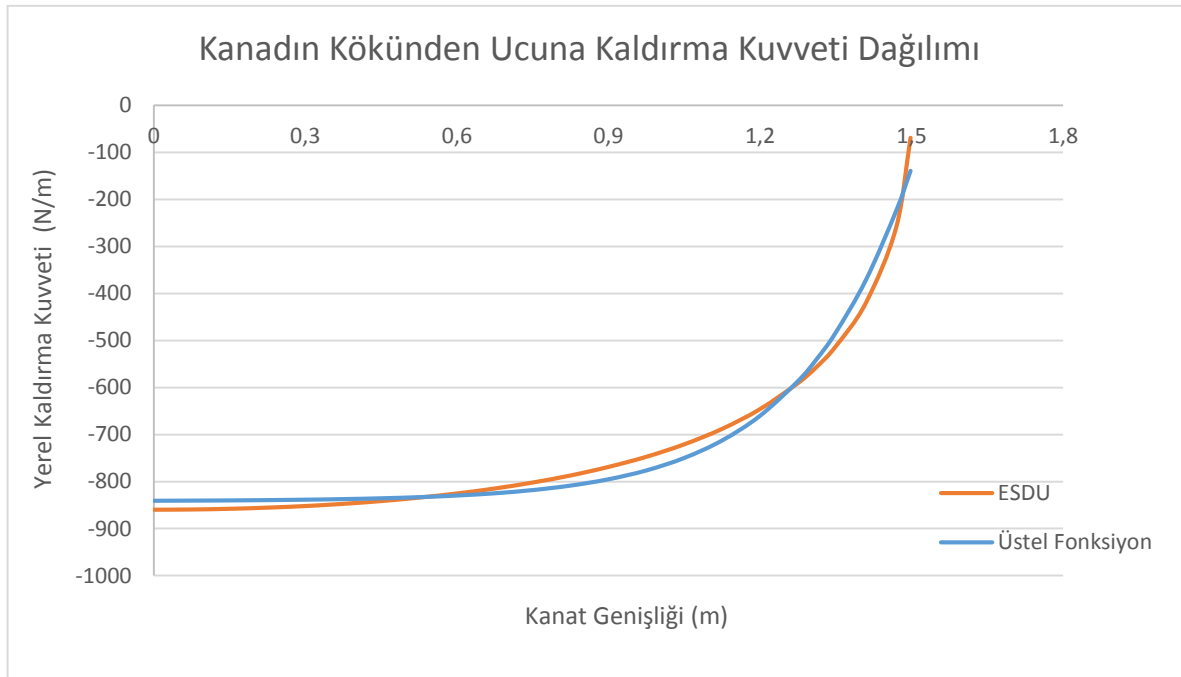
$$\text{Kaldırma Kuvveti} / \text{Kanat Genişliği} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_{LL} \quad [N/mm] , \quad (1)$$

$$\text{Yunuslama Momenti} / \text{Kanat Genişliği} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c^2 C_{ML} \quad [N] , \quad (2)$$

ρ_{∞} = Havanın deniz seviyesindeki yoğunluğu

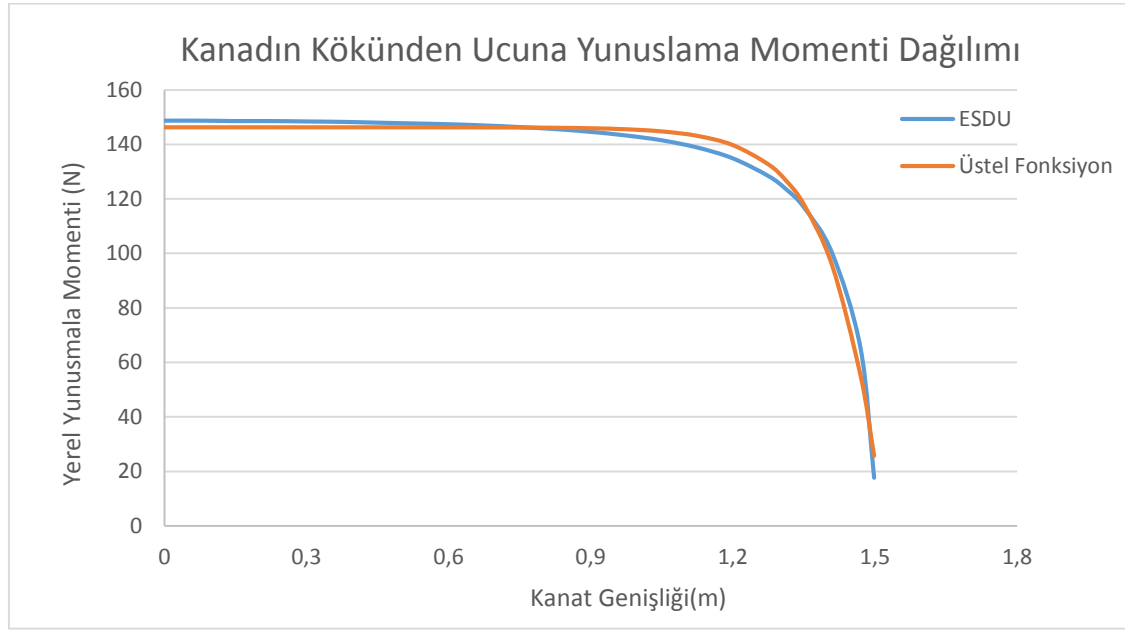
V_{∞} = Deniz seviyesinde uçulan hız, c = veter uzunluğu,

C_{LL} = Yerel kaldırma kuvveti katsayısı, C_{ML} = Yerel yunuslama momenti katsayısı



Şekil 6: Hesaplanan kaldırma kuvveti dağılımı

Şekil 6'da kırmızı çizgi ESDU paketi tarafından verilen yerel yükleri, mavi çizgi ise üstel bir fonksiyona yakınsanmış halinin grafiğini göstermektedir. Yüklerin negatif olmasının nedeni kanadının profilinin ters olmasıdır. Bu yük dağılımı sonlu elemanlar modeline PCL fonksiyonu olarak girilmiş ve ön kirişin üst kenarından uygulanmıştır. Ön kiriş veter uzunluğunun %25'inde olduğu ve yükün aşağı çekme eğiliminde olduğu için, yük üst kenardan uygulanmıştır. Bu yükle beraber yunuslama momenti yükü de aynı şekilde hesaplanmış ve uygulanmıştır. Şekil 7'de hesaplanan kanat genişliğine karşı hesaplanan yerel yunuslama momenti grafiği görülmektedir.



Şekil 7: Hesaplanan yunuslama momenti dağılımı

Optimizasyon

Optimizasyon kısmında optimizasyon için gerekli 3 temel unsurdan bahsetmek gerekir. Bunlar; tasarım değişkenleri, tasarım kısıtları ve tasarımın amacıdır.

Tasarım Değişkenleri: Tasarım değişkenleri daha önceden bahsedildiği üzere alüminyum yapı için her bölgedeki kalınlık ve alan değerleridir. Bu çalışmada,

- Üst kabuk için 16 adet kalınlık
- Alt kabuk için 16 adet kalınlık
- Hücum kenarı kaburgaları için 6 adet gövde kalınlığı ve 6 adet flanş alanı
- Orta kaburgalar için 7 adet gövde kalınlığı ve 7 adet flanş alanı
- Firar kenarı kaburgaları için 6 adet gövde kalınlığı ve 6 adet flanş alanı
- Ön kiriş için 6 adet gövde kalınlığı ve 6 adet flanş alanı
- Arka kiriş için 6 adet gövde kalınlığı ve 6 adet flanş alanı

olmak üzere toplamda 63 kalınlık ve 31 flanş alanı tasarım değişkeni olarak kullanılmıştır.

Tasarım Kısıtları: Optimizasyon için kullanılan malzemenin özelliklerine göre maksimum ve minimum gerilim mukavemet değerleri arasında kalmak ve yerel burkulma olmamasıdır. Yerel burkulma denklemleri kullanıcı girdisi olarak her tasarım değişkeni bölgesi için girilmiştir.

- Kirişler için kısıt olarak, flanşlarda aksenal gerilim mukavemeti ve gövdelerde Von Mises gerilim mukavemeti değerleri arasında kalmak ile yerel bükülme/kesme burkulması olmaması kullanılmıştır. Bükülme/kesme burkulması kısıtı olarak aşağıdaki denklem kullanılmıştır.

$$R_s^2 + R_b^2 \leq 1 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{\tau}{K_s E \left(\frac{t}{b} \right)^2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{comp}}{K_b E \left(\frac{t}{b} \right)^2} \right)^2 \leq 1 \quad (3)$$

- Kabuklar için kısıt olarak, Von Mises gerilim mukavemeti değerleri arasında kalmak ile yerel basma/kesme burkulması olmaması kullanılmıştır. Yerel basma/kesme burkulması kısıtı olarak aşağıdaki denklem kullanılmıştır.

$$R_s^2 + R_c \leq 1 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{\tau}{K_s E \left(\frac{t}{b} \right)^2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{comp}}{K_c E \left(\frac{t}{b} \right)^2} \right) \leq 1 \quad (4)$$

- Kaburgalarda ise, flanşlarda eksenel gerilim mukavemeti ve yerel kaburda gövdelerinde kesme gerilim mukavemeti değerleri arasında kalmak ile kesme burkulması olmaması kısıtı kullanılmıştır. Kesme burkulması kısıtı olarak aşağıdaki denklem kullanılmıştır.

$$R_s \leq 1 \quad \Rightarrow \quad \left(\frac{\tau}{K_s E \left(\frac{t}{b} \right)^2} \right) \leq 1 \quad (5)$$

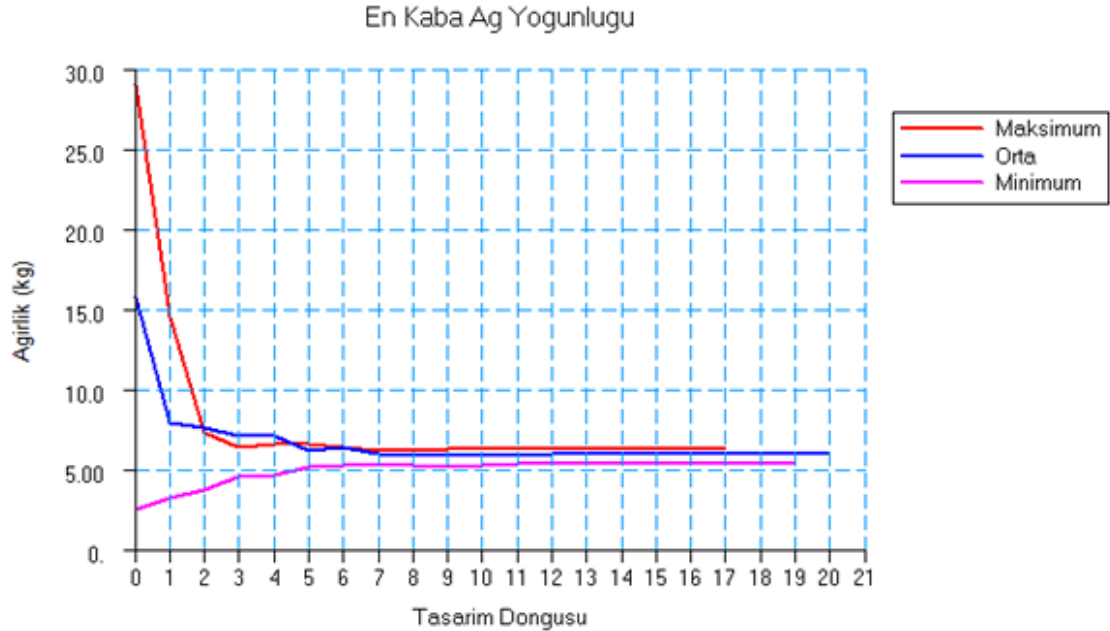
Tasarım Amacı: Bu çalışmadaki tasarımın amacı minimum ağırlıktır.

UYGULAMALAR

Uygulamalar kısmında Şekil 5'teki ağ yoğunlukları kullanılarak yöntem kısmında anlatılan bütün optimizasyonların karşılaştırmalı sonuçları verilmiştir. Her ağ yoğunluğu için minimum, orta ve maksimum başlangıç tasarım değişken girdileriyle başlatılmış optimizasyonların karşılaştırmalı olarak ağırlığa karşı tasarım döngüsü grafikleri elde edilmiştir.

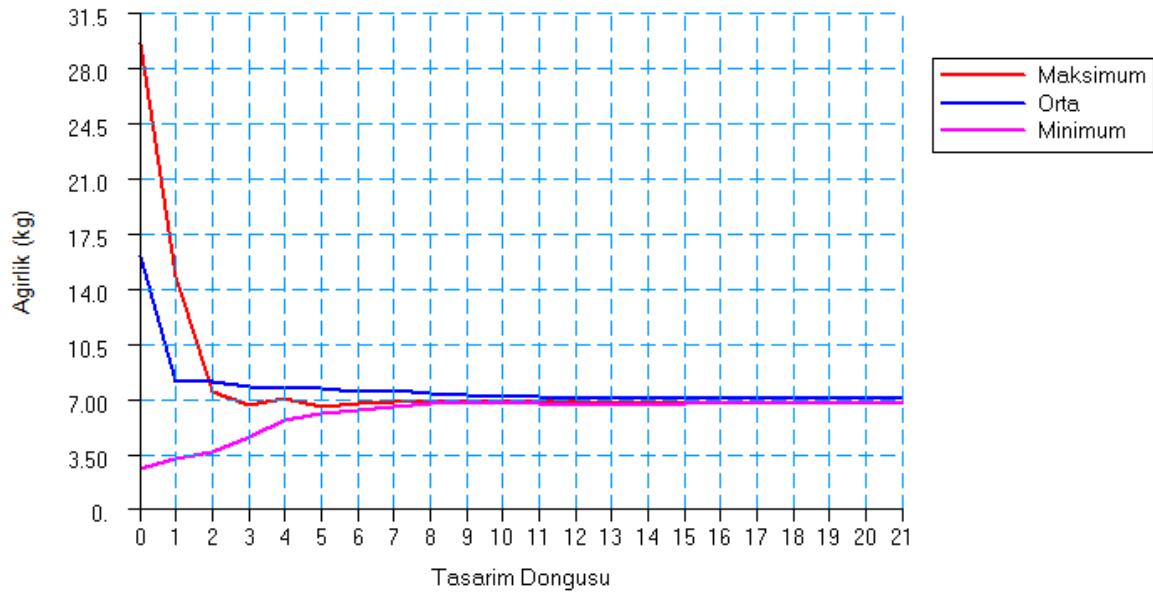
Her ağ yoğunluğunda minimum başlangıç tasarım girdilerinde kanat ağırlığı 2.47 kg, orta başlangıç girdisinde 15.76 kg ve maksimum başlangıç girdisinde 29.05 kg'dır.

Şekil 6, 7 ve 8'de görülmektedir ki başlangıç girdilerinin optimum sonuca ulaşmada etkisi olduğu gibi ağ yoğunluğunun da optimuma ulaşmada büyük etkisi vardır.



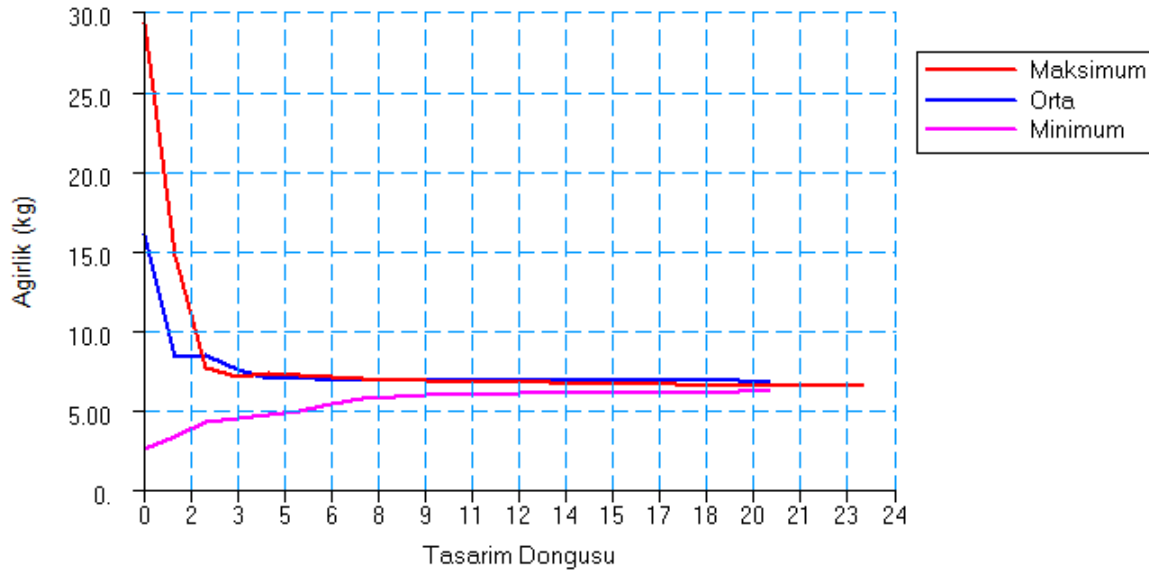
Şekil 8: En kaba ağ yoğunluğunda minimum orta ve maksimum girdilerle elde edilen optimum ağırlıklar

Kaba Ağ Yoğunluğu



Şekil 9: Kaba ağ yoğunluğunda minimum orta ve maksimum girdilerle elde edilen optimum ağırlıklar

İnce Ağ Yoğunluğu



Şekil 10: İnce ağ yoğunluğunda minimum orta ve maksimum girdilerle elde edilen optimum ağırlıklar

Grafiklerden yorumlanabileceği üzere başlangıç girdileri ne olursa olsun optimum ağırlıklar yaklaşık olarak aynıdır. Bütün ağ yoğunluklarında maksimum değerlerden başlayan tasarım değişkenleri orta noktadan başlayan değişkenlerden daha hızlı düşerek optimuma yakınsarken, minimum değerlerden başlayan tasarım değişkenleri yavaşça artarak optimuma yakınsamıştır. Grafikler ağ yoğunluklarına göre benzer görünse de sonuçları tablo olarak karşılaştırsak aradaki farklar daha net görülmektedir.

Çizelge 3: Başlangıç girdilerine karşı ağırlıklarına denk gelen ağırlıklar çizelgesi

	En Kaba Ağı	Kaba Ağı	İnce Ağı
Minimum	5.35 kg	6.57 kg	6.11 kg
Orta	5.96 kg	6.97 kg	6.79 kg
Maksimum	6.26 kg	6.69 kg	6.49 kg

Bütün ağırlıklarında minimumdan başlayan tasarım değişkenleri daha hafif bir kanat ağırlığı vermektedir. En kaba ağırlıkta optimum ağırlıklar başlangıç girdileri minimumdan maksimuma giderken artma eğilimi göstermesine karşı, ağırlık arttıkça bu eğilim değişmektedir. Kaba ve ince ağırlıkta orta değerlerden başlayan tasarım değişkenleri ile daha ağır bir kanat çıkmaktadır. Bunun nedeni optimizasyonun amaç fonksiyonunun orta noktadan başladığında lokal bir minimum noktası bulmuş olması olabilir.

Tablo 3'deki sonuçlara göre, daha sağlam bir optimizasyon sonucuna ulaşmak için orta başlangıç tasarım değişken girdileri ve kaba bir ağırlık kullanılabilir. Ancak, belli bir ağırlık için tasarım değişkenlerinin minimumları ile başlatılan optimizasyon döngüsü en hafif kanat ağırlığını verdiği için tasarımda bu döngü sonunda elde edilmiş olan kabuk kalınlık ve flanş alanlarının kullanılmasının daha uygun olacağı değerlendirilmiştir. Ağırlık seçimi ise tasarım süreci içinde dinamik testler ile kıyaslama yapılarak ile belirlenmiş olan en uygun ağırlığa dayandırılması gerekmektedir.

SONUÇ

Havacılık sektöründe ağırlık azalması; maliyet azalması, daha fazla menzil ya da daha fazla faydalı yük anlamına geldiği için oldukça önemlidir. Bu çalışmanın ana amacı optimize edilmiş bir helikopter yatay kuyruğunun ne kadar hafif olabileceğine karar vermektir. Optimizasyon tekniğinde bu amacı sağlamaya çalışmak kanat gibi yapısal bir modelde gerilim mukavemeti ve burkulma gibi tasarım kısıtlamalarını da karşılamak anlamına gelir.

Bilindiği üzere havacılık projeleri kendi içerisinde yinelenen döngülerden dolayı uzun sürelerde tamamlanmaktadır. Burada kullanılan optimizasyon sonuçları ile direkt olarak modellerin tasarlanıp üretilmesi güvenli ve mümkün değildir. Bu sonuçlar tasarım sürecinin erken safhalarında kullanılarak projelerin sürelerini kısaltabilmektedir.

İleriye dönük tavsiyeler olarak, lokal optimumuma ulaştığı düşünülen optimizasyonlar kaldığı noktadan tekrar optimizasyona alınabilir. Optimizasyon kısıtlarının tamamı uygulanmadan, önce mukavemet kısıtları sonra mukavemet ve burkulma kısıtları gibi kısıtları uygularken izlenen yol farklılaştırılabilir. Son olarak bu makalede optimum değerler gerçekçi kalınlıklarda değildir, gerçekçi kalınlıklara yuvarlanmış kalınlıklar ile son ağırlık hesaplanabilir.

Gerçekçi tasarım değişkenleri ve kapsamlı tasarım sınırlamaları optimizasyonda lokal optimizasyon yerine global optimizasyona ulaşabilmek adına çok önemlidir. Buradaki bilgiler kullanarak farklı havacılık yapıları, kendilerine uygun modeller, malzemeler, yükler ve bunlara ek olarak doğru optimizasyon parametreleri ile ağırlık olarak optimum seviyelere getirilebilir.

Kaynaklar

- Butler, R. (1998). *The Optimization of Wing Structures – theory or practise?*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol.70, No. 1, s.4-8
- ESDU 95010. *Computer program for estimation of span-wise loading of wings with camber and twist in subsonic attached flow*. [http:// www.esdu.com](http://www.esdu.com), last visited on 11/12/2015
- Miki, T., Kondo, M., Mizuguchi, F. and Ogino, Y. (1992). *Optimization Trial Analysis of A Journal/Thrust Bearing Structure*. Mitsubishi Heavy Industries, Ltd and Ryoyu System Engineering, Ltd. Kobe, Japan.
- MSC.NASTRAN®. (2012). *MSC.Nastran 2012 Design Sensitivity and Optimization User's Guide*. MSC Software Corp.
- MSC.NASTRAN®. (2012). *MSC.Nastran 2012 Linear Static Analysis User's Guide*, MSC Software Corp., s.344
- United States., & Battle Memorial Institute. (2013). *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS-08)*. Washington, D.C.: Federal Aviation Administration
- Vanderplaats, G.N. (1999). *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design*. 3rd edition, McGraw-Hill Book Company.
- Xu, R. (2012). *Optimal Design of a Composite Wing Structure for a Flying-Wing Aircraft Subject to Multi-constraint*. Unpublished master's thesis, Cranfield University, United Kingdom.