

İHA Kanatlarında Kullanılan Cam ve Karbon Elyaf Takviyeli Kompozitlerin Yapısal Performanslarının Sayısal Simülasyonlar ile İncelenmesi

Ahmet Mesut ÖZTÜRK^{1*}, Ömer GÜNDOĞDU¹

ÖZET: Kompozit malzemeler yüksek özgül mukavemet, korozyon direnci, titreşim sönümlenme kabiliyeti gibi birçok avantajlı özelliğe sahip oldukları için başta havacılık ve otomotiv olmak üzere birçok sektörde sıklıkla tercih edilmektedirler. Bu çalışma kapsamında kompozit malzeme ve metalik malzemelerin birlikte oluşturduğu bir insansız hava aracı kanadının yapısal davranışı teorik olarak incelenmiştir. Çalışmada iki farklı kanat geometrisi üzerinde durulmuştur. Birincisi, flap ve aileron bulundurmeyen yekpare bir kabuğa sahip kanat geometrisidir. Bu kanat geometrisi Model 1 olarak isimlendirilmiştir. İkincisi ise üzerinde flap ve aileron kontrol yüzeylerini ve ilgili tüm yapısal elemanlarını barındıran kanat geometrisidir ve bu kanat geometrisi ise Model 2 olarak adlandırılmıştır. Referans alınan teorik kanat modelini yapısal olarak geliştirmek amacıyla farklı malzeme sistemlerinin kullanıldığı yeni teorik kanat modelleri oluşturulmuştur. Bu modeller yatay uçuş seyir şartları ve maksimum statik basınç yükü altında yapısal analizlere tabi tutulmuş en uygun konfigürasyonlar ortaya konulmuştur.

Anahtar Kelimeler: ANSYS®, statik analiz, doğal frekans, sonlu elemanlar yöntemi, kompozit malzeme, insansız hava aracı, yapısal analiz, akış analizi.

Investigation of Structural Performances of Composite Materials Reinforced by Glass and Carbon Fibers Used on Unmanned Aerial Vehicles Using Numerical Simulations

ABSTRACT: Composite materials are often preferred in many industries such as aviation and automotive since they have many advantageous properties such as high specific strength, high corrosion resistance and ability to absorb vibration. In this study, a research for structural behaviour is theoretically done on an unmanned aerial vehicle wing composed of composite materials and metallic materials. Two different wing geometries are considered in the study. The first of these is the wing geometry without control surfaces that are flap and aileron. This wing geometry is mentioned as Model 1. The second of these is the wing geometry with flap, aileron and related components. The second wing geometry is mentioned as Model 2. New wing models composed of different material systems are created and analysed under different loads in order to develop reference wing model. These loads are the loads calculated under level flight cruise conditions and maximum static pressure loading conditions. In this way, the optimum configurations of the wing models are obtained.

Keywords: ANSYS®, static analysis, natural frequency, finite element method, composite materials, unmanned aerial vehicle, structural analysis, flow analysis.

¹ Ahmet Mesut ÖZTÜRK (0000-0003-0847-4895), Ömer GÜNDOĞDU (0000-0003-2656-4181), Atatürk Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Erzurum, Türkiye

*Sorumlu Yazar/Corresponding Author: Ahmet Mesut ÖZTÜRK, e-mail: ahmetmesut.ozturk@ogr.atauni.edu.tr

Bu çalışma Ahmet Mesut ÖZTÜRK'ün Yüksek Lisans tezinden üretilmiştir.

GİRİŞ

Kompozit malzemelerin, havacılık sektörünün ayrılmaz bir parçası haline gelmesi 1903 yılında Wright kardeşlerin yaptıkları ilk başarılı uçuş deneyi ile mümkün olmuştur (Soutis, 2005). Starke ve Staley (1996) hava araçlarında mukavemetin ağırlığa oranının, malzeme seçimi yapılırken göz önüne alınması gereken kritik önemde bir konu olduğunu, bu yüzden kompozit malzemelerin tercih edildiğini ifade etmiştir. Havacılık endüstrisinde kompozit malzeme kullanımı konusunda yapılmış birçok çalışma literatürde mevcuttur. Starnes ve Haftka (1979) kompozit kanatların ön tasarımı konusunda burkulma, mukavemet, sehim kısıtlarına yönelik olarak bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada göz önüne alınan malzeme sistemleri tümüyle graphite-epoxy, boron-epoxy kiriş profil başlıklı (spar caps) graphite-epoxy ve tümüyle alüminyum malzemedir. Bu çalışmada kompozit malzeme tasarımlarının alüminyum tasarımlar üzerinde bir avantaja sahip olduğu ve bu avantajın kompozit malzeme tasarımlarının yalnızca küçük miktarda kütle artışı ile ilave kısıtları karşılayabilmesi olduğu ortaya konulmuştur.

Griffin ve ark. (1981) kompozit bir aileronun ayrıntılı tasarımını yapmışlardır. Bu aileron tasarımı, iç yapıya mekanik olarak bağlanmış tek parça halindeki üst ve alt kabuklara sahip çok kaburgalı bir konfigürasyondur. İç yapının üzerini kapatan kabukları, ön kirişi ve kaburgaları, dokuma ve şerit halindeki graphite/epoxy kompozit malzemededen imal etmişlerdir. Bu tasarım geliştirilmesi planlanan alüminyum aileron ile kıyaslandığında ağırlıkta %23'lük bir düşüş sağlamıştır. Bu kompozit aileronun metal ailerondan %50 daha az bağlantı elemanı ve parça içermesinin yanında maliyet bakımından metal aileron ile rekabet edebilir pozisyonda olduğu değerlendirilmiştir. Kompozit aileronun yapısal bütünlüğü, yapısal analizler ve geniş çaplı bir test programı ile tahkik edilmiştir. Kompozit malzeme tabakaları için sonlu eleman modelleri ve özel bilgisayar programları kullanarak kompozit aileron üzerinde statik, arızaya karşı emniyetlilik ve titreşim analizleri yapılmıştır. Son olarak tasarımın kritik detayları, aileronun tam ölçekli alt bileşen ve alt montaj sistemleri üzerinde statik ve yorulma testleri ile tahkik edilmiştir.

Romano ve ark. (2009) alüminyum aileronların yerine kullanılabilecek CFRP bir aileron geliştirmişlerdir. Geliştirdikleri yeni CFRP aileronun tasarımı için P180 Avanti uçağında kullanılan mevcut alüminyum aileronu referans almışlardır. RTM (Reçine Transfer Kalıplama) yöntemi kullanılarak üretilen bu yeni kompozit tabakalı yapıyı alüminyum parça ile aynı geometriye, fonksiyonel performansa ve bağlantı tertibatına sahip olacak şekilde tasarlamışlardır. Çalışmada hem basitleştirilmiş hem de detaylı bir tasarım yaklaşımı takip edilerek geliştirilen iteratif bir tasarım metodolojisi kullanılmış ve sonuçta optimize edilmiş bir aileron konsepti ortaya konulmuştur. Bu konsept hem yapısal alt parçaların sayısında ciddi bir düşüşe hem de daha hafif yapısal alt parçaların tasarlanmasına olanak vermiştir.

Sepe ve ark. (2017) kompozit malzemedenden imal edilmiş, statik yükler altındaki yatay bir stabilizer parçasının mekanik davranışını incelemişlerdir. Stabilizerin yapısal bileşenleri petek yapıdaki bir çekirdek malzeme (HRH-10-1/8-4.0) içeren kompozit sandviç panellerden (HTA 5131/RTM 6) imal edilmiştir. Bu sandviç kabuk yapılar RTM (Reçine Transfer Kalıplama) yöntemi ile üretilmiştir. Bu stabilizerin mekanik dayanımını belirlemek için kritik aerodinamik uçuş yükü deneysel olarak oluşturulmuş ve stabilizere uygulanmıştır. Deneysel testlerde kullanılabilecek eşdeğer ve daha basit olan bir yük vektörünün şiddetini, yönünü ve dağılımını kalibre etmek amacıyla deneysel çabaları azaltma amaçlı ve sonlu elemanlar yöntemine (FEM) dayalı sayısal bir model geliştirilmiştir. NASTRAN® kodu kullanılarak yapılan FEM analizi, petek yapıdaki çekirdek kısmın eşdeğer bir ortotropik plaka kullanılarak modellenmesine ve kompozit sandviç plakalardan oluşan kabukların her bir tabakanın

takviye açılarının, malzeme özelliklerinin tanımlanması yoluyla modellenmesine imkan tanımıştır. Son olarak sayısal ve deneysel sonuçlar kıyaslanmış ve sonuçlarda iyi bir uyum elde edilmiştir.

Patterson ve Grenstedt (2018) yüksek irtifada ve yüksek hızlarda seyredilebilen bir insansız hava aracı için 6 metrelik karbon fiber bir kanadı tek bir kürlenme prosesi ile imal etmişlerdir. Kanat kabuğuna ait iki adet kalıp, doğrudan malzeme üzerine işlenmiş kalıp geometrisine sahip ve düşük yoğunluklu bir kalıp malzemesi (tooling board) kullanılarak oluşturulmuştur. Bu şekilde malzeme işleme süresi ve maliyetinden tasarruf sağlamışlardır. Firar kenarı boşluğunu oluşturmak için ise alüminyum bir ek parça kullanmışlardır. Kanat içerisindeki altı adet kaburgayı konumlandırmak için polystyrene köpükten yapılmış üç adet çıkartılabilir model kullanmışlardır. Kürlenme işlemi ve bu modellerin kabuktan sökülmesinden sonra iç kaburgaları oluşturulmuş içi boş bir kanat elde etmişlerdir. Üretilen kanat kabuğunda bazı kusurlar tespit etmelerine rağmen genel olarak yapısal özellikleri çok iyi durumda olan parçalar üretmişlerdir. Sonuç olarak kullandıkları bu yöntemin karmaşık kompozit parçalar üretmek için muazzam bir potansiyeli olduğunu kanıtlamışlardır.

Bu makaleye konu olan teorik çalışmada ise belirlenen 3 farklı kompozit malzemenin 1.5 m açıklıklı bir insansız hava aracı kanadının yapısal elemanlarında kullanılmaları halinde, farklı statik basınç yükleri altında kanat yapısal performansı üzerindeki etkileri incelenmiş ve farklı malzeme konfigürasyonlarından oluşan kanat modellerinden en başarılı olanı belirlenmiştir.

MATERYAL VE YÖNTEM

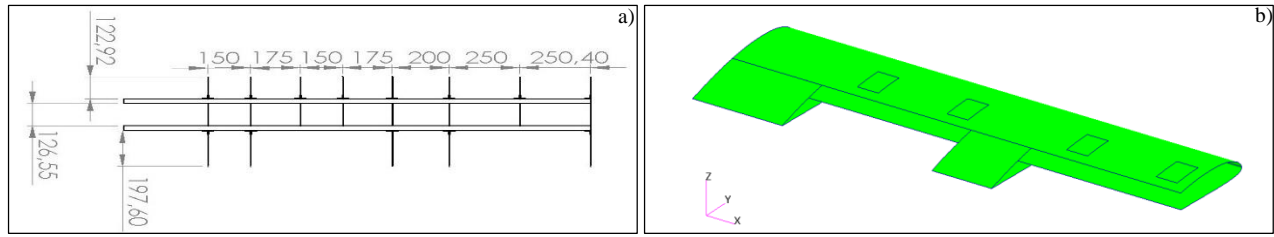
Bu çalışmaya konu olan tüm yapısal analizler sonlu elemanlar paket programlarından ANSYS® kullanılarak yapılmıştır. Yapısal analizlerde kullanılacak olan kanat katı modelleri ise her bir kanat parçası SolidWorks® programında oluşturularak ve bu parçaların montajları yapılarak elde edilmiştir. Daha sonra kanat katı modellerindeki metalik kısma ait katı model ve kompozit parçalara ait yüzey modeller ANSYS® Workbench programındaki ilgili modüllere ayrı ayrı aktarılmıştır. Metalik kısma ait malzeme özelliklerinin tanımlanması ve mesh oluşturma işlemleri Mechanical/ANSYS® analiz modülünde yapılmıştır. Kompozit parçalara ait sonlu elemanlar modelleri ise analizi yapılacak olan kompozit malzemelerin mekanik ve fiziksel özellikleri göz önünde bulundurularak ANSYS® Composite PrePost (Pre) modülünde oluşturulmuştur. Bu işlemlerin ardından ANSYS® Workbench programında metalik aksam ve kompozit parçalar montaj edilerek analizin yapılacağı sisteme aktarılmışlardır. Öte yandan montaj işlemleri tamamlanan kanat modelleri kullanılarak statik basınç dağılımının elde edileceği kanat yüzeyleri Fluent/ANSYS® programında bir dizi modelleme işlemleri ile oluşturulmuş ve akış analizleri yapılarak her iki kanat modeli için de statik basınç yükleri hesaplatılmıştır. Son olarak, hesaplanan yükler ilgili analiz sistemlerine transfer edilerek kanat yapısal analizleri yapılmıştır.

Kanat Katı Modelinin Oluşturulması

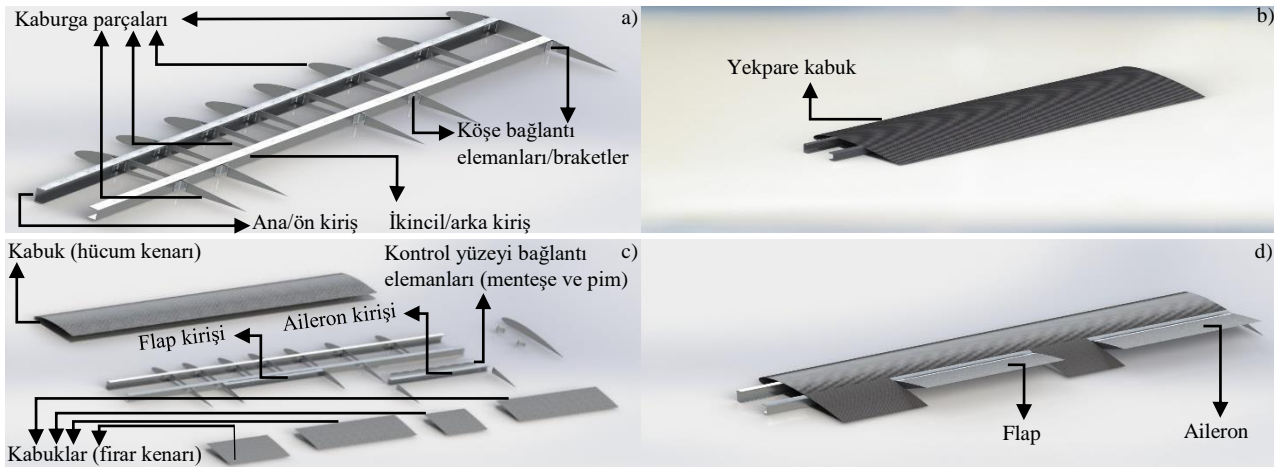
Bu çalışmada yeni bir kanat geometrisi tasarımı yapılmamış bunun yerine TÜBİTAK 107M103 projesinde İnsuyu (2010), Ünlüsoy (2010) ve Sakarya (2010) tarafından tasarımı yapılan bir insansız hava aracına ait kanat geometrisi üzerinde çalışılmıştır. Kanat CAD geometrisi oluşturulurken Ünlüsoy (2010) tarafından yapısal tasarımı yapılan kanada ait ölçüler kullanılmıştır (Şekil 1.a).

Analizler kontrol yüzeyi içermeyen yekpare yapıda bir kabağa sahip olan Model 1 ile flap ve aileron kontrol yüzeylerine sahip olan Model 2 kanat geometrisi üzerinde gerçekleştirilmiştir. Model 1 geometrisi ve ilave kontrol yüzeyi geometrileri hariç Model 2 kanat geometrisi bu çalışmanın başlangıç noktası olarak kabul edilen ve referans model olarak göz önüne alınan kanat geometrisi ile aynı iç yapı geometrisine sahiptir. Model 1 ile referans alınan teorik model arasındaki tek fark kabuk

geometrilerindeki kontrol yüzeylerine ait kısımların farklı olmasıdır (Şekil 1.b). Şekil 2’de Model 1 ve Model 2 kanat geometrilerine ait katı modeller sunulmuştur.



Şekil 1. a) Model 1, Model 2 ve referans alınan teorik model geometrileri için kanat ölçüleri (mm) b) Referans alınan teorik kanat modeline ait kabuk geometrisi (Ünlüsoy, 2010)



Şekil 2. a) Model 1 iç yapı b) Model 1 dış yapı c) Model 2 yapısal elemanları d) Model 2 montaj sonrası görünüm

Kanat İç Yapısı İçin Malzeme Seçimi

Bu çalışmada kanat iç yapısında farklı malzeme konfigürasyonları oluşturacak şekilde 3 farklı metalik malzeme tercih edilmiştir. Bu metalik malzemelere ait fiziksel ve mekanik özellikler Çizelge 1’de verilmiştir.

Çizelge 1. Kanat iç yapısında kullanılan metalik malzemelere ait mekanik ve fiziksel özellikler

	Mg alaşımı (ANSYS veri tabanı)	Alüminyum 7075-T651 (Ünlüsoy, 2010)	Alüminyum 2024-T3 (Ünlüsoy, 2010)
Yoğunluk	1800 kg m ⁻³	2810 kg m ⁻³	2780 kg m ⁻³
Elastisite modülü	45 GPa	71.7 GPa	73.1 GPa
Kayma modülü	16.7 GPa	26.9 GPa	28 GPa
Poisson oranı	0.35	0.33	0.33
Çekme mukavemeti	255 MPa	572 MPa	483 MPa
Akma mukavemeti	193 MPa	503 MPa	385 MPa

Kanat Dış Yapısı/Kabuk ve Kompozit Kaburgalar İçin Malzeme Seçimi

Günümüzde yüksek mukavemet/ağırlık, rijitlik/ağırlık oranlarına sahip olan sürekli elyaf takviyeli polimer matrisli kompozitler, havacılık ve otomotiv gibi hafif yapısal parçalara ihtiyaç duyan sektörlerde kullanım sahaları bulmuşlardır. Bu sektörlerde imalatı yapılan ürünlerde kompozit malzemelerin kullanılması üretilecek parça sayısını azaltarak bakım ve onarım süreçlerinde ihtiyaç duyulan yedek parça adedi ve çeşitliliğinin azalmasını sağlamakta ve ürünlerin servis ömrü maliyetlerinin büyük oranda aşağı çekilmesini sağlamaktadır (Blanchard ve Fabrycky, 2006).

Bu çalışma kapsamında farklı malzeme konfigürasyonları oluşturmak ve analizlerin yapılacağı yükleme şartları altında en yüksek rijitlik/ağırlık oranını yakalamak amacıyla 3 farklı kompozit malzemeden faydalanılmıştır. Kanat kabuğunu ve kompozit olarak modellenmesi planlanan kaburgaları

modellemede kullanılacak olan kompozitlere ait fiziksel ve mekanik özellikler Çizelge 2’de sunulmuştur. Bu çalışmada kompozit kanat kabukları modellenirken kabuk tabakalarına ait takviye açılımları için kanat kirişlerine paralel olacak şekilde kanat açıklığı doğrultusunda 0° açılı bir referans eksen belirlenmiştir. Bu referans eksen kaburga parçaları için ise kanat profilini temsil eden airfoil üzerinde hücum ve firar kenarlarını birleştiren veter hattına paralel olacak şekilde firar kenarına doğru yönlendirilmiştir. (Öztürk, 2019).

Çizelge 2. Kanat tasarımında kullanılan sürekli elyaf takviyeli kompozitlere ait mekanik ve fiziksel özellikler

	Epoxy E-Glass Wet (ANSYS veri tabanı)	Epoxy Carbon UD Prepreg (ANSYS veri tabanı)	Teorik 7781 E-Glass Fabric – Araldite LY5052 Resin / Aradur HY5052 Hardener (Ünlüsoy, 2010)
Yoğunluk (ρ)	1850 kg m ⁻³	1540 kg m ⁻³	1772 kg m ⁻³
Elastisite modülü (E_1)	35000 MPa	2.09x10 ⁵ MPa	22100 MPa
Elastisite modülü (E_2)	9000 MPa	9450 MPa	22400 MPa
Majör Poisson oranı (ν_{12})	0.28	0.27	0.15
Kayma modülü (G_{12})	4700 MPa	5500 MPa	3790 MPa
Kayma modülü (G_{13})	4700 MPa	5500 MPa	2960 MPa
Kayma modülü (G_{23})	3500 MPa	3900 MPa	2960 MPa

Statik Basınç Yükünün Tayini ve Kanat Sonlu Elemanlar Modeline Uygulanması

Üç boyutlu akış analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için Model 1 ve Model 2 kanat geometrileri kullanılarak sonlu hacimler modelleri (Fluent/ANSYS® modelleri) oluşturulmuştur. Çizelge 3’te bu geometriler üzerinde sonlu hacimler modellerinin kurulabilmesi amacıyla oluşturulan ağ yapısı (mesh) bilgileri, akış modelleri ve kullanılan çözücüye ait bilgiler paylaşılmıştır.

Çizelge 3. Kanat sonlu hacimler modellerine ait mesh bilgileri ile Fluent’te kullanılan akış model ve çözücü bilgileri

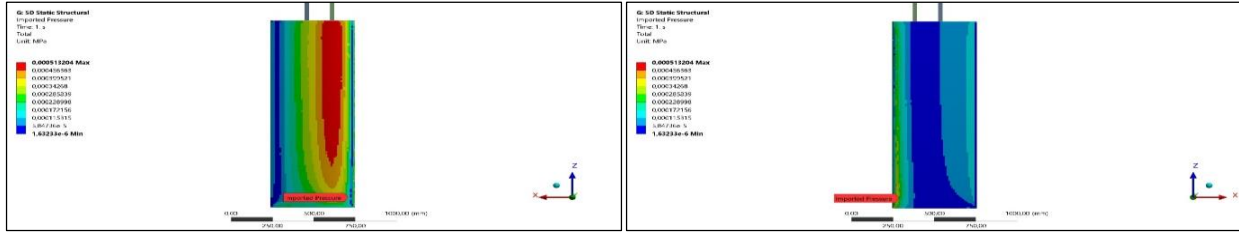
Mesh Yöntemi	Automatic Method (Hibrit Meshleme)	Akışkan Yoğunluğu	Sabit (Sıkıştırılmaz Akış kabulü)
Mesh Elemanları	Tetrahedron (Karmaşık katı modellerde tercih edilmektedir.)	Çözücü	Zamandan Bağımsız Basınç Tabanlı Çözücü
Relevance Center	Medium	Akış Modeli	Standard k- ϵ (Türbülanslı Viskoz Akış)
Mesh Eleman/Düğüm Sayısı	299 859/55 548 (Model 1)	Çözüm Algoritması	Coupled

Hem Model 1 hem de Model 2 kanat geometrileri için bu tercihlerle oluşturulan sonlu hacimler modelleri yatay uçuş seyir şartları altında akış analizlerine tabi tutularak üzerlerindeki basınç dağılım konturları elde edilmiştir. Daha sonra kanat akış analizlerinin yapılması sonucu elde edilen basınç dağılımı değerlerinin kanat sonlu elemanlar modeline statik basınç yükü olarak aktarılması işlemi gerçekleştirilmiştir. Kanat sonlu hacimler modellerine ve kabukların ACP modülünde oluşturulan sonlu elemanlar modellerine ait mesh kalitelerinin yüksek ve birbiri ile uyumlu olması bu işlemin yüksek doğrulukla gerçekleştirilebilmesi için büyük önem arz etmektedir (Öztürk, 2019). Kanat sonlu eleman modellerine uygulanan statik basınç yükleri Şekil 3 ve Şekil 4’te her iki kanat geometrisi içinde sunulmuştur.

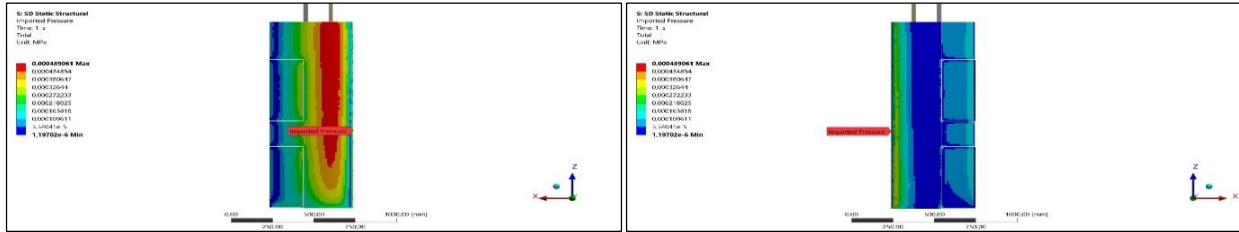
Kanat İç Yapısına Ait Sonlu Elemanlar Modelinin Oluşturulması

Mesh yapısında hexahedron elemanlar tercih edilmiştir. Bu elemanlar katı ve yüzey modellemede en çok tercih edilen eleman türüdür ancak bu elemanlar, aşırı çarpılmaya maruz kalırlarsa diğer bir deyişle elemanın yüzeylerini oluşturan düğüm noktaları ait oldukları düzlemden büyük miktarda ayrılırlarsa gerçek bir yükleme durumunda meydana gelmesi mümkün olmayan yüksek gerilme sonuçları verebilmektedirler (Ovalı ve Esen, 2017). Yapılan genel ve bölgesel meshleme ayarlarından sonra meshlemenin uygunluk düzeyinin belirlenmesi amacıyla ANSYS® tarafından sunulan belirli mesh

değerlendirme kriterleri bulunmaktadır. İyi bir mesh ve dolayısıyla daha hassas ve doğru sonuçlar elde edebilmek amacıyla mutlaka bu kriterlere göre bir değerlendirme yapılması gerekmektedir. Kanat metalik iç yapısına ait meshin değerlendirilmesi için en çok kabul gören “Skewness Kriteri” seçilmiştir. Bu kriterde optimum eleman boyutu ile aktif eleman boyutu karşılaştırılmakta diğer bir ifade ile olması gereken eleman boyutu ile gerçek boyut arasındaki farka bakılarak bir değerlendirme yapılmaktadır. Çizelge 4’den görüldüğü üzere maksimum skewness değeri 0.80-0.94 aralığında ve kabul edilebilir seviyededir. Ortalama skewness değeri ise 0.25-0.50 aralığında ve çok iyi mesh seviyesindedir (Ovalı ve Esen, 2017).



Şekil 3. Model 1 geometrisine ait sonlu eleman modeli statik basınç yükü



Şekil 4. Model 2 geometrisine ait sonlu eleman modeli statik basınç yükü

Çizelge 4. Ağ yapısı ölçeği ve değerleri

Ağ Yapısı Ölçeği (Mesh Metric)	Skewness
Minimum	1.3057×10^{-10}
Maksimum	0.91846
Ortalama	0.3748
Standart Sapma	0.25034

Sınır Şartının Uygulanması

Kanat kirişleri gövdeye farklı şekillerde bağlanabilir. Bu çalışmada kanat kirişlerinin gövdeye ankastre bağlandığı kabul edilmiştir. Dolayısıyla çözdürülecek sistemde bir adet sınır şartı mevcuttur. Bu şart, kanadın kök kısmında kirişlerin uç kısımlarından sabitlenmesi yani tüm serbestlik derecelerinin kısıtlanmasıdır.

BULGULAR VE TARTIŞMA

Kanat Yapısal Analizlerine Giriş

Bu kısımda öncelikle Model 1 geometrisine ve referans alınan teorik kanat modeli ile aynı malzeme özelliklerine sahip olan kanat modeline ait analiz sonuçlarının Ünlüsoy (2010) tarafından tasarlanan teorik kanat modeline ait analiz sonuçları ile karşılaştırması yapılmıştır. Burada amaç üzerinde yapısal davranış inceleme çalışmalarının yapıldığı kanat modelinin orijinal teorik modele ne kadar yaklaştığının belirlenmesidir. Referans alınan modelle karşılaştırılması yapılan kanat modeli için Model 1 ismi kullanılmıştır. Daha sonra kanat ağırlığında düşüş sağlamak ve daha rijit kanat modelleri elde etmek amacıyla Model 1 ve Model 2 geometrilerine sahip yeni kanat modelleri üzerinde teorik olarak yapısal davranış inceleme çalışmaları yapılmıştır. Kabuklar ve kaburgalar için en uygun kompozit model tasarımlarını ortaya koyabilmek amacıyla ACP veri tabanında bulunan kompozit malzemelerden faydalanılmıştır. Ortaya konulan yeni kompozit tasarımların analizleri yine Mechanical/ANSYS®

modülünde statik basınç yükleri altında gerçekleştirilmiştir. Çalışmalarda ortaya konulan bu yeni kanat modelleri için kanat geometrilerini ifade etmesi amacıyla Model 1 ve Model 2 isimlerinin kullanılması ve bu modellere ait konfigürasyonları nitelemesi amacıyla model isimlendirmelerinin sonlarına harf verilmesi uygun görülmüştür.

Model 1 Analiz Sonuçları

Referans alınan teorik kanat modeli ile aynı malzeme seçimlerini barındıran Model 1 için parça malzeme bilgileri Çizelge 5’te sunulmuştur.

Çizelge 5. Model 1 için yapısal elemanlara ait malzeme ve kalınlık bilgileri (Ünlüsoy, 2010)

Yapısal eleman	Malzeme	Kalınlık (mm)
Ana kiriş	Alüminyum 7075-T651	2.4
İkincil kiriş	Alüminyum 7075-T651	2.4
Köşe bağlantı elemanları	Alüminyum 7075-T651	1.65
Kabuk	7781 E-Glass Fiber Araldite LY5052 Reçine	1.08 (4 katman)
Kaburgalar	Alüminyum 2024-T3	0.8

Model 1 için modal analiz sonuçları

Model 1 için serbest titreşim analizleri yapılmış ve ilk dört doğal frekans değerleri ile mod biçimleri elde edilmiştir. Model 1 için modal analiz sonuçları Ünlüsoy (2010) tarafından yapılan çalışmada sonlu elemanlar yöntemiyle bulunan değerler ile birlikte Çizelge 6’da sunulmuştur.

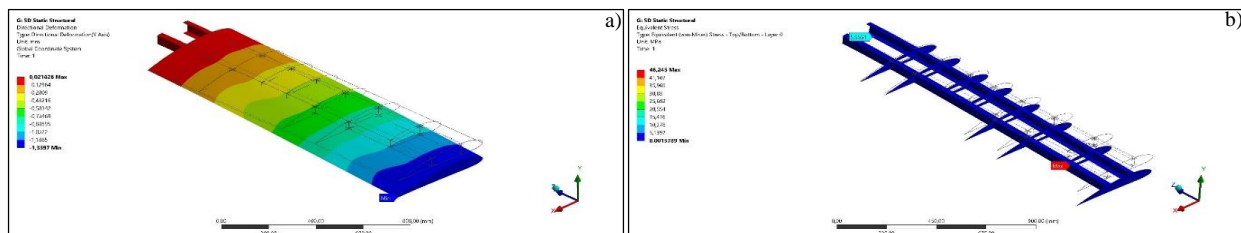
Çizelge 6. Sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen doğal frekans değerleri ve mod biçimleri

Mod Biçimi	Doğal Frekanslar (Model 1)	Doğal Frekanslar (Ünlüsoy, 2010)
1. Düzlem Dışı Eğilme	16.887 Hz	17.29 Hz
1. Düzlem İçi Eğilme	56.317 Hz	56.42 Hz
1. Burulma	76.553 Hz	63.16 Hz
2. Düzlem Dışı Eğilme	107.16 Hz	106.67 Hz

Model 1 için statik analiz sonuçları

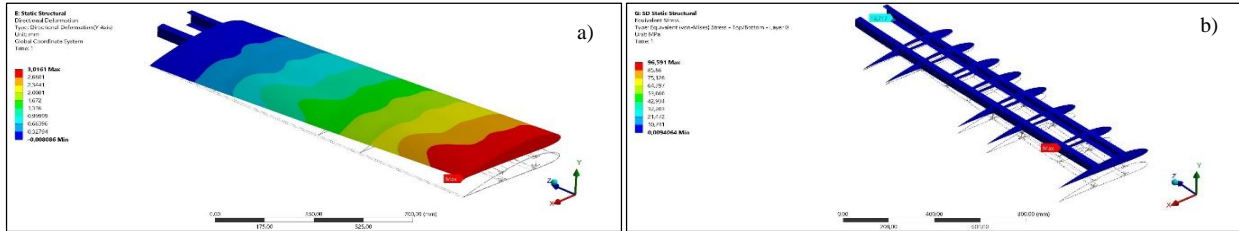
Model 1 için statik analizler kanat yalnızca kendi ağırlığı etkisi altında, yatay uçuş seyir durumu statik basınç yükü altında ve maksimum statik basınç yüklemesi (pull-down maneuver) durumunda yapılmıştır (Ünlüsoy, 2010). Bu yükler altında kanat sehimi değerleri, iç metalik yapıya ait maksimum gerilme değerleri ve bu gerilme değerlerine ait lokasyonlar belirlenmiştir.

Kanat yalnızca kendi ağırlığı etkisi altındayken, kanat uç kısmında maksimum sehimi değeri 1.3397 mm olarak meydana gelmiştir. Ünlüsoy (2010) tarafından yapılan çalışmada bu sonuç 1.3 mm olarak meydana gelmiştir. Şekil 5’te bu yüklemeye altında kanatta meydana gelen sehimi değerleri ve kanat iç yapısında meydana gelen gerilme dağılımı gösterilmektedir. İç yapıda maksimum gerilme değeri 46.245 MPa olarak ikincil kiriş ve orta kısımdaki kaburga parçasını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında meydana gelmiştir. Ana kiriş kök kısmında ise en büyük gerilme değeri 5.5551 MPa olarak meydana gelmiştir. Referans alınan modelde ise bu değer ana kiriş kök kısmında ve 9.87 MPa olarak meydana gelmiştir.

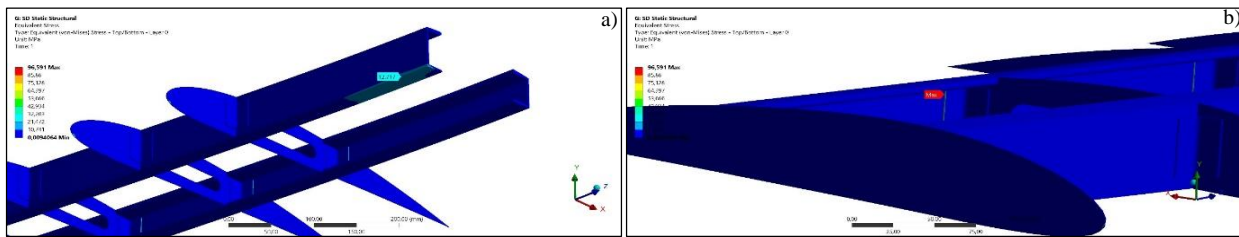


Şekil 5. Model 1 için kendi ağırlığı etkisi altında meydana gelen a) deformasyon değerleri ve b) iç yapı gerilme dağılımı

Yatay uçuş seyir şartları altında hesaplanan statik basınç yükü uygulandığında maksimum sehim değeri kanat uç kısmında 3.0161 mm olarak meydana gelmiştir (Şekil 6.a). Referans alınan teorik kanat modeli için ise bu değer kanat uç kısmında ve 3.71 mm olarak meydana gelmiştir. İç yapıda meydana gelen maksimum gerilme değeri 96.591 MPa olarak ikincil kiriş ve orta kısımdaki kaburga parçasını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında meydana gelmiştir. Ana kiriş kök kısmında ise en büyük gerilme değeri 12.717 MPa olarak meydana gelmiştir (Şekil 7.a). Referans alınan modelde ise bu maksimum gerilme değeri ana kiriş kök kısmında ve 32.4 MPa olarak meydana gelmiştir.



Şekil 6. Model 1 için yatay uçuş seyir şartları altında kanat a) deformasyon değerleri ve b) iç yapı gerilme dağılımı



Şekil 7. Model 1 için yatay uçuş seyir şartları altındayken a) ana kiriş kök kısmında meydana gelen maksimum gerilme değeri ile lokasyonu ve b) köşe bağlantı elemanında meydana gelen maksimum gerilme değeri ile lokasyonu

Kanat tasarımı için maksimum yük faktörü 5 olarak belirlenmiştir (İnsuyu, 2010; Ünlüsoy, 2010). Bu maksimum statik basınç yüklemesini oluşturmak amacıyla akış analizinde Model 1 için hava giriş hızı, tasarımı yapılan insansız hava aracının normal seyir hızının yaklaşık 2 katı olan 75 m s^{-1} 'ye çıkarılmıştır. Bu şekilde kanat üzerine etkiyen düşey doğrultudaki kuvvet değeri yaklaşık olarak 5 katına çıkarılmıştır. Elde edilen statik basınç yükü kanat yüzeyine etkiyen kuvvet bileşenleri cinsinden ifade edilerek Çizelge 7'de sunulmuştur.

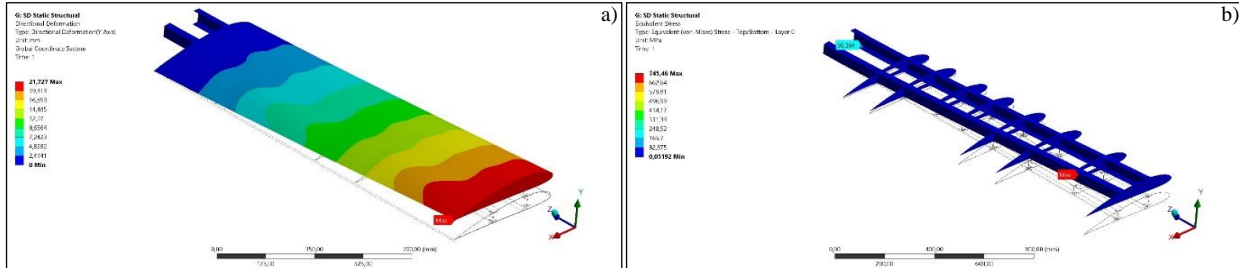
Çizelge 7. Kuvvet bileşenleri cinsinden maksimum statik basınç yükü

X-bileşeni	36.025 N
Y-bileşeni	1015.2 N
Z-bileşeni	6×10^{-4} N

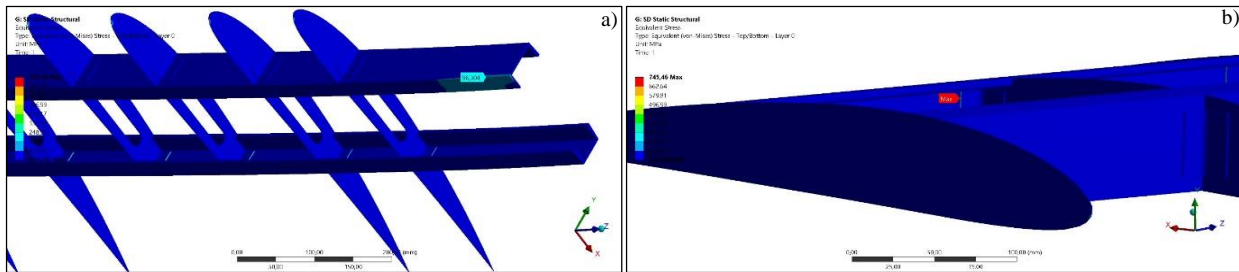
Sonuç olarak Y yönündeki kuvvet 1015.2 N olarak meydana gelmiştir. Bu kuvvet değeri söz konusu insansız hava aracı ağırlığının yarısının yaklaşık 5 katı değerindedir (Ünlüsoy, 2010). Ayrıca maksimum yüklemeye sebebiyet veren bu manevra (pull-down maneuver) esnasında kanada etkiyen kaldırma kuvveti ile kanada ait ağırlık kuvvetinin yönü aynı olmaktadır (Anderson, 1999). Yüklemeler bu şekilde oluşturulduktan sonra statik analizler gerçekleştirilmiş ve Şekil 8'den görüldüğü üzere kanat uç kısmında maksimum sehim değeri 21.727 mm olarak elde edilmiştir. Bu değer referans alınan model için Ünlüsoy (2010) tarafından 26.3 mm olarak bulunmuştur. İç yapıda meydana gelen maksimum gerilme değeri 745.46 MPa olarak ikincil kiriş ve orta kısımdaki kaburga parçasını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında meydana gelmiştir (Şekil 8.b). Ana kiriş kök kısmında ise en büyük gerilme değeri

96.304 MPa olarak meydana gelmiştir (Şekil 9.a). Referans alınan modelde ise maksimum gerilme değeri ana kiriş kök kısmında ve 221 MPa olarak meydana gelmiştir.

Üç tip yükleme altında yapılan statik analizler için kanat uç kısmında meydana gelen maksimum sehim değerleri ile ana kiriş kök kısmında meydana gelen maksimum gerilme değerleri, referans alınan teorik kanat modeline ait sehim ve gerilme değerleri ile birlikte Çizelge 8’de sunulmuştur.



Şekil 8. Model 1 için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında a) sehim değerleri ve b) gerilme dağılımı



Şekil 9. Model 1 için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında a) ana kiriş kök kısmında meydana gelen maksimum gerilme değeri ile lokasyonu ve b) köşe bağlantı elemanında meydana gelen maksimum gerilme değeri

Çizelge 8. Model 1 için yapılan statik analizlere ait sonuçlar

Yükleme tipi	Maksimum sehim (Model 1)	Maksimum sehim (Ünlüsoy, 2010)	Maksimum gerilme (Model 1)	Maksimum gerilme (Ünlüsoy, 2010)
1	1.3397 mm	1.3 mm	5.555 MPa	9.87 MPa
2	3.0161 mm	3.71 mm	12.72 MPa	32.4 MPa
3	21.727 mm	26.3 mm	96.304 MPa	221 MPa

Teorik Kanat Modelinin Geliştirilmesi ve Yapısal Davranış İnceleme Çalışmalarına Ait Analiz Sonuçları

Model 1A, Model 1 ile aynı geometriye ve kompozit kabuğa sahip olmakla birlikte iç metalik yapıda bulunan tüm parçaların malzemesi Çizelge 1’de özellikleri verilen Mg alaşımıdır. Yatay uçuş seyir şartları altında Model 1 geometrisine sahip tüm modellerde meydana gelen maksimum sehim değerleri, maksimum gerilme değerleri ve kanat toplam kütleleri aşağıda çizelgeler halinde sunulmuştur (Çizelge 9-16).

Çizelge 9. Model 1A için yatay uçuş seyir şartları altında gerçekleştirilen statik analiz sonuçları

Kanat modeli	Maksimum sehim (mm)	İç metalik yapıda maksimum gerilme (MPa)	Kabukta maksimum gerilme (MPa)	Kanat toplam kütlesi (kg)
Model 1A	4.4602	93.348	5.648	5.1738

Çizelge 10. Model 1B yapısal elemanları için malzeme bilgileri

Komponent	Malzeme
Kirişler	Mg alaşımı
Kaburgalar	Mg alaşımı
Köşe bağlantı elemanları	Mg alaşımı
Kabuk	Epoxy E-Glass Wet (0/0/0/0) Tabaka kalınlığı: 0.27 mm

İHA Kanatlarında Kullanılan Cam ve Karbon Elyaf Takviyeli Kompozitlerin Yapısal Performanslarının Sayısal Simülasyonlar ile İncelenmesi

Çizelge 11. Model 1B için yatay uçuş seyir şartları altında gerçekleştirilen statik analiz sonuçları

Kanat modeli	Maksimum sehim (mm)	İç metalik yapıda maksimum gerilme (MPa)	Kabukta maksimum gerilme (MPa)	Kanat toplam kütlesi (kg)
Model 1B	4.0794	83.712	8.3882	5.3043

Çizelge 12. Model 1B için kabuktaki tabakaların takviye açılarının değiştirilmesi ile elde edilen statik analiz sonuçları

Tabaka takviye açıları	Maksimum sehim (mm)	İç yapıda meydana gelen maksimum gerilme (MPa)	Kabukta meydana gelen maksimum gerilme (MPa)
0/0/0/0	4.079	83.71	8.38
0/45/-45/90	4.494	93.97	7.70
45/45/45/45	4.801	101.2	4.27
-45/-45/-45/-45	4.812	102.2	5.05
90/90/90/90	5.007	107.3	4.19

Çizelge 13. Model 1C yapısal elemanları için malzeme bilgileri

Komponent	Malzeme
Kirişler	Mg alaşımı
Kaburgalar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (90/90/90/90)
Köşe bağlantı elemanları	Mg alaşımı
Kabuk	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.27 mm (0/0/0/0)

Çizelge 14. Model 1C için yatay uçuş seyir şartları altında gerçekleştirilen statik analiz sonuçları

Kanat modeli	Maksimum sehim (mm)	İç metalik yapıda maksimum gerilme (MPa)	Kabukta maksimum gerilme (MPa)	Kaburgalarda maksimum gerilme (MPa)	Kanat toplam kütlesi (kg)
Model 1C	3.0992	68.509	31.108	83.113	4.7582

Çizelge 15. Model 1 geometrisine sahip diğer kanat modelleri için yapısal eleman malzeme bilgileri

	Model 1D	Model 1E	Model 1F	Model 1G	Model 1H
Kirişler	Al-7075	Al-7075	Al-7075	Al-7075	Al-7075
Kaburgalar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (0/0/0/0)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (45/45/45/45)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (-45/-45/-45/-45)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (90/90/90/90)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (90/90/90/90)
Braketler	Al-7075	Al-7075	Al-7075	Al-7075	Al-7075
Kabuk	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.36 mm (0/0/0/0)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.36 mm (0/0/0/0)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.36 mm (0/0/0/0)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.36 mm (0/0/0/0)	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.27 mm (0/0/0/0)

Çizelge 16. Model 1 geometrisine sahip diğer kanat modelleri için yatay uçuş seyir şartları altında statik analiz sonuçları

Kanat modelleri	Maksimum sehim (mm)	İç metalik yapıda maksimum gerilme (MPa)	Kabukta maksimum gerilme (MPa)	Kaburgalarda maksimum gerilme (MPa)	Kanat toplam kütlesi (kg)
Model 1D	1.927	72.48	14.67	23.88	6.7633
Model 1E	1.890	70.06	14.58	43.56	6.7633
Model 1F	1.893	70.22	14.59	41.14	6.7633
Model 1G	1.817	66.60	13.99	46.92	6.7633
Model 1H	2.087	78.57	16.50	54.30	5.8934

Model 2A için yapısal elemanlara ait malzeme bilgileri Çizelge 17’de maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında gerçekleştirilen statik analiz sonuçları ise Çizelge 18’de sunulmuştur. Kanat hücum kenarındaki kompozit kabuk takviyeli tabaka hasar kriterlerinden Maksimum Gerilme Kriteri’ne göre analiz edilmiş ve yapılan bu yüklemenin şiddetinin küçük bir miktar artırılması halinde

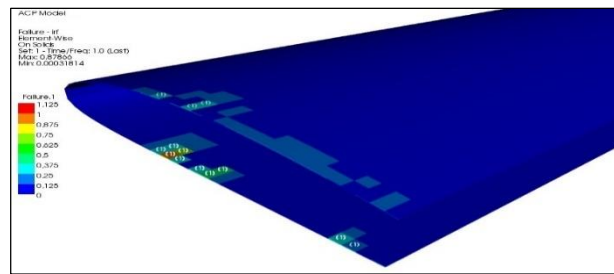
Şekil 10'da turuncu ile işaretlenen eleman ve civarındaki bölgede hasarın meydana gelmesinin kaçınılmaz olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca iç yapıda maksimum gerilme değeri 395,1 MPa olarak ikincil kiriş ve orta kısımdaki kaburga elemanını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında meydana gelmiştir. Bu gerilme değeri köşe bağlantı elemanı malzemesinin 193 MPa olan akma mukavemet değerinin çok üzerindedir ve kalıcı hasarın meydana geleceği açıktır.

Çizelge 17. Model 2A yapısal elemanları için malzeme bilgileri

Komponent	Malzeme
Ana ve ikincil kiriş	Mg alaşımı
Kontrol yüzeyi (flap-aileron) kirişleri	Mg alaşımı
Köşe bağlantı elemanları	Mg alaşımı
Kontrol yüzeyi bağlantı elemanları (menteşeler ve pimler)	Mg alaşımı
Kaburgalar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (90/90/90/90)
Kabuklar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.27 mm (0/0/0/0)

Çizelge 18. Model 2A için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında gerçekleştirilen statik analiz sonuçları

Kanat modeli	Maksimum sehim (mm)	İç metalik yapıda maksimum gerilme (MPa)	Kabukta maksimum gerilme (MPa)	Kaburgalarda maksimum gerilme (MPa)	Kanat toplam kütlesi (kg)
Model 2A	19.795	395.1	224.33	125.46	5.2719



Şekil 10. Model 2A için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında hücum kenarındaki kompozit kabukta belirlenen kritik tabaka ve bölgeler

Model 2B, Model 2 kanat geometrisine sahip olmakla birlikte kompozit kabuğun ve tüm kaburga parçalarının malzemesi Çizelge 2'de sunulan Epoxy Carbon UD Prepreg'dir. Model 2B için kanat iç ve dış yapısına ait eleman malzeme bilgileri Çizelge 19'da sunulmuştur. Model 2B için kanat toplam kütlesi Mechanical/ANSYS®'te 6.4071 kg olarak hesaplanmıştır.

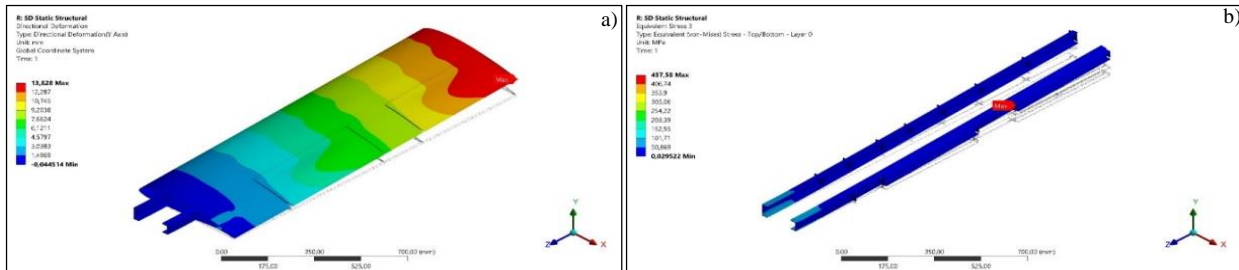
Çizelge 19. Model 2B yapısal elemanları için malzeme bilgileri

Komponent	Malzeme
Ana ve ikincil kiriş	Alüminyum 7075-T651
Kontrol yüzeyi (flap-aileron) kirişleri	Mg alaşımı
Köşe bağlantı elemanları	Alüminyum 7075-T651
Kontrol yüzeyi bağlantı elemanları (menteşeler ve pimler)	Mg alaşımı
Kaburgalar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.2 mm (90/90/90/90)
Kabuklar	Epoxy Carbon UD Prepreg Tabaka kalınlığı: 0.27 mm (0/0/0/0)

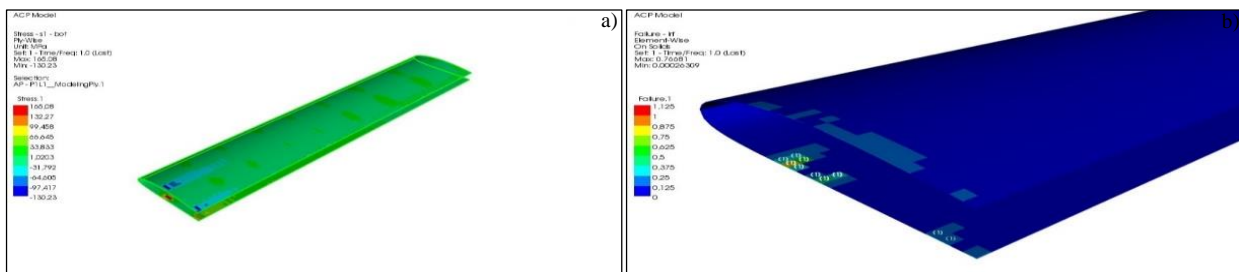
Maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında Model 2B'de kanat uç kısmında meydana gelen maksimum sehim değeri 13.828 mm'dir. Bu yükleme altında iç yapıda meydana gelen gerilme dağılımı Şekil 11'da sunulmuştur. İç yapıda maksimum gerilme değeri 457.58 MPa olarak

ikincil kiriş ve orta kısımdaki kaburga elemanını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında meydana gelmiştir. Bu gerilme değeri köşe bağlantı elemanı malzemesinin 503 MPa olan akma mukavemet değerinin altındadır ve eleman hasara uğramaz. Şekil 12’de ise hücum kenarındaki kompozit kabuğa ait en alttaki tabakanın (1. tabaka) alt yüzeyinde meydana gelen gerilme dağılımı gösterilmiştir. Bu görselde hücum kenarındaki kompozit kabukta meydana gelen 165.08 MPa maksimum gerilme değeri ve lokasyonu sunulmuştur. ACP modülünde bu kabuk parçası takviyeli tabaka hasar kriterlerinden Maksimum Gerilme Kriteri’ne göre analiz edilmiştir. Bu analiz sonucunda maksimum statik basınç yükü altında kabukta hasar meydana gelmediği tespit edilmiştir. Yükleme şiddetinin daha da artırılması halinde kritik tabakada hasarın meydana gelmesi olası olan bölge belirlenmiş ve Şekil 12.b’de gösterilmiştir. ACP modülünde kompozit kaburgaların da gerilme analizleri yapılmış ve sonuçlar Şekil 13’te sunulmuştur. Kaburga parçaları üzerinde maksimum gerilme değeri 187.17 MPa olarak flap kontrol yüzeyine ait bir kaburga parçasının flap kirişi ile temas ettiği bölgede tabaka alt yüzeyinde meydana gelmiştir. Benzer şekilde ACP modülünde bu kaburga parçası takviyeli tabaka hasar kriterlerinden Maksimum Gerilme Kriteri’ne göre analiz edilmiştir. Bu analiz sonucunda hasarı temsil eden hiçbir kırmızı renkli eleman tespit edilmemiştir. Burada kırmızı renkli eleman tabaka hasarına sebep olan gerilmelerin kombinasyonunu ifade eden Eşitlik 1’de hasara karşılık gelen 1 değerine tekabül etmektedir (Vasiliev ve Morozov, 2001). Ayrıca Şekil 13.c’den görüldüğü üzere bu kaburga parçasında kritik tabakadaki kritik bölgelerde değerler yine hasarı ifade eden 1 değerinden çok uzaktır ve dolayısıyla kaburga parçası bu yükleme altında hasara uğramaz. Son olarak üzerinde geliştirme çalışmaları yapılan Model 1’e ait bazı sonuçlar Model 2B’ye ait sonuçlar ile kıyaslanarak Çizelge 20’de sunulmuştur.

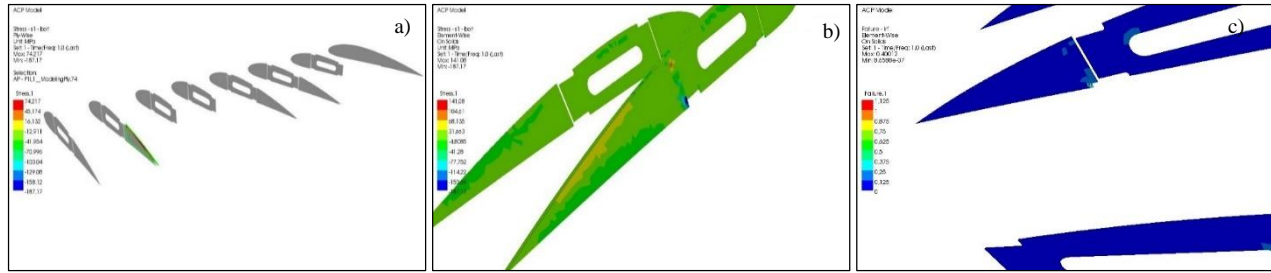
$$F(\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}) = 1 \quad (1)$$



Şekil 11. Model 2B için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında a) deformasyon değerleri ve b) iç metalik yapıda meydana gelen gerilme dağılımı



Şekil 12. Model 2B için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında hücum kenarındaki kompozit kabukta a) meydana gelen gerilme dağılımı ve b) belirlenen kritik tabaka ve bölgeler



Şekil 13. Model 2B için maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında maksimum gerilme değerinin meydana geldiği a) kaburga parçası, b) kaburga parçasında oluşan gerilme dağılımı ve c) kaburga parçasında belirlenen kritik bölgenin detay görünümü

Çizelge 20. Model 1 ile Model 2B'nin karşılaştırmalı sonuçları

	Model 1	Model 2B
İç yapı geometrileri	Aynı	Aynı
Flap-aileron kontrol yüzeyleri	Yok (Yekpare kabuk var)	Var
Kanat toplam kütlesi	6.1675 kg	6.4071 kg
Kanat uç kısmında maksimum sehim değeri	21.727 mm	13.828 mm
İç yapıda maksimum gerilme değeri	96.304 MPa	457.58 MPa
İç yapıda hasar durumu	Hasar yok	Hasar yok

SONUÇ

Bu çalışmanın amacı sıradan metalik malzemelerin kullanıldığı kanat modellerine göre çok daha hafif ve rijit olan yeni kanat modelleri ortaya koyabilmektir. Çalışmanın ilk kısmında gerek yükleme şartlarının oluşturulmasında gerekse kanat geometrisinin modellenmesinde meydana gelen farklılıkların, Model 1'e ait analiz sonuçları ile referans alınan teorik kanat modeline ait analiz sonuçları arasında sebebiyet verdiği ayrışma ortaya konulmuştur. Modal analiz sonuçları göz önüne alındığında burulma mod biçimine ait doğal frekans değeri dışında bulunan tüm doğal frekans değerlerinin referans alınan teorik kanat modeline ait doğal frekans değerlerine oldukça yakın olduğu görülmektedir. Burulma mod biçimine ait doğal frekans değerinde ise %21.2'lik bir fark oluşmuştur. Bu ayrışma Model 1'de bulunan parçalara ait bazı ölçülerin referans alınan kanadın parçalarına ait ölçülerden maksimum 2 mm'ye kadar farklılık göstermesi ve Model 1'in yekpare kabuğunun referans alınan modele ait kabuğa kıyasla toplamda 762 gr'lık kütle fazlasının olması gibi yapısal farklılıklardan kaynaklanmaktadır. Karşılaştırması yapılan her iki kanat modeli birer sürekli sistem olarak düşünüldüğünde Model 1 sistem kütesinin referans alınan sistemin kütle değerinden farklılık göstermesinin karşılaştırılan sistemlerin hareket denklemlerinde ve dolayısıyla bu hareket denklemlerinden elde edilen frekans denklemlerinde yer alan yoğunluk gibi kütleyle bağlı değişkenlerde ciddi bir farklılık meydana getireceği açıktır. Dolayısıyla bu durumda doğal frekanslarda ayrışma meydana gelmesi beklenen bir sonuçtur. Model 1 için yapılan statik analizlerde ise kendi ağırlığı etkisi altında ve yatay uçuş seyir şartları altında kanat uç kısmında meydana gelen sehim değerleri referans alınan teorik kanat modeline ait sehim değerlerine oldukça yakın çıkmıştır. Maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında meydana gelen sehim değerinde ise %17.39'luk bir fark meydana gelmiştir. Çizelge 8'den görüldüğü üzere ana giriş kök kısmında meydana gelen maksimum gerilme değerlerinde yüklemenin şiddetinin artmasıyla birlikte referans değerler karşısında büyük oranda sapmalar meydana gelmiştir. Ayrıca Şekil 9.b'den görüldüğü üzere ikincil giriş ve orta kısımdaki kaburga parçasını bağlayan bir köşe bağlantı elemanında anormal derecede yüksek gerilmeler ortaya çıkmıştır. Modal analiz ve statik analiz sonuçlarında ortaya çıkan bu ve diğer farklılıklar şu sebeplerden kaynaklanmaktadır:

- ❖ Referans alınan kanat sonlu elemanlar modelinin 2 boyutlu kabuk ve 1 boyutlu giriş elemanlar ile modellenmiş olmasına karşın bu çalışma kapsamında oluşturulan Model 1'in mesh yapısında

tümüyle 3 boyutlu hexahedron elemanların kullanılması ve katı model üzerinde analizlerin gerçekleştirilmiş olması,

- ❖ Bu hexahedron elemanların katı ve yüzey modellemede en çok tercih edilen eleman türü olmasına rağmen aşırı çarpılmaya maruz kaldığında gerçek bir yükleme durumunda meydana gelmesi mümkün olmayan yüksek gerilme değerleri gösterebilmesi,
- ❖ Köşe bağlantı elemanlarının katı modelleri oluşturulurken, gerilme yığılmasını önlemek amacıyla köşe bağlantı elemanlarının düşey doğrultudaki kenarlarına radyus verme işleminde oluşturulan yayların çizim hassasiyetinin düşük kalması ve kaba bir çokgen oluşturacak şekilde çizilmesinden ötürü köşe bağlantı elemanlarında keskin kenarlar meydana getirerek gerilme yığılmalarına sebebiyet vermesi,
- ❖ Kirişler ve temas ettiği köşe bağlantı elemanlarının kontak bölgelerinde program kısıtlarını sağlamak amacıyla mesh kalitesinden ödün verilmesi ve bunun sonucunda kontak halindeki yüzeylerde düğüm noktalarının çakışmaması nedeniyle gerilmelerin bir yüzeyden diğerine hatalı olarak aktarılması,
- ❖ Yapısal olarak ise kanat parçalarında referans alınan modeldeki parçaların ölçülerine göre yer yer maksimum 2 mm'ye kadar farklılıklarının bulunması,
- ❖ Referans alınan teorik kanat modelinde sınır şartı uygulama noktalarının kanat kök kısmında ve kirişlerin uç kısımlarından belirli bir mesafe uzaklıkta bulunmasına karşın Model 1'de sınır şartının tam olarak kirişlerin uç kısımlarından uygulanması,
- ❖ Referans alınan teorik kanat modelinde kontrol yüzeyi bulunmamasına rağmen Model 1'de bu kontrol yüzeylerine ait kısımları kapatan yekpare kabuk bünyesinde toplamda 762 gr'luk ilave bir kütlenin bulunması.

Çalışmanın son kısmında ise mevcut teorik model üzerinde yapılan yapısal değişiklikler ile oluşturulan yeni kanat modelleri incelenerek en yüksek rijitlik/ağırlık oranına sahip teorik kanat modeli ortaya konulmuştur. Bu amaçla Model 1 geometrisini geliştirerek gerçek görev şartlarında görev yapabilmesine imkan tanıyan flap ve aileron kontrol yüzeyleri tasarlanmış ve Model 2 geometrisi ortaya konulmuştur. Kompozit flap ve aileron tasarımı yapılırken Sakarya (2011) tarafından yapılan çalışmada modellenen kontrol yüzey geometrileri referans alınmıştır. Bu çalışma kapsamında analizlere dahil edilen, ıslak serme yöntemi ile üretilen ve prepregler kullanılarak üretilen kompozit malzemelerden hangilerinin kompozit kabuk ve kaburgalarda daha yüksek özgül mukavemet sağladığı araştırılmıştır. Model 1 ve Model 2 geometrilerine sahip yeni kanat modelleri üzerinde gerçekleştirilen statik analizlere ait sonuçlar ve kanat toplam ağırlıkları bu amaçla kıyaslanmış ve Model 2B'nin maksimum yük faktörü ile hesaplanan manevra yükü altında dahi yüksek rijitliğini hasar görmeksizin koruduğu belirlenmiştir. Çizelge 20'den görüldüğü üzere bu yükleme altında kanat uç kısmında maksimum sehim değeri 13.828 mm olmuştur. Ayrıca üzerinde geliştirme çalışmaları yapılan Model 1 kütlesinin 6.1675 kg olarak hesaplanmış olmasına karşın flap ve aileron kontrol yüzeylerini barındıran Model 2B'nin kütlesi 6.4071 kg olmuştur. Bu değer Model 1'in kütlesinden sadece 239.6 gr daha fazladır. Sonuç olarak Model 2B bu çalışmada ortaya konulan en başarılı kanat modeli olmuştur.

KAYNAKLAR

- Anderson Jr JD, 1999. Aircraft Performance and Design. McGraw-Hill Inc, pp. 580, Boston, USA.
Blanchard BS, Fabrycky WJ, 2006. System Engineering and Analysis. Pearson Prentice Hall, pp. 816, New Jersey, USA.
Griffin CF, Fogg LD, Dunning EG, 1981. Advanced composite aileron for L-1011 transport aircraft: Design and analysis. NASA, Technical Report; NASA-CR-165635, NAS 1.26:165635, LR-29635

- İnsuyu ET, 2010. Aero-Structural Design and Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle and its Mission Adaptive Wing. Middle East Technical University Graduate School of Natural and Applied Sciences, Master Thesis (Printed).
- Ovalı İ, Esen C, 2017. ANSYS® Workbench. Kodlab Yayın Dağıtım Yazılım ve Eğitim Hizmetleri San. ve Tic. Ltd. Şti., s. 21-26, İstanbul-Türkiye.
- Öztürk AM, 2019. Kompozit Malzemeden Mamul İnsansız Hava Aracı Parçalarının Yapısal Analizi. Atatürk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi (Basılmış).
- Patterson JB, Grenestedt JL, 2018. Manufacturing of a composite wing with internal structure in one cure cycle. *Composite Structures*, 206: 601-609.
- Romano F, Fiori J, Mercurio, U, 2009. Structural design and test capability of a CFRP aileron. *Composite Structures*, 88 (3): 333-341.
- Sakarya A, 2011. Multidisciplinary Design of An Unmanned Aerial Vehicle Wing. Middle East Technical University Graduate School of Natural and Applied Sciences, Master Thesis (Printed).
- Sakarya E, 2010. Structural Design and Evaluation of an Adaptive Camber Wing. Middle East Technical University Graduate School of Natural and Applied Sciences, Master Thesis (Printed).
- Sepe R, Citarella R, De Luca A, Armentani E, 2017. Numerical and Experimental Investigation on the Structural Behaviour of a Horizontal Stabilizer under Critical Aerodynamic Loading Conditions. *Advances in Materials Science and Engineering*, ID 1092701.
- Soutis C, 2005. Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction. *Materials Science and Engineering:A*, 412 (1-2): 171-176.
- Starke Jr EA, Staley JT, 1996. Application of modern aluminum alloys to aircraft. *Progress in aerospace Sciences*, 32 (2-3): 131-172.
- Starnes Jr JH, Haftka RT, 1979. Preliminary Design of Composite Wings for Buckling, Strength, and Displacement Constraints. *Journal of Aircraft*, 16 (8): 564-570.
- Ünlüsoy L, 2010. Structural Design and Analysis of The Mission Adaptive Wings of An Unmanned Aerial Vehicle. Middle East Technical University Graduate School of Natural and Applied Sciences, Master Thesis (Printed).
- Vasiliev VV, Morozov EV, 2001. *Mechanics and Analysis of Composite Materials*. Elsevier Science Ltd., pp. 271-283, The Boulevard Langford Lane Kidlington Oxford-UK.