



**Alınma**  
28 Ekim 2025  
**Düzeltilme**  
08 Aralık 2025  
**Kabul**  
12 Aralık 2025

samipekdemir@erciyes.edu.tr

**Anahtar Kelimeler:**

- Füzeler
- Kanatçıklar
- Alüminyum 5754
- Karbon Fiber
- Kompozit

## CFD-FEA Entegrasyonu ile Subsonik Füzelerdeki Kanatçıkların Alüminyum 5754 ve Karbon Fiber Yapısal Tepkilerinin Kıyaslanması

Dr. Sami PEKDEMİR<sup>1</sup>, Burhanettin TUZCU<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Uçak Mühendisliği Bölümü, Erciyes Üniversitesi, 38030, Kayseri, Türkiye

### ÖZET

Bu çalışma, 1 Mach altı seyir hızlarına sahip füzelerde kullanılan kontrol kanatçıkları için metalik (Alüminyum 5754) ve kompozit (Epoksi/CFRP) malzemelerin yapısal performanslarını karşılaştırmalı olarak analiz etmeyi amaçlamaktadır. Havacılık yapılarında hafiflik ve dayanım optimizasyonu temel problemi üzerine kurgulanan çalışmada, akışkan-yapı etkileşimini simüle eden tek yönlü bir analiz yöntemi kullanılmıştır.

Yöntem olarak; CFD analizlerinden elde edilen aerodinamik basınç yükleri, sonlu elemanlar modeline (FEA) entegre edilerek malzemelerin gerilme, deformasyon ve titreşim karakteristikleri incelenmiştir. Sayısal sonuçlar, aerodinamik yüklerin kanatçık kök ve ön kenar hattında maksimum seviyeye ulaştığını doğrulamıştır. Karbon fiber takviyeli yapıların, yüksek özgül mukavemet özellikleri sayesinde deformasyonu sınırlandırmada ve rijitliği artırmada alüminyuma göre belirgin bir üstünlük sağladığı tespit edilmiştir. Ancak alüminyum malzemenin, sönümlenme özellikleri ve imalat/bakım süreçlerindeki maliyet avantajları nedeniyle halen geçerli bir alternatif olduğu görülmüştür. Çalışma sonucunda, görev profilinin gerektirdiği "performans/maliyet" dengesine bağlı olarak malzeme seçim kriterleri ortaya konulmuştur.

## Comparison of Structural Responses of Aluminum 5754 and Carbon Fiber in Subsonic Missile Wings Using CFD-FEA Integration

Dr. Sami PEKDEMİR<sup>1</sup>, Burhanettin TUZCU<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Department of Aeronautical Engineering, Erciyes University, 38030, Kayseri, Turkey

### ABSTRACT

This study aims to comparatively analyze the structural performance of metallic (Aluminum 5754) and composite (Epoxy/CFRP) materials used for control flaps in missiles with subsonic flight speeds below Mach 1. Based on the fundamental problem of weight and strength optimization in aerospace structures, a unidirectional analysis method simulating fluid-structure interaction was used.

**Received**  
28 October 2025  
**Revised**  
8 December 2025  
**Accepted**  
12 December 2025

e-mail:  
samipekdemir@erciyes.edu.tr

As a method, aerodynamic pressure loads obtained from CFD analyses were integrated into a finite element model (FEA) to examine the stress, deformation, and vibration characteristics of the materials. Numerical results confirmed that aerodynamic loads reached their maximum level at the root and leading edge of the winglets. It was found that carbon fiber reinforced structures offer a distinct advantage over aluminum in limiting deformation and increasing rigidity due to their high specific strength properties. However, it was observed that aluminum material remains a valid alternative due to its damping properties and cost advantages in manufacturing/maintenance processes. As a result of the study, material selection criteria were established based on the “performance/cost” balance required by the mission profile.

**Keywords:**

- Missile
- Winglet
- Aluminum 5754
- Carbon Fiber
- Composite

## 1. Giriş (Introduction)

Füzelerde kanatçık sistemleri; aerodinamik stabilite, manevra kabiliyeti ve yönlendirme hassasiyetinin sağlanmasında kritik bir rol oynamaktadır. Özellikle 1 Mach altı hızlarda aerodinamik kuvvetler ile yapısal rijitlik arasındaki denge, hem uçuş performansını hem de güvenilirliği doğrudan etkilemektedir. Bu nedenle kanatçık Füze kanatçık sistemlerinin tasarımı; yalnızca mukavemet açısından değil, aynı zamanda ağırlık, üretim kolaylığı ve uzun süreli dayanım gibi çok yönlü mühendislik kriterlerine göre yapılmalıdır (Fleeman, 2006; Goulthorpe, 1961). Literatürde, kanatçık malzemesi seçiminde alüminyum alaşımları ve karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) kompozitler en yaygın iki alternatif olarak öne çıkmaktadır (F.C. Campbell, 2006; Soutis, 2005). Alüminyum alaşımları, yüksek özgül mukavemet, kolay işlenebilirlik ve nispeten düşük maliyet avantajına sahiptir (Kaufman, 1999). Ancak yoğunluklarının yüksek olması, özellikle küçük boyutlu ve yüksek manevra kabiliyeti gerektiren mühimmatlarda kütle merkezi konumunu olumsuz etkileyebilmektedir (Cook, 2012). Buna karşın CFRP malzemeler, çok daha düşük yoğunluk ve yüksek elastisite modülü sayesinde daha rijit ve hafif kanatçık tasarımlarına olanak tanımaktadır (Gay, 2014; Mallick, 2007).

Günümüzde CFD–FEA entegre analiz yöntemleri, malzeme seçiminde daha doğru ve görev profiline uygun kararlar alınmasını sağlamaktadır (Bae et al., 2002; Xiong et al., 2025). Ancak mevcut literatür incelendiğinde; süpersonik hızlardaki füzelerin aeroelastik davranışlarına odaklanan çok sayıda çalışma bulunmasına rağmen (Kim et al., 2008; Rašuo et al., 2021), özellikle subsonik (1 Mach altı) seyir füzelerinde kullanılan Alüminyum 5754 gibi spesifik alaşımlar ile yüksek modüllü kompozitlerin, gerçek uçuş koşullarındaki yükler altında yapısal performanslarının karşılaştırmalı olarak ele alındığı çalışmaların sınırlı olduğu görülmektedir. Ayrıca, literatürdeki pek çok çalışma sadece aerodinamik veya sadece yapısal analizle sınırlı kalmakta (KAWAI et al., 2001; Yang et al., 2008), üretim maliyeti ve bakım kolaylığı gibi lojistik parametrelerin de dahil edildiği bütüncül bir malzeme kıyaslaması eksik kalmaktadır.

Alüminyum 5754 alaşımının seçilmesinde, maliyet-etkin üretim ve çevresel dayanım kriterleri belirleyici olmuştur. Al 5754, içeriğindeki yüksek magnezyum sayesinde özellikle deniz atmosferi ve nemli depolama

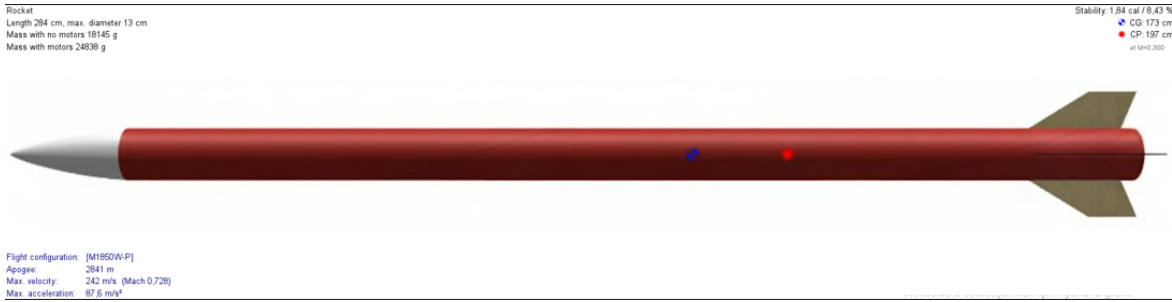
koşullarına karşı üstün korozyon direnci sunmaktadır. Ayrıca, otomotiv sektöründe tercih edilme nedeni olan 'yüksek şekillendirilebilirlik' özelliği, karmaşık kanatçık geometrilerinin ısı işlem gerektirmeden, soğuk şekillendirme yöntemleriyle hızlı ve düşük maliyetle seri üretimine olanak tanımaktadır. Tasarlanan sistemin subsonik hızlarda maruz kalacağı aerodinamik yükler altında, 5754 alaşımının akma mukavemetinin yapısal bütünlüğü sağlamada yeterli olduğu analizlerle doğrulanmış; böylece sarf edilebilir bir mühimmat için mekanik performans ile üretim maliyeti arasında optimum bir denge sağlanmıştır.

Bu çalışmada, literatürdeki bu boşluğu doldurmak amacıyla; 1 Mach altı hızlarda görev yapan bir füze kanatçık sistemi için 5754 alüminyum alaşımı ve epoksi matrisli yüksek modüllü karbon fiber kompozit malzemeler ele alınmıştır. Üç boyutlu CFD analizlerinden elde edilen basınç dağılımları, yapısal analizlerde doğrudan yükleme şartı olarak kullanılmıştır. Analizler sonucunda her iki malzemenin gerilme dağılımları, maksimum deformasyon, güvenlik katsayıları ve titreşim özellikleri karşılaştırmalı olarak sunulmuş ve operasyonel verimlilik açısından değerlendirilmiştir.

## 2. Metodoloji (Methodology)

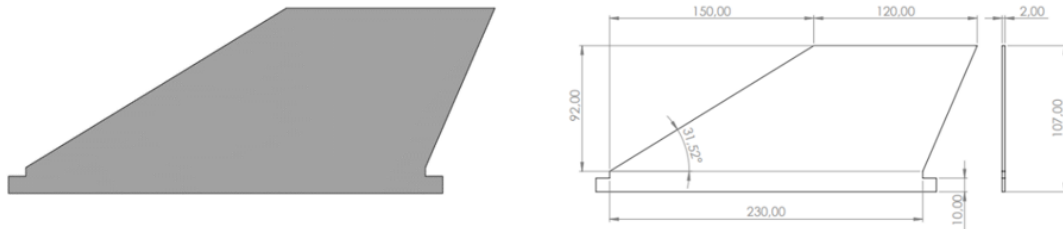
### 2.1 Geometrik Modelleme (Geometric Modeling)

Kanatçık sistemi, gerçek boyutlar üzerinden CAD ortamında modellenmiştir. Füze gövdesi ve kanatçık etkileşiminin aerodinamik sonuçlara etkisini dikkate almak amacıyla, kanatçıklar füze gövdesine entegre şekilde modellenmiştir. Tasarım OpenRocket programına aktarılıp 1.84 stabilite değerine sabitlenmiştir. Tasarlanan kanatçık CAD görünümü Şekil 1'de görülmektedir.



Şekil 1. Referans Füze Tasarımı

Tasarlanan kanatçık sistemi SolidWorks Programında tasarlanmıştır ölçüleri Şekil -2'de görünmektedir.



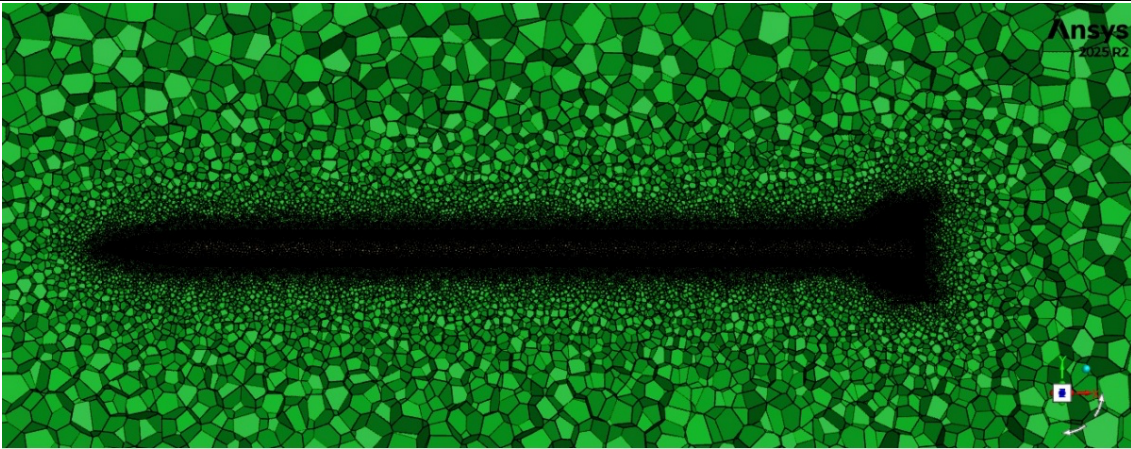
Şekil 2. Kanatçık CAD Model

## 2.2 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) Analizi (Computational Fluid Dynamics (CFD) Analysis)

Akış analizleri için OpenRocket programından alınan veriler alınarak sınır koşulları ve girdi parametreleri belirlenmiştir. Parametreler Tablo 1’de verilmiştir. Mach 0,73 uçuş hızında akışkanın sıkıştırılabilirlik etkileri baskın olduğu için, yoğunluk değişimlerini doğru modellemek adına İdeal Gaz yasası kullanılmış ve yönetici denklemlerin çözümünde sıkıştırılabilir akışlar için daha kararlı sonuçlar veren Yoğunluk Tabanlı (Density-Based) çözücü tercih edilmiştir.

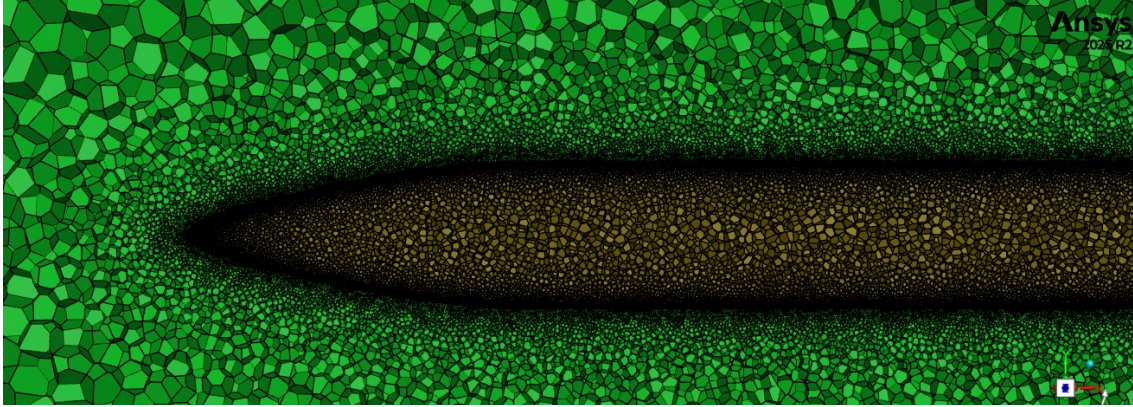
Tablo 1. Akış Analizi Girdi Parametreleri

Parametre	Kullanım Sebebi	Kullanılan Girdi
Mach Sayısı (M)	Akışın sıkıştırılabilirlik durumunu, şok oluşumunu belirler	0,73
Basınç (P)	Çevre basıncı, sıkıştırılabilir akış hesapları için gerekir	101325 Pa
Sıcaklık (T)	Yoğunluk, viskozite, Reynolds sayısı hesaplarında kullanılır	300K
Yoğunluk ( $\rho$ )	Aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğünü belirler	1,225 kg/m <sup>2</sup>
Referans Alan	$C_d$ , $C_L$ gibi katsayıların tanımlanmasında kullanılır	Referans alan 0,012m <sup>2</sup>
Hücum Açısı	Roketin aerodinamik stabilitesini ve momentleri belirler	0°
Gaz Özellikleri ( $\gamma$ , R vb.)	İdeal gaz denklemi ve şok hesaplamaları için gereklidir	Yoğunluk Bazlı (Density Based)
Türbülans Modeli	Türbülans modeli akışkan çözümünü belirler	k- $\omega$ SST
Çözüm Alanı Boyutu	Açık sınırların roketten uzaklığını ayarlar	15m x 3m x 3m
Sınır Koşulları	Dış akış alanı sınırları	Uzak alan basıncı (Pressure far-field)

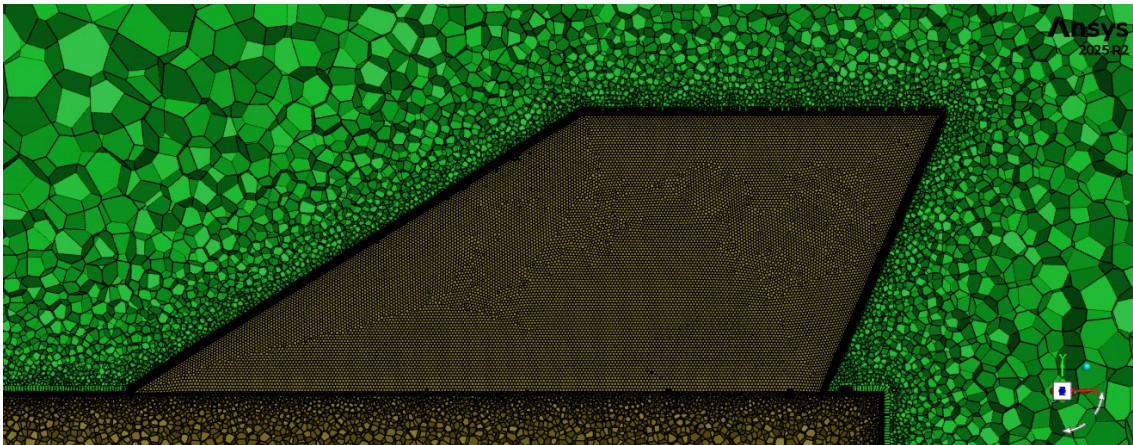


Şekil 3. Tüm Gövde Mesh Görünümü

Roket geometrisi üzerindeki akış analizlerinin hesaplama maliyetini düşürmek ve çözüm verimliliğini artırmak amacıyla, ağ yapısında polyhedral hücreler kullanılmıştır. Bu hücre yapısı sayesinde, ağ kalitesinden ödün verilmeden toplam eleman sayısı optimize edilmiş ve böylece daha kısa sürede kararlı sonuçlar elde edilmesi hedeflenmiştir



Şekil 4. Burun Mesh Görünümü



Şekil 5. Kanatçık Mesh Görünümü

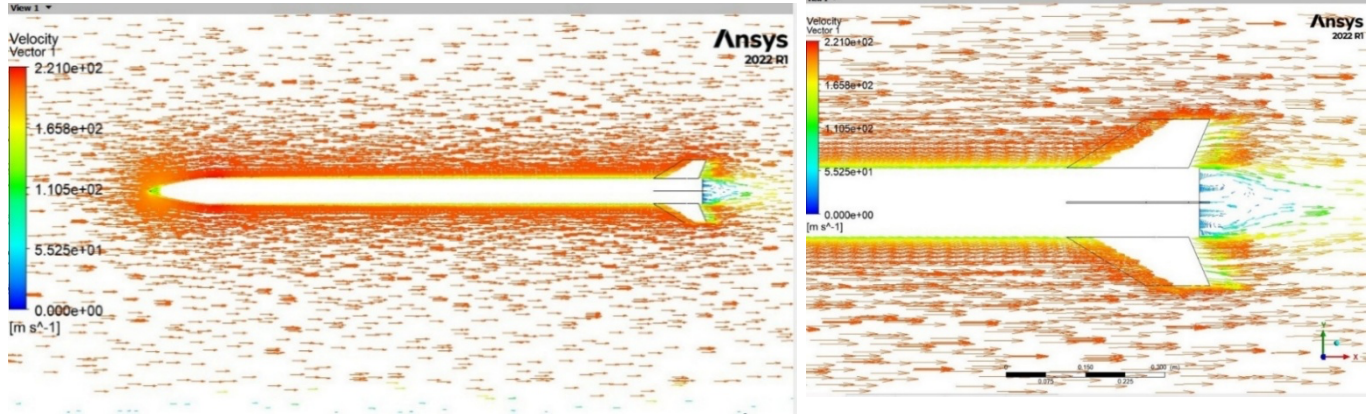
name	skewed-cells (> 0.80)	averaged-skewness
air	0	0.01267791
dead0-rocket	0	0.012665676

Şekil 6. Mesh Kalite Değeri

Tablo 2. Mesh Bağımsızlık Tablosu

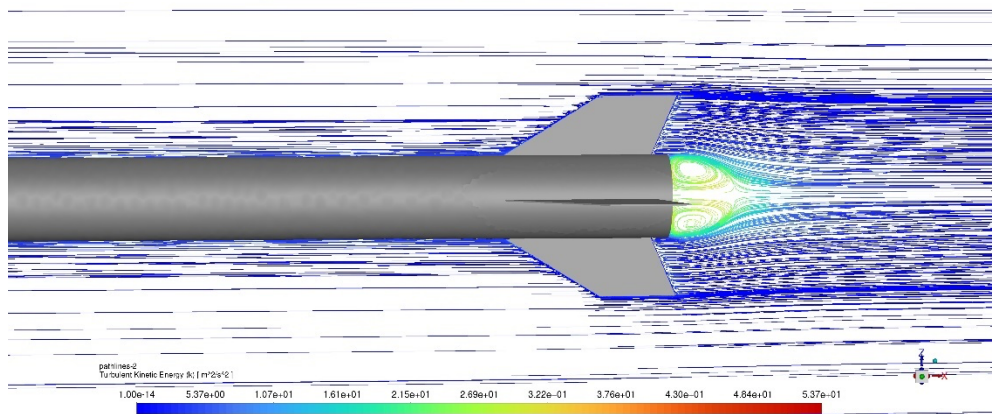
Ağ Yapısı Yoğunluğu	Sürükleme Katsayısı	Skewness
<b>Kaba</b>	0,485	0,27
<b>Orta</b>	0,452	0,14
<b>İnce</b>	0,451	0,012

CFD analizleri, 1 Mach altı hız koşullarında kanatçık yüzeyinde oluşan basınç dağılımını ve akış karakteristiklerini belirlemek amacıyla ANSYS Fluent yazılımında gerçekleştirilmiştir. Türbülans modellemesi için ayrılma bölgelerinde yüksek doğruluk sağlayan  $k-\omega$  SST modeli tercih edilmiştir (Martin, 1958).  $y^+$  değeri 1'in altında tutulmuştur. Analizler sürekli rejim koşullarında yakınsama kriteri olarak  $1 \times 10^{-6}$  artık değer toleransı sağlanana kadar yürütülmüştür. Elde edilen basınç dağılımları, sonlu elemanlar analizinde yükleme verisi olarak kullanılmıştır.



Şekil 5. Füze CFD Hız Vektörleri

Yapılan CFD analizleri sonucunda elde edilen hız vektörü dağılımları, füze ve kanatçık etrafındaki akış yapısının 1 Mach altı hızlarda aerodinamik davranışını net şekilde ortaya koymaktadır. Burun bölgesinde akış, geometrik formun etkisiyle hızlanmakta ve yüzey boyunca ince bir sınır tabaka gelişmektedir. Kanatçık kök kısmında ise akış yavaşlamakta ve basınç artışı gözlenmektedir; bu durum yapısal yüklerin en yoğun hissedileceği bölgeyi işaret etmektedir. Kanatçık uçlarında oluşan hız yön değişimleri, uç vortekslerinin varlığını ve buna bağlı indüklenmiş sürüklemeyi ortaya koymaktadır. Arkada mavi tonlarla temsil edilen düşük hızlı bölgeler, wake akışı olarak adlandırılan türbülanslı alanı ifade etmekte ve bu alan hem aerodinamik kayıplara hem de yapısal titreşim yüklerine kaynak oluşturmaktadır. Genel olarak analizler kanatçık kökü ve ön kenar bölgelerinin yapısal tasarım açısından kritik olduğunu göstermektedir.

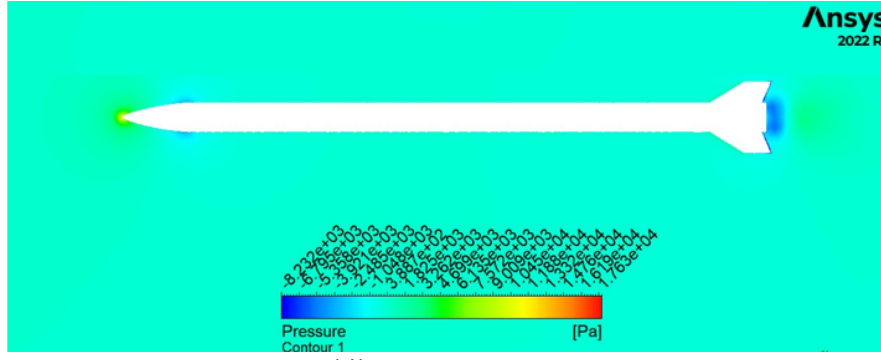


Şekil 6. Kanatçık Türbülans Etkisi

Bu görsel türbülans kinetik enerjisi (TKE) dağılımını göstermekte olup özellikle kanatçık bölgesi ve ardından gelen wake alanındaki akış karakteristiğini net biçimde ortaya koymaktadır. Kanatçık arka kenarında ve wake bölgesinde türbülans enerjisi belirgin şekilde artmakta (yeşil-sarı tonlar) ve girdap yapıları oluşmaktadır. Bu

alanlar hem aerodinamik sürüklemenin artmasında hem de yapısal titreşim (flutter) risklerinin oluşmasında kritik rol oynar.

TKE değerlerinin yüksek olduğu bu bölgeler, kanatçık malzeme seçimi açısından önemlidir çünkü burada oluşan düzensiz yükler karbon fiber gibi rijit malzemelerde tabakalar arası gerilme farklılıklarına neden olabilirken alüminyum gibi sünek malzemeler bu dinamik yükleri daha iyi sönümleyebilir. Ancak alüminyumun daha ağır olması, bu titreşimlerin frekans bileşenlerini değiştirebilir ve potansiyel olarak farklı aeroelastik tepkiler doğurabilir. Dolayısıyla bu analiz, sadece aerodinamik değil, aynı zamanda yapısal dinamik optimizasyon açısından da tasarım sürecine doğrudan girdi sağlamaktadır (Martin, 1958).



Şekil 7. Basınç Kontürü

Burun bölgesinde kırmızı tonlarla temsil edilen alan akışın durma noktası (stagnation point) olarak tanımlanan en yüksek basınç bölgesidir. Bu noktada hız sıfıra inerken basınç maksimum seviyeye çıkar ve bu yük doğrudan gövde mukavemet tasarımında dikkate alınmalıdır. Gövde boyunca basınç hızla düşerek mavi-yeşil tonlara geçmekte bu da serbest akış basıncına yaklaşan bir rejim olduğunu göstermektedir. Kanatçık kök ve ön kenar bölgelerinde ise yerel basınç artışları gözlenmektedir. Bu alanlar kanatçığın gövdeyle birleştiği kısımlarda yük transferinin en yoğun olduğu bölgeler olarak kritik önem taşır. Kanatçık arka kenarı ve wake bölgesinde ise basınç düşüşü ve düşük enerjili akış oluşmaktadır. Bu da hem sürükleme artışına hem de potansiyel aeroelastik etkilere zemin hazırlar. Elde edilen bu basınç dağılımı, sonlu elemanlar analizine yükleme şartı olarak doğrudan aktarılabilecek nitelikte olup, alüminyum ve karbon fiber malzeme karşılaştırmasının en temel mühendislik girdisini oluşturmaktadır.

### 2.3 Flutter

Füzenin özellikle kanat, kuyruk ve kontrol yüzeylerinin belirli bir uçuş hızında yıkıcı titreşimlere girip girmeyeceğini ön görmek için kullanılır. Flutter, aerodinamik kuvvetler, yapının elastik özellikleri ve atalet kuvvetleri arasındaki olumsuz bir etkileşim sonucu ortaya çıkan, kendi kendini besleyen bir titreşimdir. Hesaplamalar, yapının doğal titreşim modlarını ve bu modların artan hava hızıyla nasıl birleştiğini inceler. Temel amaç aerodinamik, elastikiyet ve atalet dengesinin bozulduğu ve titreşimlerin sönümlenmek yerine aniden büyümeye başladığı kritik hızı, yani "flutter hızı" nı belirlemektir. Denklem 1' de kullanılan flutter denklemi NACA TN 4197 raporundaki deneysel flutter verileri temel alınarak, modern yüksek irtifa roketçiliği için türetilmiş ampirik bir yaklaşımdır (Martin, 1958).

$$V_f = a * \sqrt{\frac{G}{\frac{1,337*(AR)^3*P*(\lambda+1)}{2*(AR+2)*(t/c)^3}}} \quad (1)$$

Tablo 3. Flutter Girdi Parametreleri

Özellik	Değer	Tanım
<b>Kalınlık (t<sub>s</sub>)</b>	0,002 m	Profilin ortalama yapısal kalınlığı
<b>Kök Uzunluğu (C<sub>r</sub>)</b>	0,230 m	Kanadın gövdeye bağlandığı noktadaki kord uzunluğu
<b>Uç Uzunluğu (C<sub>t</sub>)</b>	0,200 m	Kanadın uç kısmındaki kord uzunluğu
<b>Yükseklik (b)</b>	0,107 m	Kanadın açıklığı
<b>Kanat Alanı (S)</b>	0,0235 m <sup>2</sup>	Kök ve uç kordlarına bağlı alan
<b>En Boy Oranı (AR)</b>	0,485	Kanat açıklığının ortalama kord uzunluğuna oranı (AR = b <sup>2</sup> / S)
<b>Sivrilme Oranı (λ)</b>	0,870	Kanatçık ucunun köküne oranı.
<b>Kayma Modülü (G)</b>	Al (27GPa), CRFP (20GPa)	Kesme kuvvetine karşı direnç
<b>Hava basıncı (P)</b>	101325 Pa	

- **CRFP: Karbon Elyaf Takviyeli Polimer**

Denklem 1’de verilen flutter hesabının parametreleri Tablo 1’de verilmiştir. Alüminyum ve karbon fiber için flutter sonuçları ise Tablo 2’de verilmiştir.

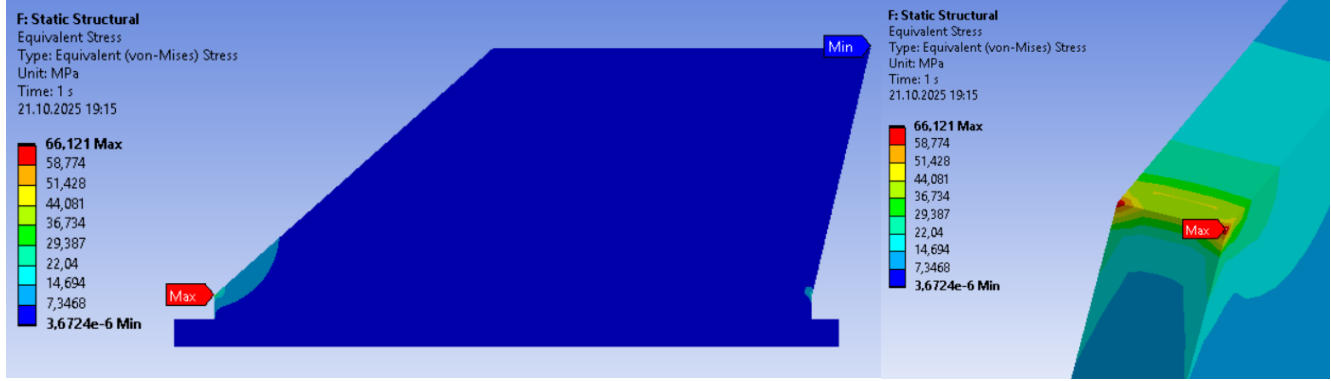
Tablo 4. Flutter Analizi Sonuçları

Alüminyum 5754	Karbon Fiber
$v_f = 495$ m/s	$v_f = 374,6$ m/s

Çalışmada kullanılan [0/45/90/-45]<sub>s</sub> dizilimli karbon fiber (woven) yapı, yarı-izotropik özellik gösterse de; dokuma kumaşın kıvrımlı yapısı ve epoksi matrisin etkisiyle efektif laminat modülü, Alüminyum 5754’ün (~68 GPa) altında kalmıştır. Buna ek olarak, karbon fiberin düşük yoğunluğu, kanatçığın kütle ataletini azaltarak aerodinamik kuvvetler karşısında daha savunmasız kalmasına neden olmuştur. Sonuç olarak Alüminyum 5754; hem daha yüksek efektif rijitliği hem de kütlelesizliği sayesinde aeroelastik açıdan daha kararlı bir profil çizerek, daha yüksek bir kritik flutter hızına ulaşmıştır.

## 2.4. Sonlu Elemanlar Analizi (Finite element analysis)

### 2.4.1 Alüminyum 5754 Yapısal Analiz Sonucu (Aluminum 5754 Structural Analysis Result)



Şekil 8. Alüminyum 5754 Von Mises Sonuçları

OpenRocket programından elde edilen uçuş verilerine bağlı kalınarak, maksimum uçuş hızı ile yapılan CFD analizinden elde edilen statik basınç dağılımı, tek yönlü akışkan-yapı etkileşimi prensibiyle yapısal modele aktarılmıştır. CFD'den FEA'ya yük aktarımı, basınç dağılımı, "Sabit Maksimum Basınç" prensibiyle gerçekleştirilmiştir. Bu tercihin sebebi, akışkan (CFD) ve yapısal (FEA) ağ yapılarındaki düğüm noktası uyumsuzluğunu gidermek ve yapısal analiz için güvenli bir yaklaşım sergilemektir. Bu prensibe göre, kanatçığın tüm yüzeyine CFD analizinden elde edilen maksimum statik basınç yükü tanımlanmıştır. Basınç yükleri, Global Kartezyen Koordinat Sistemi referans alınarak uygulanmıştır.

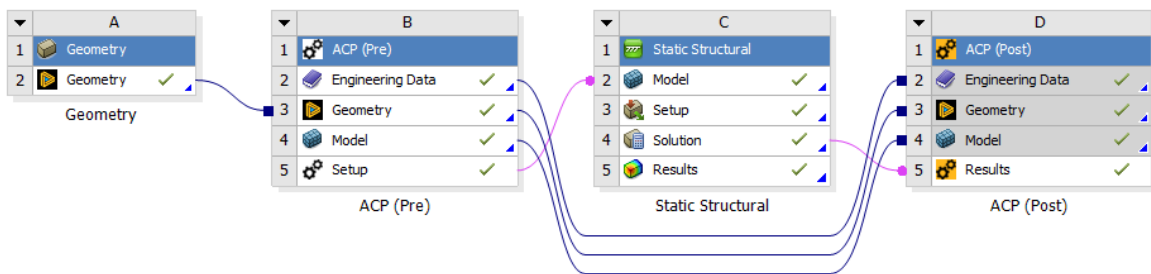
Bu statik yapısal analiz sonucunda, alüminyum alaşımdan üretilmiş kanatçık üzerinde oluşan eşdeğer (von-Mises) gerilmeler incelendiğinde maksimum gerilme değeri 66,121 MPa seviyesinde görülmektedir. Bu değer, alüminyum alaşımların tipik akma dayanımının oldukça altında olduğundan, yapının bu yüklemeye senaryosunda güvenli bölgede olduğu söylenebilir. Gerilme dağılımı, özellikle kanatçığın bağlantı bölgelerinde yoğunlaşmakta ve maksimum değerlerin bu noktalarda ortaya çıktığı görülmektedir.

Tablo 5. Alüminyum 5754 Malzeme Özellikleri

Malzeme	Yoğunluk ( $\frac{g}{cm^3}$ )	Akma Dayanımı (Mpa)	Elastisite Modülü (GPa)	Termal İletkenlik (W/(m.k))
Alüminyum 5754	2,65	130-185	68	138

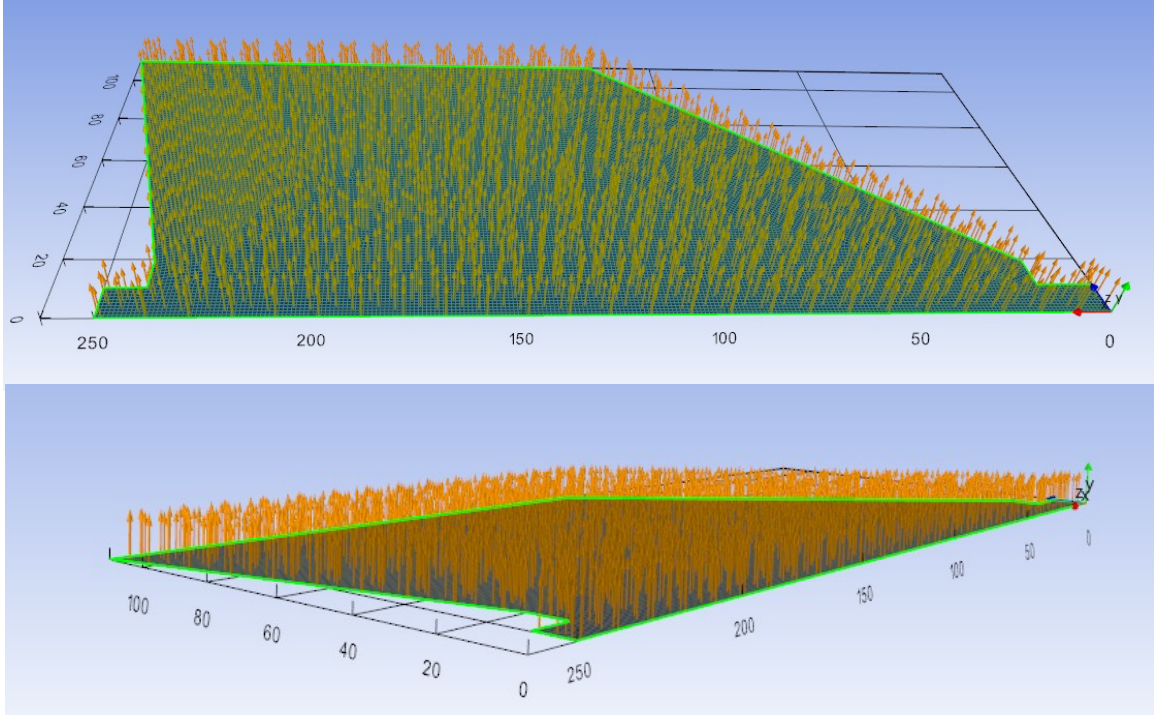
(B209M Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate (Metric) (Withdrawn 2021), n.d.)

#### 2.4.2 Karbon Fiber Sonlu Elemanlar Analizi (Carbon Fiber Finite Element Analysis)



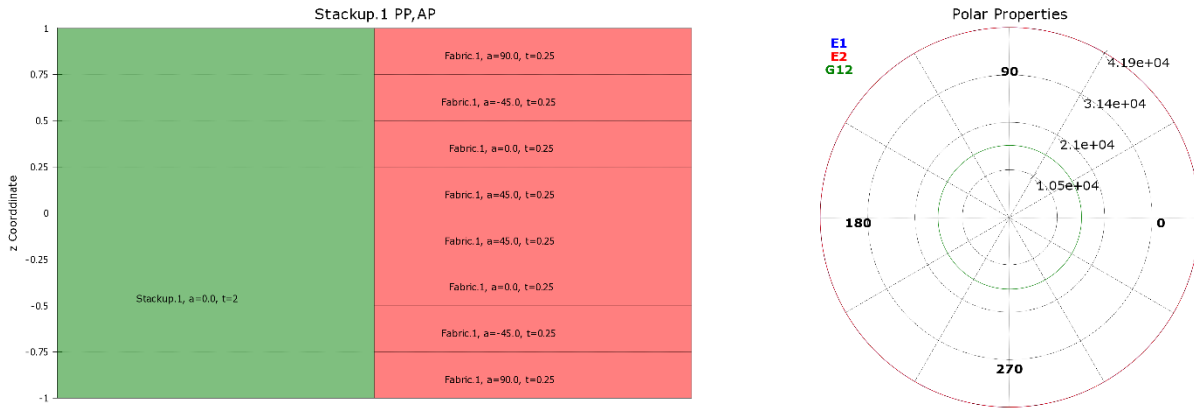
Şekil 9. Karbon Fiber Kanatçık Proje Şematiği

Bu şematik, 8 katmanlı [0/45/90/-45/-45/90/45/0] simetrik ve dengeli CFRP plakanın kompozit analizi için ANSYS Workbench'te izlenen iş akışını göstermektedir. Geometry modülünde tanımlanan model, ACP (Pre) aşamasında katman dizilimi, fiber yönleri ve malzeme özellikleriyle oluşturulmuş; veriler Static Structural modülüne aktarılıp yükleme ve sınır koşulları uygulanarak gerilme ve şekil değiştirme değerleri elde edilmiştir. Son olarak ACP (Post) aşamasında Tsai–Wu ve Tsai–Hill kriterleriyle yapılan değerlendirilmiştir.



Şekil 10. Karbonfiber Katman Dizilim Yönü

Katmanlar Global koordinat sistemine göre y ekseni doğrultusunda dizilmiştir. Global koordinat sisteminin kanatçık geometrisinde nasıl yerleştirildiği ve katman dizilim yönü Şekil-8 'te görünmektedir. Turuncu renkteki oklar katman diziliminin yönünü ifade etmektedir.



Şekil 11. Karbon Fiber Malzemenin Katman Dizilimi ve Özellikleri

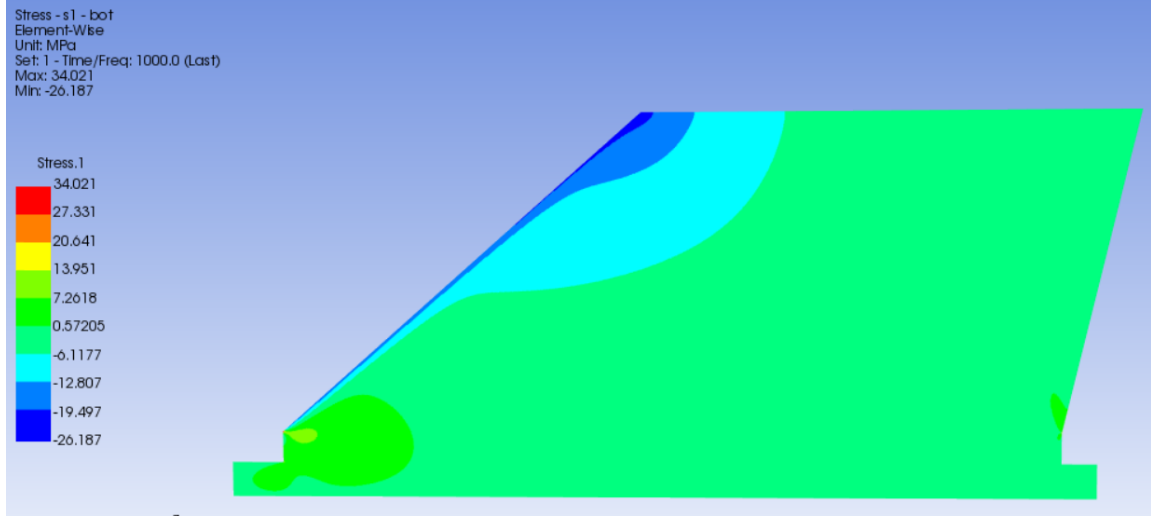
Şekil 9'da, çalışmada kullanılan kompozit laminatın katman dizilimi (stack-up) ve bu dizilimin sonucunda elde edilen düzlem içi (in-plane) mekanik özellikleri gösterilmektedir. Analizi yapılan laminat, her biri 0,25 mm kalınlığında olan 8 adet "Fabric.1" kumaş katmanından oluşmakta ve toplam 2 mm kalınlığa sahiptir. Katman dizilimi, yapısal stabilite sağlamak ve eğilme-uzama kuplajını (bending-stretching coupling) önlemek amacıyla simetrik olarak tasarlanmıştır. Bu dizilim, aynı zamanda açılarının eşit dağılımı sayesinde quasi-izotropik (yarı-izotropik) bir malzeme davranışı sergiler. Grafiğin sağ tarafında yer alan kutupsal özellikler diyagramı, bu tasarımı doğrulamaktadır; E1 (mavi) ve E2 (kırmızı) elastisite modüllerinin üst üste binerek mükemmel bir daire oluşturması, malzemenin düzlem içi sertliğinin her yönde homojen olduğunu ve izotropik malzemelere benzer bir davranış gösterdiğini kanıtlamaktadır.

Laminate Stiffness and Compliance Matrices									
	i	0	1	2	3	4	5	6	7
Stiffness Matrix:	0	93367	29883	-1.539...	-1.819...	-1.023...	0	0	0
	1	29883	93367	1.5395...	-1.023...	-1.819...	0	0	0
	2	-1.539...	1.5395...	31742	0	0	0	0	0
	3	-1.819...	-1.023...	0	34265	6818.1	-2.245...	0	0
	4	-1.023...	-1.819...	0	6818.1	34265	2.2451...	0	0
	5	0	0	0	-2.245...	2.2451...	7438	0	0
	6	0	0	0	0	0	0	5400	0
	7	0	0	0	0	0	0	0	5400
Compliance Matrix:	i	0	1	2	3	4	5	6	7
	0	1.1933...	-3.819...	7.6397...	5.0901...	5.2295...	1.3786...	0	0
	1	-3.819...	1.1933...	-7.639...	5.2295...	5.0901...	-1.378...	0	0
	2	7.6397...	-7.639...	3.1504...	2.2151...	-2.215...	1.3372...	0	0
	3	5.0901...	5.2295...	2.2151...	3.0387...	-6.046...	1.0997...	0	0
	4	5.2295...	5.0901...	-2.215...	-6.046...	3.0387...	-1.099...	0	0
	5	1.3786...	-1.378...	1.3372...	1.0997...	-1.099...	0.0001...	0	0
	6	0	0	0	0	0	0	0.0001...	0
7	0	0	0	0	0	0	0	0.0001...	

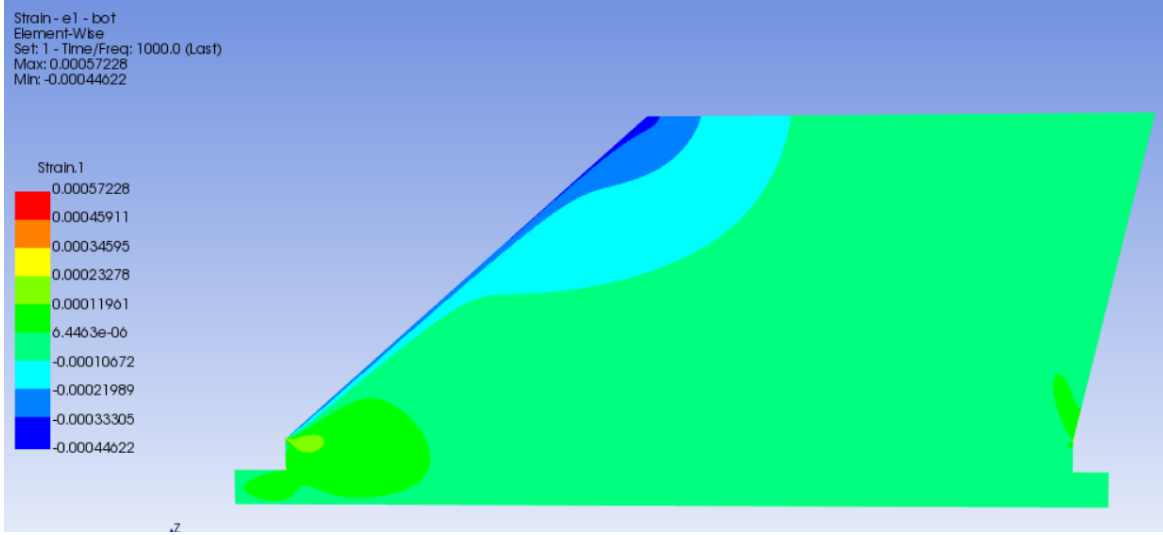
Şekil 12. Sertlik Matrisi

Görüntünün üst kısmında yer alan Sertlik Matrisi, laminatın mekanik davranışını tanımlar. Matrisin A-bölümünde (düzlem içi sertlik),  $A_{11}$  ve  $A_{22}$  elemanlarının birbirine eşit olması, tasarımın quasi-izotropik (yönden bağımsız sertlik) olduğunu sayısal olarak kanıtlar.  $A_{12}$  ve  $A_{66}$  elemanları arasındaki ilişki, laminatın  $\nu \approx 0,32$  Poisson oranına sahip izotropik bir malzeme gibi davrandığını doğrular. B-matrisi (kuplaj) elemanlarının A ve D matris elemanlarına kıyasla ihmal edilebilir derecede küçük (pratikte sıfır) olması, laminatın simetrik olduğunu ve çekme/basma yükleri altında beklenmedik bükülme veya eğilme göstermeyeceğini garanti eder. Son olarak, D-matrisinde (eğilme sertliği)  $D_{11}$  ve  $D_{22}$ 'nin eşit olması, yapının eğilmeye karşı da yönden bağımsız bir direnç sergilediğini gösterir.

Alt kısımdaki Esneklik Matrisi, sertlik matrisinin tersi olup, uygulanan kuvvete karşı malzemenin ne kadar esneyeceğini gösterir. Bu matriste de  $S_{11}$  ve  $S_{22}$  elemanlarının eşit olması, quasi-izotropik davranışı ters perspektiften doğrular; yani, her iki eksen de uygulanan eşit gerilme, eşit miktarda birim uzama yaratacaktır. Özetle, bu iki matris, elde edilen malzemenin hem simetrik hem de quasi-izotropik (her yönde aynı mekanik tepkiyi veren) olduğunu ve bir metal gibi öngörülebilir bir davranış sergilediğini ortaya koymaktadır.



Şekil 13. ACP Post Tsai-Wu Kriteri Sonuçları



Şekil 14. ACP Post Tsai-Hill Sonuçları

### Kompozit Hasar Kriterleri

- *Tsai-Wu*:

$$FI = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad (2)$$

Bu çalışmada, ince cidarlı kompozit yapılar için düzlem gerilme durumu kabul edilmiştir (Kolios & Proia, 2012). Denklem 2, açık forma dönüştürülerek kullanılmıştır:

Tablo 6. Tsai-Wu Denklemi Parametreleri

Katsayı	Hesaplama Bağıntısı	Açıklama
$F_1$	$\frac{1}{x_t} - \frac{1}{x_c}$	Boyuna eksen lineer terim
$F_2$	$\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$	Enine eksen lineer terim
$F_{11}$	$\frac{1}{x_t x_c}$	Boyuna eksen karesel terim
$F_{22}$	$\frac{1}{Y_t Y_c}$	Enine eksen karesel terim
$F_{66}$	$\frac{1}{S^2}$	Kayma terimi
$F_{12}$	$-\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}}$	Etkileşim terimi

- **Tsai–Hill:**

$$\left(\frac{\sigma_1}{x_t}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1 \sigma_2}{x_t^2}\right) + \left(\frac{\sigma_2}{y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad (3)$$

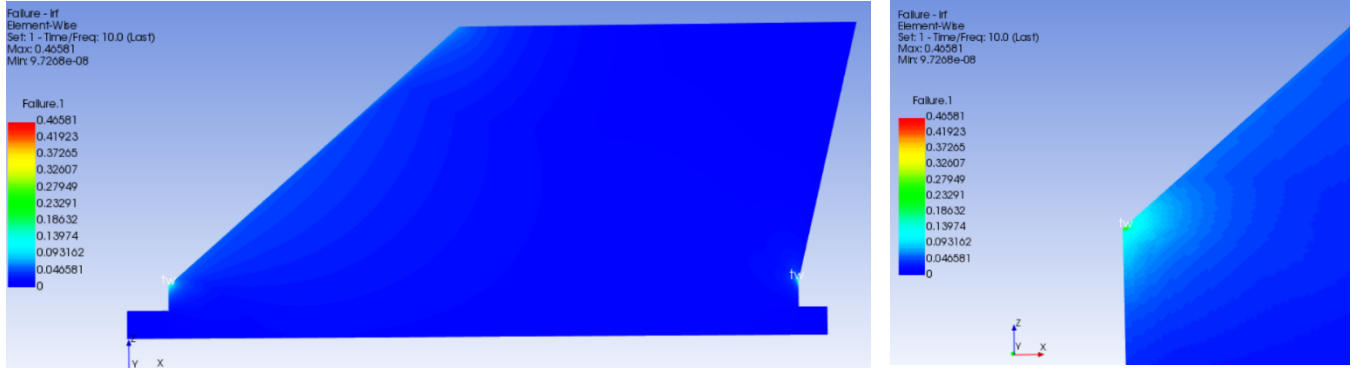
Denklem 3’teki parametrelerin tanımları Tablo 4’te sunulmuştur (Kolios & Proia, 2012).

Tablo 7. Tsai Hill Denklemi Parametre Tanımları

Sembol	Tanım
$\sigma_1$	Fiber (elyaf) doğrultusundaki normal gerilme (1 eksen)
$\sigma_2$	Fibere dik (matris) doğrultusundaki normal gerilme (2 eksen)
$\tau_{12}$	Düzlem içi kayma gerilmesi
S	Malzemenin düzlem içi kayma dayanımı

Analiz sonuçları, 8 katmanlı [0/45/90/-45/-45/90/45/0] simetrik ve dengeli karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) plakanın yük altındaki gerilme ve şekil değiştirme davranışını ortaya koymaktadır. Tsai–Wu hasar kriteri ile elde edilen gerilme dağılımı, maksimum +34 MPa çekme ve maksimum -26 MPa basma gerilmesinin özellikle yük giriş kenarında yoğunlaştığını, bu bölgelerde lif yönüne dik basma ( $Y_c$ ) gerilmelerinin matris çatlağı veya delaminasyon riskini artırabileceğini göstermektedir. Tsai–Hill kriteri ile belirlenen şekil değiştirme dağılımında ise maksimum  $5,7 \times 10^{-4}$  ve minimum  $-4,4 \times 10^{-4}$  seviyeleri görülmüş, bu değerlerin düşük olması plakanın yüksek rijitlik özelliklerini teyit etmiştir. Tsai–Wu kriteri, çekme ve basma dayanımlarını ayrı ayrı dikkate aldığı için özellikle anizotropik kompozitlerde daha kapsamlı bir güvenlik değerlendirmesi sağlarken; Tsai–Hill kriteri, enerji

esaslı yaklaşımıyla genel hasar olasılığını tahmin etmede etkilidir. Her iki kriterin birlikte kullanılması, farklı yüklenme senaryolarında hem lokal hem de genel hasar risklerinin daha doğru belirlenmesine olanak tanımaktadır.



Şekil 15. Failure Sonuçları

Failure miktarı kompozit hasarlarını değerlendirdiğimiz ACP post modülü içerisinde malzemenin kullanılabilir sınırlar içerisinde olup olmadığını göstermektedir. Failure miktarı program ayarlarına göre 1 değerinden fazla olduğu malzeme hasarlı olarak belirlenir tasarlanan kanatçık sisteminde failure miktarı maksimum 0,4 olarak görülmüştür. Bu değer yapısal olarak karbon fiberin kullanılabilceğini net olarak göstermiştir.

Tablo 8.Karbon Fiber Malzeme Özellikleri

Özellik	Sembol	Değer
Elastisite Modülü	$E_1$	230 GPa
Elastisite Modülü	$E_2$	230 GPa
Elastisite Modülü (z)	$E_3$	10 GPa
Poisson Oranı	$\nu_{12} / \nu_{23}$	0,30 / 0,40
Çekme Dayanımı (0°)	$X_t, Z_t$	1000 MPa
Basma Dayanımı (0°)	$X_c, Z_c$	650 MPa
Çekme Dayanımı	$Y_t$	60 MPa
Basma Dayanımı	$Y_c$	120 MPa
Kayma Dayanımı	$S_{12}$	80 MPa
Yoğunluk	$\rho$	1600 kg/m <sup>3</sup>

Karbon fiber tercihi sonucunda OpenRocket programında tasarlanan füze tasarımında tüm değişkenler sabit tutulup sadece kanatçık malzemezi değiştirilerek stabilite değerinde ve maksimum ulaşılacağı hız değerinde artış görülmüştür.



Şekil 16. Karbon Fiber Kanatçık ile Füze Tasarımı

### 3. Tartışma (Discussion):

CFD ve FEA analizleri sonucunda elde edilen veriler, füzelerin subsonik seyir hızlarındaki kanatçık tasarımına etkileri açısından etraflıca değerlendirilmektedir. Özellikle Alüminyum 5754 ve Karbon Fiber Takviyeli Polimer (CFRP) malzemelerin yapısal güvenilirliği, rijitlik ve aeroelastik davranışları (flutter) kıyaslanarak, her iki malzemenin de kritik operasyonel gereksinimlere nasıl yanıt verdiği tartışılmıştır.

Bulgular, aerodinamik yüklerin yapısal modele aktarılması sırasında benimsenen metodolojik yaklaşımların sınırlılıkları ve bu kısıtların sonuçların yorumlanması üzerindeki etkileri dikkate alınarak analiz edilmiştir. Yapılan statik yapısal analizlerde her iki kanatçık tasarımının da akma dayanımı (Alüminyum için 66,121 MPa) ve hasar kriterleri (Karbon Fiber için maksimum 0,4 failure miktarı) açısından operasyonel yükler altında yeterli güvenlik marjına sahip olduğu doğrulanmıştır.

Çalışmada, roket kanatçık sistemlerinin karmaşık aeroelastik davranışı için, NACA TN 4197 raporundaki deneysel flutter verileri temel alınarak türetilmiş ampirik flutter kritik hızı formülü (Denklem 1) kullanılmıştır. Bu ampirik yaklaşımın tercih edilmesinin temel gerekçesi, özellikle roket kanatçığı gibi düşük en-boy oranına (AR) sahip yapılarda, tam teşekküllü bir Çift Yönlü Akışkan-Yapı Etkileşimi analizi öncesinde hızlı, güvenli ve pratik bir kritik flutter hızı tahmini sağlamasıdır.

Bununla birlikte, ampirik formülün kullanımından kaynaklanan önemli metodolojik kısıtlar bulunmaktadır:

- **Basitleştirilmiş Fiziksel Model:** Denklem 1, karmaşık aerodinamik basınç değişimlerini ve yapısal deformasyonun aerodinamik yükler üzerindeki geri etkisini (yani çift yönlü kuplajı) modelleyemez. Sadece kanatçığın temel geometrik (AR, t/c, vb.) ve malzeme özelliklerini (G) dikkate alır.
- **Deneysel Veri Sınırlaması:** Formülün türetildiği deneysel veriler, genellikle belirli hız ve irtifa aralıkları için geçerlidir. Çalışmamızda incelenen subsonik seyir hızlarında (Mach 0,73), formül güvenlik payı içeren bir tahmin sunar, bu hızın üzerindeki ani rejim geçişlerinde örneğin transonik bölge 0,8 Mach tahmin doğruluğu azalacaktır. Ancak çalışma transonik bölgeye ulaşmamaktadır.

#### 4. Sonuç (Conclusion)

Bu çalışmada, 1 Mach altı seyir hızlarında görev yapan bir füze kanatçık sistemi için 5754 alüminyum alaşımı ile epoksi matrisli yüksek modüllü karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) kompozit malzemenin yapısal ve aerodinamik performansları karşılaştırılmıştır. CFD analizlerinden elde edilen basınç dağılımları, sonlu elemanlar analizine yükleme şartı olarak uygulanmış ve her iki malzeme için yapısal dayanımları incelenmiş ve yeterli olduğu görülmüştür.

Aerodinamik yükler, özellikle kanatçık kök ve ön kenar bölgelerinde yüksek yük konsantrasyonlarına işaret etmiştir. Karbon fiber, düşük yoğunluk ve yüksek elastisite modülü sayesinde hem daha düşük deformasyon hem de daha yüksek rijitlik sağlamıştır. Karbon fiberin flutter sonuçları alüminyumdan daha düşük olmasına rağmen operasyonun ses altı hızlarda olması tasarlanan füzenin maksimum 246 m/s hızına ulaşması sebebi ile kullanılabilir. Sonuç olarak, hafiflik, yüksek rijitlik ve düşük deformasyon gerektiren 1 Mach altı füze kanatçık tasarımlarında karbon fiber malzeme mühendislik açısından daha uygundur. Ancak üretim karmaşıklığı, maliyet ve bakım onarım kolaylığı kriterlerinde alüminyum hâlen önemli bir alternatif olarak değerlendirilebilir.

Tablo 9. Sonuç Değerlendirme Tablosu

Karşılaştırma Parametresi	İlk Tasarım (Alüminyum 5754)	Son Tasarım (Karbon fiber)	Sonuç ve Yorum
<b>Kütle (Kanatçık Grubu)</b>	Yüksek (Referans)	Düşük	Karbon fiber ile belirgin kütle tasarrufu.
<b>Toplam Kütle Merkezi (CG)</b>	Referans	Füze burun ucuna hareket ( $\Delta X_{CG} < 1cm$ )	Hafiflemenin doğal sonucu.
<b>Statik Stabilité Marjı</b>	1,84	1,88	İyileşme, CG'nin öne kayması stabiliteyi artırdı.
<b>Yapısal Güvenlik</b>	Güvenli	Güvenli	Her iki malzeme de operasyonel yükler için yeterli.
<b>Flutter Hızı</b>	495 m/s	374,6 m/s	Düşüş, Düşük burulma rijitliği flutter direncini azalttı.
<b>Genel Değerlendirme</b>	Referans stabilite, yüksek kütle, iyi flutter direnci.	Daha iyi stabilite, düşük kütle, zayıf flutter direnci.	-

#### Teşekkür (Acknowledgment)

Bu çalışmada Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri tarafından desteklenen FLO-2024-14058 kodlu projeden destek alınmıştır. Referans füzenin üretimi Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi İleri Fonksiyonel Malzeme Laboratuvarında gerçekleştirilmiştir.

#### Kaynaklar (References)

- B209M Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate (Metric) (Withdrawn 2021)*. (n.d.). Retrieved December 15, 2025, from <https://store.astm.org/b0209m-14.html>
- Bae, J.-S., Shin, W.-H., Lee, I., & Shin, Y.-S. (2002). Aeroelastic Analysis of Deployable Missile Control Fin with Bilinear Nonlinearity. *Journal of the Korean Society for Aeronautical Space Science*, 30(7), 29–35. <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2002.30.7.029>

- Cook, M. V. (2012). *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Elsevier Science. [https://books.google.es/books?id=hgZDmoL4\\_DcC](https://books.google.es/books?id=hgZDmoL4_DcC)
- F.C. Campbell. (2006). *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-1-85617-495-4.X5000-8>
- Fleeman, E. L. (2006). *Tactical Missile Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://books.google.ba/books?id=iSsfAQAAIAAJ>
- Gay, D. (2014). *Composite Materials*. CRC Press. <https://doi.org/10.1201/b17106>
- Goulthorpe, P. J. (1961). Missile Configuration Design. S. S. Chin. McGraw-Hill, London. 1961. 279 pp. Diagrams. 85s. 6d. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 65, 772. <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:114854074>
- Kaufman, J. G. . (1999). *Properties of aluminum alloys : tensile, creep, and fatigue data at high and low temperatures*. ASM International ; Aluminum Association. [https://www.asminternational.org/results/-/journal\\_content/56/06813G/PUBLICATION/](https://www.asminternational.org/results/-/journal_content/56/06813G/PUBLICATION/)
- KAWAI, M., YAJIMA, S., HACHINOHE, A., & TAKANO, Y. (2001). Off-Axis Fatigue Behavior of Unidirectional Carbon Fiber-Reinforced Composites at Room and High Temperatures. *Journal of Composite Materials*, 35(7), 545–576. <https://doi.org/10.1106/WQMQ-524H-6PKL-NGCY>
- Kim, D.-H., Kim, Y.-S., Kim, Y.-H., & Oh, I.-K. (2008). Supersonic and Hypersonic Flutter Characteristics for Various Typical Section Shapes of Missile Fin. *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, 18(5), 496–502. <https://doi.org/10.5050/KSNVN.2008.18.5.496>
- Kolios, A. J., & Proia, S. (2012). Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures. *World Journal of Mechanics*, 02(03), 162–170. <https://doi.org/10.4236/wjm.2012.23019>
- Mallick, P. K. (2007). *Fiber-Reinforced Composites*. CRC Press. <https://doi.org/10.1201/9781420005981>
- Martin, D. J. (1958). *Summary of Flutter Experiences as a Guide to the Preliminary Design of Lifting Surfaces on Missiles*.
- Rašuo, B., Vidanović, N., Kastratović, G., & Mirkov, N. (2021). Aerodynamic-thermal/structural design optimization of missile fin configuration during supersonic flight condition. *PAMM*, 20(1). <https://doi.org/10.1002/pamm.202000220>
- Soutis, C. (2005). Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction. *Materials Science and Engineering: A*, 412(1–2), 171–176. <https://doi.org/10.1016/J.MSEA.2005.08.064>
- Xiong, X.-H., Chen, B., Tang, M.-Z., Wang, J.-B., Wang, K.-W., & Xue, R.-D. (2025). Fluid–structure interaction analysis of the aeroelastic response in the flexible outer windshield of a high-speed train considering installation location. *Physics of Fluids*, 37(4). <https://doi.org/10.1063/5.0259160>
- Yang, Y.-R., Lee, J.-H., Kim, M.-S., Jung, J.-H., Myong, R.-S., & Cho, T.-H. (2008). Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with Freely Spinning Tailfins Using a Semi-Empirical Method and a CFD Code. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 36(3), 220–228. <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2008.36.3.220>