

E/Cam Epoksi Laminelerin Üzerine Uygulanan Düşük Hızlı Darbe Davranışının Sayısal Simülasyonu

Tolunay DAĞ^{1,*}  Nur YILDIRIM¹  Yusuf KEPİR²  Mesut UYANER¹ 

¹Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye

²Mersin Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği, Mersin, Türkiye

*tolunaydag@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş:

Kabul:

Yayın:

Anahtar Kelimeler:

E-Cam/Epoksi,
Düşük Hızlı Darbe,
Nümerik Analiz,
Sonlu Eleman Yöntemi,
Darbe Davranışı.

Hava uzay araçlarında ağırlıktan kazanç elde edebilmek için özgül mukavemeti yüksek malzemelere yönelim artmıştır. Bunun sonucunda kompozit malzemeler havacılık sektöründe hızla yer edinen çözümler olarak önem kazanmıştır. Gerçekleştirilecek deneylerin için gerekli zaman ve ortaya çıkacak maliyet, deneyler için seçilen parametre sayısına bağlı olarak üstel olarak artmaktadır. Nümerik analizler yapılmak suretiyle para ve zamandan kazanç elde edilir. Bu çalışmada LS-DYNA yazılımıyla [0, 90, 0, 90, 0, 90] yönelim ile yerleştirilmiş, 6 mm kalınlığındaki ve 50x100 mm boyutundaki E-Cam/Epoksi laminelere düşük hızlı darbe deneyi simüle edilmiştir. Laminelerin üzerine 2,0, 2,5 ve 3,0 m/s hızlarında 12 mm çapında ve 30 kg ağırlığında vurucu ile darbe uygulanmıştır. Gerçekleştirilen düşük hızlı darbe simülasyonunun sonucunda kuvvet-zaman, ivme-zaman, hız-zaman ve enerji-zaman değişimleri elde edilmiştir. Bu değişimler kendi içlerinde karşılaştırılarak kompozit plakanın darbe davranışı ortaya koyulmuştur. Böylelikle, hava uzay araçlarında sıklıkla kullanılan fiber takviyeli kompozit olan E-Cam/Epoksi'nin bakım veya kullanım esnasında araçlarda oluşan düşük boyutta gerilmeye denk gelen düşük hızlı darbe sonucunda deformasyon incelenmiştir.

Numerical Simulation of Low Velocity Impact Behavior Applied on E/Glass Epoxy Laminates

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received:

Accepted:

Published:

Keywords:

E-Glass/Epoxy,
Low Velocity
Impact,
Numerical
Analysis,
Finite Element Method,
Impact Behavior.

In order to gain weight in aerospace vehicles, the tendency to materials with high specific strength has increased. As a result, composite materials quickly took its place in aviation industry and have replaced metals at most points. Studies on impact tests on these composites have gained importance. The time required and the cost to be incurred for the experiments to be performed increase exponentially depending on the number of parameters selected for the experiments. Money and time are saved by performing numerical analysis. In this study, a low velocity impact test was simulated on E-Glass/Epoxy laminates with 6 mm thickness and 50x100 mm dimensions placed in [0, 90, 0, 90, 0, 90] orientation with LS-DYNA software. Impact was applied on the laminates at 2.0, 2.5 and 3.0 m/s velocities with a 12 mm diameter and 30 kg impactor. As a result of the low-speed impact simulation, force-time, acceleration-time, velocity-time, and energy-time changes were obtained. These changes were compared among themselves, and the impact behavior of the composite plate was revealed. Thus, the deformation of the E-Glass/Epoxy, a fiber-reinforced composite that is frequently used in aerospace vehicles, as a result of low-velocity impact, which corresponds to the low-magnitude stress that occurs in the vehicles during maintenance or use, has been investigated.

Atıf/Citation:



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/). (CC BY-NC 4.0)"

GİRİŞ (INTRODUCTION)

Havacılık tarihinin ilk başarılı uçuşundan bu yana araçların yapısal ağırlığını azaltabilmek adına yeni malzeme çeşitleri üzerinde çalışmalar yapılmaktadır (*Composite Materials in Aerospace*, y.y.). Kompozit malzemelerin ortaya çıkış nedeni de bu ihtiyacı karşılayan metallere kıyasla düşük ağırlıklı yüksek performans özelliklerine sahip olduklarıdır. Kompozit malzemeler, birden fazla maddenin istenen özelliklerinin tek bir malzemede birleştirilmesiyle oluşan yeni malzeme türüdür. Havacılıkta kullanılan araçların gövdelerinde, kontrol yüzeylerinde ve yapısal elemanlarında aktif olarak kompozitler kullanılmaktadır. Bu kullanımda, metallere kıyasla korozyon direnci ve yorulma dayanımlarının yüksek değerlerde olması büyük rol oynamaktadır (*Composites in Aerospace Applications / Aviation Pros*, y.y.). Söz konusu havacılıkta kullanılan araçlar olduğunda, tasarım aşamasında en önemli faktörlerden biri güvenlik olmaktadır. Bu araçlara bakım veya kullanım esnasında kontrollü olarak veya beklenmedik şekilde darbeler etki etmektedir. Bu çalışmada gerçekleştirilen düşük hızlı darbe simülasyonu, düşük ila orta oranda gerilim yüklemesine karşılık havacılıkta kullanılan bir numunenin tepkisini incelemek adına gerçekleştirilmiştir (Chordiya & Goel, 2020). Fiber Takviyeli Polimer Kompozitler (FRP) hava, kara ve deniz taşımacılığı gibi birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır (Berk vd., 2016). Bu kompozitleri temel olarak cam elyaf, karbon elyaf, polietilen elyaf, Kevlar elyaf ve doğal elyaf olarak ayırmak mümkündür. Cam elyaf takviyeli kompozitlerin içinde en yaygın kullanılanı E-camdır. E-cam epoksi, elektriksel olarak yalıtkan ve üstün boyutsal kararlılığa sahip olup baskı plakalarının yapımında kullanılmaktadırlar. Aynı zamanda neme karşı dirençli olduklarından değişik hava durumlarında performans kaybetmeden kullanılabilirler. Bu sebeplerden ötürü bu çalışmada lamine kompozit malzemesi olarak e-cam epoksi tercih edilmiştir.

Cam Fiber Takviyeli Polimer (GFRP) kompozitlerde, elyaf yönelimleri için temel olarak iki kombinasyon bulunmaktadır. Kompozitler, sürekli ve süreksiz fiber takviyeleri ile güçlendirilerek mekanik özellikleri artırılabilir. Sürekli fiber takviyesi numune üzerinde diğer takviye çeşitlerine nazaran dayanımı yüksek ve düzenli bir yapı oluşmasını sağlamaktadır. Ayrıca bu tür takviyelerin simülasyon ortamına aktarımı daha verimli gerçekleştirilmektedir. Bu çalışmada matris $[(0,90,0,90,0,90)]$ yönelim açılarıyla sürekli fiber takviyeli e-cam epoksi lamineler yerleştirilmiştir. Darbe davranışını modellemek için kullanılacak birçok sonlu eleman methodu yazılımı bulunmaktadır. Ls-Dyna yazılımında kompozitlerde darbe esnasında gelişen hasarları tahmin etmek için Tsai-Wu, Chang-Chang ve Hashin kriterleri kullanılmaktadır (Nguyen vd., 2016).

Kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışlarının birçok farklı yönden incelendiği çalışmalar literatürde bulunmaktadır. Lamine plakasının malzeme seçimi için E-cam epoksi ile karbon epoksi kıyaslandığında, karbon epoksi plakada temas süresi ve emilen enerji miktarı artarken kuvvet-zaman eğrilerinde gözle görülür bir fark oluşmamaktadır (Kaviti vd., 2019). Termoplastik fiber metal lamine (TFML) kompozit tasarımlı plaka konfigürasyonu ise metal alaşımlara ve ticari fiber metal laminelere göre daha yüksek performans özellikleri göstermektedir (Rizzo vd., 2021). Cam/epoksi kompozit ile Al 6061-T6 katmanlarını içeren FML'lere doğal kauçuk katmanının eklenmesiyle enerji emilimi artırılabilir (Zarezadeh-mehrizi vd., 2022). GFRP kompozit plakalara tek duvarlı karbon nanotüpler (SWCNT) eklenmesiyle fiber, uygulanan darbe kuvvetini elimine etmek için daha fazla yük taşımaktadır (Maghsoudlou vd., 2021). S2 cam-epoksi kompozitler ise perforasyon eşiğine kadar aramid epoksi kompozit numunelere göre daha fazla enerji sönümlemektedir (Berk vd., 2016). Flax/epoksi lamineler, malzeme özelliklerinden kaynaklı sadece penetrasyona uğramasına kadar geçen sürede doğru analiz sonuçları sunmaktadır (Sy vd., 2019).

Plaka boyutu ve vurucu hızının ayrı ayrı değişkenlik gösterdiği durumlarda, en büyük hasar alanı en küçük hacim değerine sahip plakada oluşmuştur. Ayrıca hızın artması sonucunda tepe kuvvetlerinde ve darbe etki alanında artış görülmektedir (Uyaner & Kara, 2016), (Mahesh vd., 2021), (Dhokal vd.,

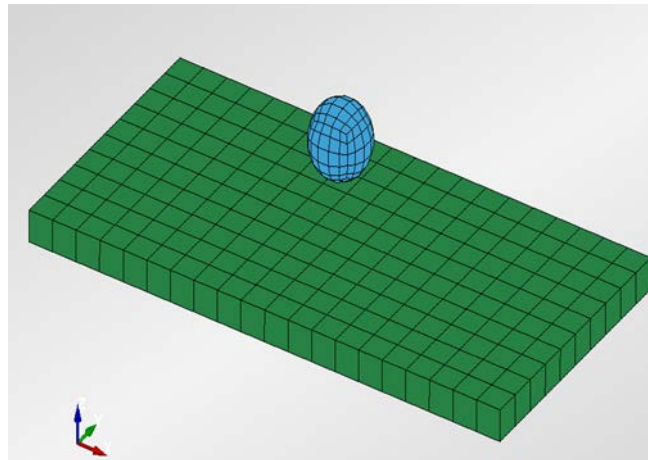
2018). Darbe hızındaki artış aynı zamanda enerji sönümlemesinde azalmaya sebep olmaktadır. (Chordiy & Goel, 2019). 6082-T6 Alüminyum alaşımına yapılan düşük hızlı darbe analizinde, plakanın delinmesine kadar geçen süre boyunca darbe kuvveti eğrisi yüklenme ve boşaltma fazlarında simetrik olmuştur. Bozucu kuvvetlerin etkisi (sürtünme kuvveti), boşaltma fazında gözlenmiştir (Mocian vd., 2018).

Fiber yönelimlerine bağlı olarak gerçekleştirilen düşük hızlı darbe analizi ile tek yönlü fiber yönelimli plakaların kayma gerilmeleri nedeniyle iş görmez oldukları incelenmiştir. Farklı yönelime sahip fiber laminelerin kullanımının maksimum yer değiştirme noktasında dahi penetrasyon oluşturmadığı sonucuna ulaşılmıştır (Giasin vd., 2021). Ancak tek yönlü lamine tabakalar aynı enerji seviyesinde çapraz katlı lamine plakalarla karşılaştırıldığında daha düşük tepe kuvveti, daha uzun temas süresi ve daha büyük yük düşüşleri göstermektedir (Sy vd., 2019).

LS-Dyna simülasyonunda lamine plakalar kabuk eleman modellemesiyle gerçekleştirilmiştir. Kabuk eleman modellemesi, kuvvet- zaman ve enerji-zaman eğrileri açısından daha doğru veriler sunsa da kompozitlerin delaminasyon incelemesi için katı eleman modeli daha doğru bir tercih olmaktadır (Ahmad vd., 2018). LS-Dyna yazılımı kompozitler için geniş bir materyal modeli aralığına sahiptir. Delaminasyon incelemesi açısından 3 boyutlu elemanları içeren MAT22 hariç diğer materyal modellemeleri prognostik arıza modlarına sahip olmadıklarından doğru sonuçlar verememektedir. Fiber takviyelerinin kopmasının incelendiği yüksek enerjili darbe durumlarında MAT58 ile MAT59 tatmin edici sonuçlar vermektedir. MAT54 ise düşük hızlı darbeler için emilen enerjiyi en aza indirme eğiliminde olan aktif erozyonu tam olarak göz önüne alamayan ancak daha fazla veri çıktısına ulaştıran materyal modellemesidir (Rossi vd., 2020). Bu çalışmada Chang-Chang ve Tsai-Wu kriterlerini karşılayan MAT54 materyal modellemesi ile kompozit plaka tanımlanmıştır. Tanımlanan plakanın üzerine vurucu kütle ile farklı hızlarda darbe uygulayarak kuvvet-zaman, hız-zaman, ivme-zaman, kuvvet- yer değiştirme ve enerji-zaman verileri incelenmiştir.

YÖNTEM (METHOD)

Bu bölümde, sonlu eleman yazılımı LS-Dyna'da yapılan analiz ve simülasyonlara dair ayrıntılar yer almaktadır. Altı katmanlı 100x50x6 mm boyutlarında dikdörtgen lamine e-cam epoksi kompozite vurucu kütle ile düşük hızlı darbe analizi ve simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Vurucu, küresel katı olarak 6 mm yarıçapında modellenmiştir. E-cam epoksi lamineler [0,90,0,90,0,90] yönelim ile her bir plakada 1 mm kalınlığında yerleştirilmiştir. Modellenen kompozitin ve vurucunun LS-Dyna görünümü Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Vurucu ve Lamine Kompozitlerin 3D Modellenmiş Halinin Perspektif Görünümü

Analiz ve modellemede kullanılan 6 tabakalı E-cam epoksi kabuk element fonksiyonu ile

modellenmiştir. Materyal modellemesi olarak MAT-54 ENHANCED COMPOSITE DAMAGE kullanılmıştır. E-cam epoksinin materyal özellikleri Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. E-Cam Epoksi Materyal Özellikleri

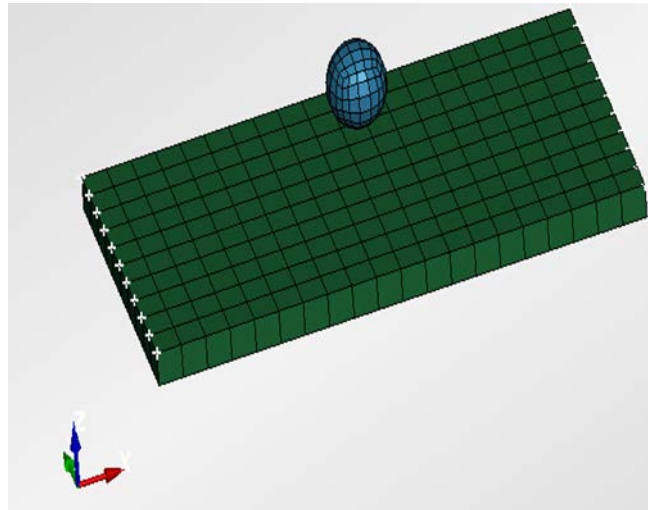
MATERYAL ÖZELLİĞİ	Değerler	Birimler
Yoğunluk	1,84E+03	Kg/m ³
Young Modulus (Uzunlamasına Yön)	42	GPa
Young Modulus (Transverse Yön)	9,5	GPa
Poisson Oranı	0,34	-
Shear Modulus	3,5	GPa

Vurucu olarak yoğunluğu arttırılmış küresel katı kullanılmıştır. MAT-20 RIGID materyal fonksiyonu ile tanımlanan vurucunun materyal özellikleri Tablo 2’de verilmiştir.

Tablo 2. Vurucu Kütlenin Materyal Özellikleri

MATERYAL ÖZELLİĞİ	Değerler	Birimler
Yoğunluk	3,3151E-05	Kg/m ³
Young Modulus	2,0710E+05	GPa
Poisson Oranı	0,3	-

Düşük hızlı darbe simülasyon ve analizlerini gerçekleştirmek için modellenen dikdörtgen geometrik şekle sahip E-Cam epoksi kompozitlerin kısa kenarları sınır koşulu olarak kabul edilerek tüm yönlerden hareketleri sınırlandırılmıştır. Sınır koşullarının model üzerinde gösterimi Şekil 2’de verilmiştir.



Şekil 2. E-Cam Epoksi Laminelere Tanımlanan Sınır Koşulları

Vurucu kütlesi ile kompozitler arasındaki çarpışma 2, 2,5 ve 3 m/s hızlarda AUTOMATIC NODES TO SURFACE fonksiyonu ile sağlanmıştır. Modellenen kabuk eleman ile kompozit eleman arasındaki bağ AUTOMATIC SURFACE TO SURFACE COMPOSITE fonksiyonu ile oluşturulmuş olup, analizler LS-Dyna çözücüsünde çalıştırılarak çıktılar kaydedilmiştir.

İkili veri tabanı seçimi için D3PLOT ile üç boyutlu modelin verileri grafik çıktısı halinde alınmıştır. Bu çıktı LS-PREPOST ile görüntülenerek veriler incelenmiştir. ASCII dosyalarından GLSTAT, MATSUM ve RCFORC veri tabanları kullanılarak daha spesifik çıktılar elde edilmiştir. GLSTAT veri tabanı ile global verilere ulaşılmıştır. Bu sayede iç enerji, enerji oranları, kinetik enerji, sönmülenen enerji, toplam enerji gibi enerji temelli çıktılar ve X, Y, Z olmak üzere üç ekseninde hızlar elde edilmiştir. MATSUM veri tabanı ile bireysel parça enerjilerine ulaşılmıştır. Bu sayede GLSTAT çıktısındaki enerji

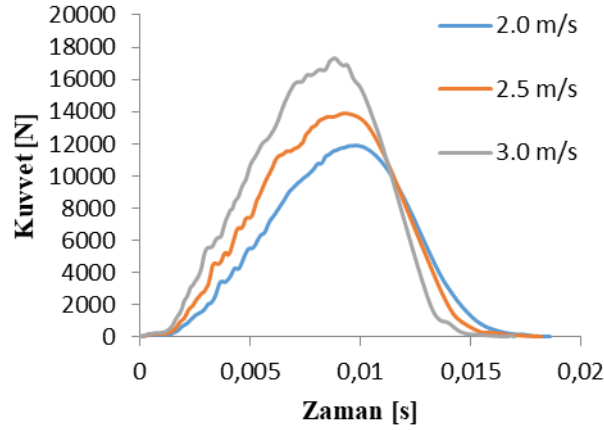
verilerinin parçalara göre dağılımları, üç ekseninde rijit parça hızları ve momentumları elde edilmiştir. RCFORC veri tabanı ile ara yüz kuvvetlerine ulaşılmıştır. Böylece temas kuvvetinin zamana bağlı çıktısı elde edilmiştir. RCFORC veri tabanı bu özelliğinden dolayı darbe problemlerinde kullanılmaktadır.

BULGULAR (RESULTS)

[0,90,0,90,0,90] yönelim ile yerleştirilmiş, 6 mm kalınlığındaki ve 100x50 mm boyutundaki E-Cam/Epoksi laminelere düşük hızlı darbe deneyi simüle edilerek darbe sönümle enerjilerini belirlemek için sonlu elemanlar metodu ile sanal deney gerçekleştirilmiştir. LS-DYNA yazılımı ile tamamlanan bu deneylerde kuvvet, yer değiştirme, ivme, hız ve enerji değişim sonuçlarına ulaşılmıştır.

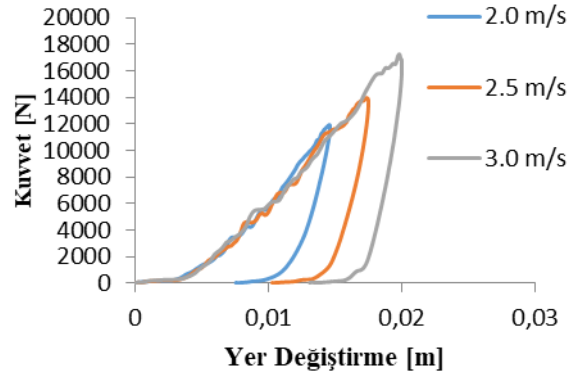
Kuvvet ve Yer Değiştirme Tepkisi

Vurucu kütlenin plakaya temas ettiği ilk andan itibaren numunenin ara yüzlerinde oluşan gerilimler sonucunda kuvvet değerinde dalgalanmalar meydana geldiği görülmektedir. Şekil 3'te bu dalgalanmalar açıkça görülmektedir. Bu durum Hertz temas teorisi olarak bilinmektedir. Elde edilen verilerde maksimum kuvvet değeri, numunenin çarpışma sonucunda hasara karşı direnç kapasitesini gösterir. Kompozit numune üzerinde farklı darbe hızlarında gerçekleştirilen testler sonucunda kuvvet zaman eğrisi Şekil 3'te görülmektedir. Farklı hızlarda elde edilen maksimum kuvvet değerlerindeki artış malzemenin daha yüksek darbe enerjilerine dayanabileceğinin kanıtıdır.



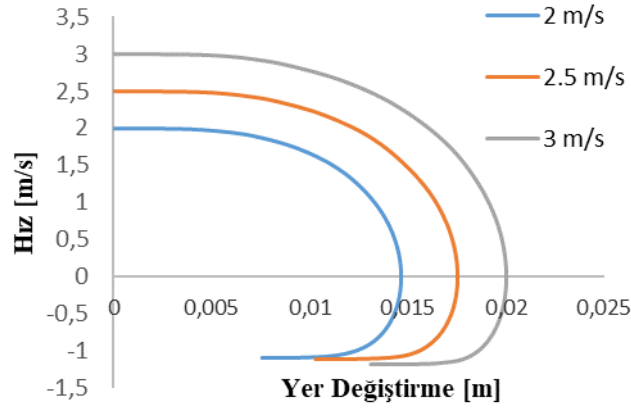
Şekil 3. Farklı Hızlar için Kuvvet Zaman Eğrisi

E-Cam/Epoksi elyaflardan oluşturulan tabakalı kompozitin düşük hızlı darbeler sonucunda gösterdiği mekanik tepki kuvvet-yer değiştirme grafiğinde görülmektedir. Şekil 4'te görüldüğü gibi eğri kapalı bir forma sahip olduğundan malzemeye uygulanan darbe sonucunda numunede delinme meydana gelmediği anlaşılmıştır. Kuvvetin tepe değerinde yer değiştirme eğrisinde oluşan artış kompozitin elastiklik modülünü analiz edebilme imkânı sunmaktadır.



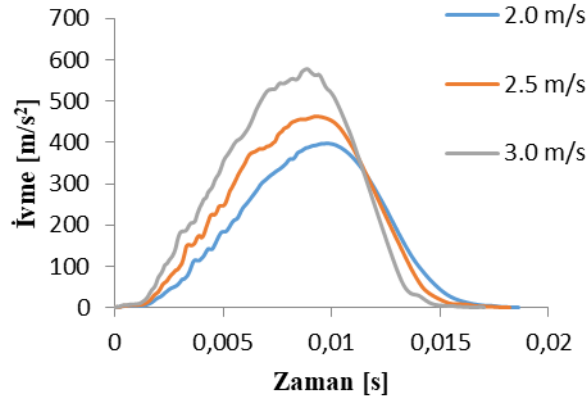
Şekil 4. Farklı Hızlar için Kuvvet Yer Değiştirme Eğrisi

Vurucunun hızının artırılması ile kompozit yapısında meydana gelen yer değiştirme miktarında artış olmaktadır. Üç farklı hız değerinde gerçekleştirilen darbeye vurucunun hız değerinin sıfır olduğu an numunenin maksimum yer değiştirme değerine sahip olduğu görülmektedir. Şekil 5'te farklı hızlar ile uygulanan darbe sonucunda elde edilen hız-yer değiştirme eğrileri görülmektedir.

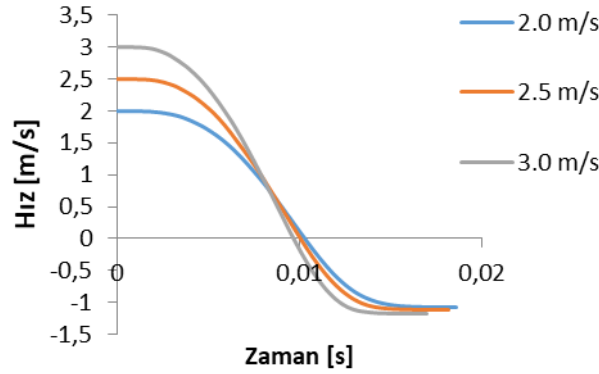


Şekil 5. Farklı Hızlar için Hız Yer Değiştirme Eğrisi

Vurucu kütleinin numune üzerine uyguladığı darbe sonucunda ivme ve hız değerlerindeki değişimleri Şekil 6 ve Şekil 7'de görülmektedir. Şekil 6'da grafiklerin altında kalan alanlar tanımlanan analiz süresi içerisinde hız değişimini vermektedir. Şekil 7'de her bir hız için eğrilerin eğimi ivmeyi vermektedir. Hız-zaman eğrisinin türevi ivme-zaman eğrisini verdiği için bu iki şekil birbiriyle bağlantılıdır.



Şekil 6. Farklı Hızlar için İvme Zaman Eğrisi



Şekil 7. Farklı Hızlar için Hız Zaman Eğrisi

Enerji Sönümlenme

Darbenin maksimum kuvvet değerine ulaştığı anda sönümlenen enerji miktarı tepe noktasına ulaşır. Elde edilen bu enerjinin maksimum değeri elastik şekil değiştirme ve artık enerji (E_a) değerlerinin toplamından oluşmaktadır. Şekil 8'de görüldüğü üzere enerji sönümlenme miktarı tepe noktasına ulaştığı andan itibaren belirli bir seviyeye kadar düşerek sabit bir davranış sergilemektedir. Sabit olarak devam eden bu enerji değeri kompozitin sönümlendiği enerji miktarını vermektedir. 2,0, 2,5 ve 3,0 m/s hız değerleriyle uygulanan düşük hızlı darbelerin enerji miktarları sırasıyla 60, 94 ve 135 J değerlerindedir. Numunenin bu uygulama sonucunda sönümlendiği enerji miktarı kuvvet-yer değiştirme eğrisinin integrasyonu ile belirlenir. 2,0, 2,5 ve 3,0 m/s hız değerleriyle gerçekleştirilen analizler sonucunda sönümlenen enerji miktarlarının sırasıyla 42, 75 ve 114 J değerlerinde olduğu tespit edilmiştir.

Darbe Kinetik Enerjisi:

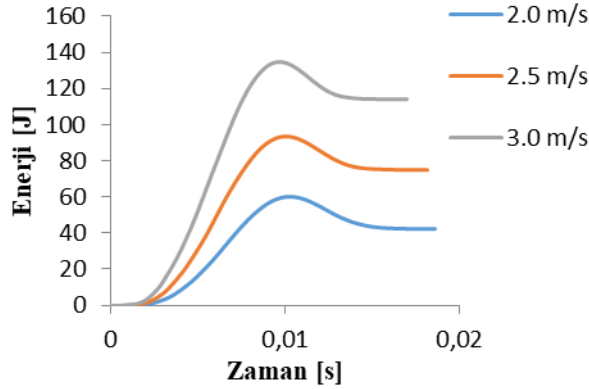
$$E_{KE} = \frac{1}{2}mv_d^2$$

Geri Verilen Enerji:

$$E_g = \frac{1}{2}mv_g^2$$

Sönümlenen Enerji:

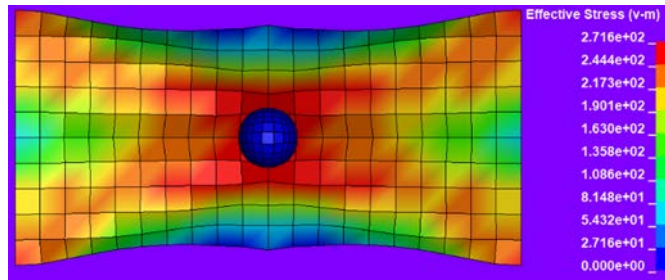
$$E_{abs} = E_{KE} - E_g$$



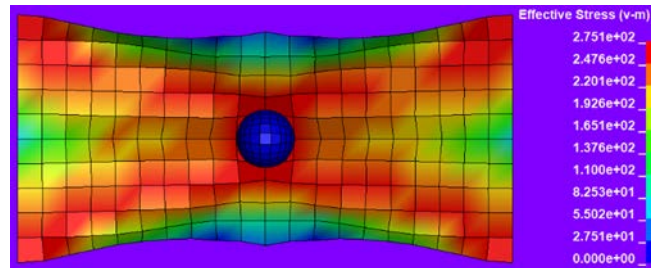
Şekil 8. Lamine Kompozitin Farklı Hız Değerlerinde Uygulanan Darbeler Sonucunda Sönümlendiği Enerji Eğrileri

Lamine Üzerinde Oluşan Efektif Gerilme Dağılımı

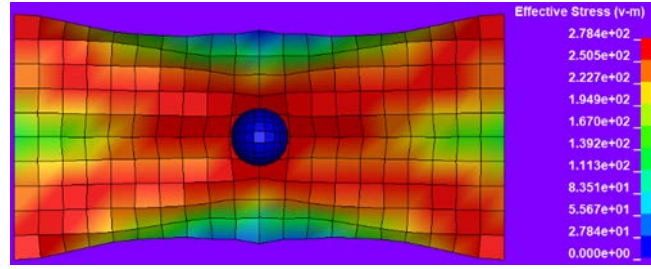
Nümerik simülasyonu gerçekleştirilen düşük hızlı darbeye dair gerilim değerleri incelendiğinde hız değerinin artışıyla meydana gelen gerilim değerlerinde de artış gözlenmiştir. Gerilimin en yüksek değeri vurucunun lamine plaklara temas ettiği noktada gerçekleştirilmiştir. Gerilim dağılımı, eşit olarak gerçekleşmemiştir. Bunun sebebi lamine plakanın düzgün bir geometriye sahip olmamasıdır. Ayrıca gerilim dağılımı vurucunun laminelere temas ettiği merkez noktadan sınır koşullarının tanımlanarak 3 ekseninde normal ve açılma hareketinin engellendiği kısa kenarlara doğru gerçekleşmiştir.



Şekil 9. Lamineler Üzerinde 2,0 m/s Hız Değeri ile Uygulanan Darbe Sonucunda Oluşan Efektif Gerilme Dağılımı



Şekil 10. Lamineler Üzerinde 2,5 m/s Hız Değeri ile Uygulanan Darbe Sonucunda Oluşan Efektif Gerilme Dağılımı



Şekil 11. Lamineler Üzerine 3,0 m/s Hız Değeri ile Uygulanan Darbe Sonucunda Oluşan Efektif Gerilme Dağılımı

SONUÇ (CONCLUSION)

E-cam epoksi plakalara düşük hızlı darbe nümerik olarak gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, kompozit plakaların enerji sönmemesi ve hasar toleransı üzerine incelemeler yapılabilmesini sağlamaktadır. Numunenin üzerine uygulanan farklı enerji ve hız değerlerindeki darbeler sonucunda numunenin üzerinde oluşan tepe kuvvetinin arttığı görülmektedir. Kuvvet-zaman eğrisinde hem doldurma hem boşaltma fazı gözlenmiştir ve bu durum vurucunun kompozit levhaya penetre olmadığını yani vurucunun sektiğini göstermektedir. Bu sebeplerden numune sönmüleyebileceği enerji doygunluk seviyesine ulaşmadığı da belirlenerek uygulanabilecek darbe enerjisinin daha yüksek seviyelerde olması durumunda da numunenin başarılı bir şekilde sönmüleyebileceği ortaya çıkmıştır.

KAYNAKÇA (REFERENCES)

- Ahmad, F., Abbassi, F., Park, M. K., Jung, J. W., & Hong, J. W. (2018). *Finite element analysis for the evaluation of the low-velocity impact response of a composite plate*. 28(3), 271–285. <https://doi.org/10.1080/09243046.2018.1510589>
- Berk, B., Karakuzu, R., Murat Icten, B., Arikan, V., Arman, Y., Atas, C., & Goren, A. (2016). An experimental and numerical investigation on low velocity impact behavior of composite plates. *Journal of Composite Materials*, 50(25), 3551–3559. <https://doi.org/10.1177/0021998315622805>
- Chordiy, Y. M., & Goel, M. D. (2019). Low Velocity Impact Behavior of Aluminum Cenosphere Syntactic Foam. *Materials Today: Proceedings*, 18, 3741–3748. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2019.07.309>
- Chordiya, Y. M., & Goel, M. D. (2020). Low Velocity Impact Behavior of Closed-Cell Aluminum Foam Considering Effect of Foam Skin. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*, 143–149. https://doi.org/10.1007/978-981-15-1307-7_16
- Composite Materials in Aerospace*. (y.y.). Tarihinde 02 Nisan 2022, adresinden erişildi <https://www.thoughtco.com/composites-in-aerospace-820418>
- Composites in Aerospace Applications / Aviation Pros*. (y.y.). Tarihinde 02 Nisan 2022, adresinden erişildi <https://www.aviationpros.com/engines-components/aircraft-airframe-accessories/article/10386441/composites-in-aerospace-applications>
- Dhokal, H. N., Ghasemnejad, H., Zhang, Z. Y., Ismail, S. O., & Arumugam, V. (2018). *The post-impact response of flax/UP composite laminates under low velocity impact loading*: 28(2), 183–199. <https://doi.org/10.1177/1056789517751239>
- Giasin, K., Dhokal, H. N., Featheroson, C. A., Pimenov, D. Y., Lupton, C., Jiang, C., Barouni, A., & Koklu, U. (2021). Effect of Fibre Orientation on Impact Damage Resistance of S2/FM94 Glass Fibre Composites for Aerospace Applications: An Experimental Evaluation and Numerical Validation. *Polymers 2022, Vol. 14, Page 95*, 14(1), 95. <https://doi.org/10.3390/POLYM14010095>
- Kaviti, A. K., Namala, K. K., Gupta, G. S., & Reddy, C. N. (2019). Modeling And Simulation On Composite

- Laminates Subjected To Low Velocity Impact. *Materials Today: Proceedings*, 18, 5364–5372. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2019.07.563>
- Maghsoudlou, M. A., Isfahani, R. B., Saber-Samandari, S., & Sadighi, M. (2021). The Response of GFRP Nanocomposites Reinforced with Functionalized SWCNT Under Low Velocity Impact: Experimental and LS-DYNA Simulation Investigations. *Iranian Journal of Materials Science and Engineering*, 18(2), 0–0. <https://doi.org/10.22068/IJMSE.1985>
- Mahesh, V., Nilabh, A., Joladarashi, S., & Kulkarni, S. M. (2021). Analysis of impact behaviour of sisal-epoxy composites under low velocity regime. *Revue des Composites et des Materiaux Avances*, 31(1), 57–63. <https://doi.org/10.18280/RCMA.310108>
- Mocian, O. A., Constantinescu, D. M., Sandu, M., & Sorohan, Ş. (2018). Low velocity impact of 6082-T6 aluminum plates. *AIP Conference Proceedings*, 1932(1), 030025. <https://doi.org/10.1063/1.5024175>
- Nguyen, M. Q., Elder, D. J., Bayandor, J., Thomson, R. S., & Scott, M. L. (2016). A Review of Explicit Finite Element Software for Composite Impact Analysis: 39(4), 375–386. <https://doi.org/10.1177/0021998305046739>
- Rizzo, F., D’Agostino, T., Cuomo, S., Pinto, F., & Meo, M. (2021). High-velocity impact investigation on thermoplastic polyurethane/CFRP T-stiffened panel. *Materials Today: Proceedings*, 34, 164–170. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2020.02.163>
- Rossi, T. A., Fayazbakhsh, K., & Fawaz, Z. (2020). Application of LS-DYNA Constitutive Material Model Laws to Simulate Low Velocity Impact Damage to Composite Plates. *Journal of Aerospace Engineering*, 33(6), 04020065. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001171](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001171)
- Sy, B. L., Fawaz, Z., & Bougherara, H. (2019). Numerical simulation correlating the low velocity impact behaviour of flax/epoxy laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 126, 105582. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2019.105582>
- Uyaner, M., & Kara, M. (2016). *Dynamic Response of Laminated Composites Subjected to Low-velocity Impact*: 41(24), 2877–2896. <https://doi.org/10.1177/0021998307079971>
- Zarezadeh-mehrizi, M. A., Liaghat, G., Ahmadi, H., Taherzadeh-Fard, A., & Khodadadi, A. (2022). Numerical and experimental investigation of fiber metal laminates with elastomeric layers under low-velocity impact. *Polymer Composites*. <https://doi.org/10.1002/PC.26509>