

KATMANLI KOMPOZİTLERDE DÜŞÜK HIZLI DARBE DAVRANIŞ ANALİZİ

Ö. Tanay TOPAÇ¹ ve Burcu TAŞDEMİR²
TAI / ODTÜ, Ankara

Doç. Dr. Demirkan ÇÖKER³
Yrd. Doç. Dr. Ercan GÜRSES⁴
ODTÜ, Ankara

ÖZET

Rotor palleri helikopterlerin güvenli operasyonu için en kritik parçalardan biridir ve operasyon esnasında karşılaşılabilecek olası koşullara karşı hasara toleranslı olarak tasarlanmaları gereklidir. Bu doğrultuda, FAA 14 CFR 29.631 spesifikasyonunda en olası dinamik hasar kaynağı kuş darbesi olarak belirlemiştir ve pallerin belirtilen ölçüde bir kuş hasarına dayanıklı olması gerekliliğini sunmuştur. Geçmişe bakıldığında darbe hasarının sebep olduğu pal kaybından dolayı çeşitli kazaların meydana geldiği gözlemlenmiştir. Kuş hasarına ek olarak, dolu yağışından dolayı ve imalat veya bakım sırasında araç gereç düşmesinden dolayı kazara oluşabilecek darbeler diğer olası dinamik hasar sebepleridir. Bu darbelerin sebep olduğu ana hasar formu kompozit katmanlarda oluşacak delaminasyon hasarlarıdır. Tam boyutlu pal testlerinin maliyetleri göze alındığında buradaki amaç, darbe hasarından dolayı oluşacak delaminasyon hasarını öngörececek bir analiz metodu geliştirmek ve gerekli testleri en aza indirmektir.

GİRİŞ

Havacılık endüstrisinde kompozit malzeme kullanımının artışıyla birlikte daha önce kaynak yetersizliği ya da karşılaşılan fiziksel örneklerin eksikliği sebebiyle gözardı edilen konuların analizi yeni boyutlar kazanarak önemi artmıştır. Kullanılan kompozitlerin izotropik materyaller karşısındaki dezavantajları düşünüldüğünde, hasar analizi kompozit kullanımının en kâlfetli aşamalarından biridir.

Katman içi kompozit hasar başlangıcı ve ilerlemesi analizi Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin gibi çeşitli kriterlere dayanılarak gerçekleştirilir. Katman içi hasarların oluşması ve ilerlemesi genellikle statik gerilme analizlerinde ve daha konvansiyonel test şartlarında kritik hale gelir. Öte yandan, delaminasyon hasarıyla genellikle daha özel koşullarda karşılaşılabılır ve analiz yöntemleri karşılaşılan koşullara göre farklılıklar gösterir. Bu koşullardan biri de darbeden kaynaklı delaminasyondur.

Bu çalışmada, darbeden kaynaklı delaminasyon hasarı incelenecektir. Darbe hasarı, hava aracının yerde olduğu veya uçtuğu esnada insan kaynaklı ya da çevresel etkenlerden dolayı meydana gelebilir. Hava aracının karşılaşılabileceği olası darbe hasarları üç ana kategoriye ayrılmıştır. Bunlar; 0-10m/s arasında gerçekleşen ve genellikle kazara parça düşmelerinden kaynaklanan düşük hızda çarpma (LVI) [Cantwell, 1991], 10-100m/s arasında gerçekleşen ve genellikle

¹ Asistan Tasarım Mühendisi / Yüksek Lisans Öğrencisi, E-posta: tanay.topac@tai.com.tr

² Lisans Öğrencisi, E-posta: tasdemir@ae.metu.edu.tr

³ Öğretim Üyesi, E-posta: coker@metu.edu.tr

⁴ Öğretim Üyesi, E-posta: gurses@metu.edu.tr

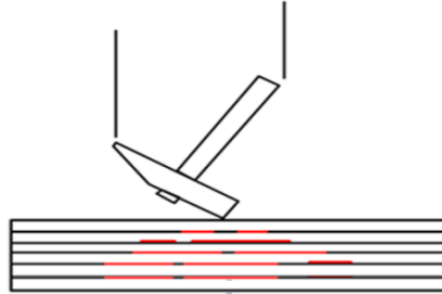
taş/toprak ve kuş çarpmalarından kaynaklanan orta hızda çarpma(LVI) ve 100m/s nin üzerindeki hızlarda gerçekleşen ve balistik çarpışma [Abrate, 2005] olarak da adlandırılan yüksek hızda çarpma (HVI) olmak üzere üç ana grupta incelenebilir.



Şekil 1: Helikopter Palinde Çevresel Taş Hasarı

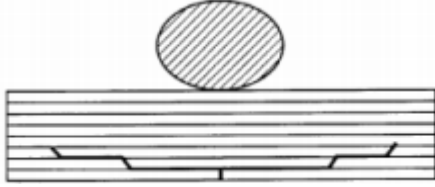
Helikopterlerde olası hasarların kritik bölgeleri Bell Helikopter tarafından kritik uçuş parçaları olan ana ve kuyruk rotor ve bunları koruyan yapılar olarak belirlenmiştir [Surana, 2013].

Bu çalışmanın amacı Şekil 2'deki gibi düşük ağırlıklı parçaların kazara düşmesi sonucu veya dolu yağışı kaynaklı düşük hızda çarpmaların katmanlı kompozit paller üzerindeki hasar verici etkisini incelemektir. Helikopter yerdeyken, pallerin üretimi ya da bakımı sırasında gerçekleşebilecek insan kaynaklı ekipman düşmesinden meydana gelen hasarlar oldukça yaygındır. Bu tür darbeler kompozitin görülebilir alanında etki bırakacak bir hasar oluşturmadığından dolayı oldukça kritiktir. Düşük hızda çarpma (LVI) hasar analizi [Abrate, 2005]'teki varsayımlar göz önünde bulundurularak detaylandırılacaktır. Bu varsayımlar temel olarak uzun temas süresine eşlik eden yarı-statik tepki olarak verilebilir.

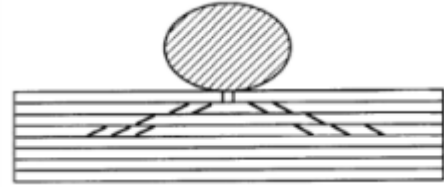


Şekil 2: Çekiç Düşmesi ve Delaminasyonun Gösterimi

Düşük hızlı darbede temas süresinin uzun ve tepkinin yarı statik olduğu varsayılır [Ollson, 2000]. Bu darbe çeşidinde başlangıç ve düşük enerji darbe modu, kompozit plakanın en üst ve en alt katmanında gerçekleşen, darbe noktasına doğru uzayan enlemesine matris çatlakları şeklinde gerçekleşir. Fakat matris çatlaklarının malzemenin direngenliğini düşürücü bir etkisi olmadığından yok sayılabilir. Yeterli darbe enerjisi mevcutsa, çatlaklar komşu katmanın yüzeyine kadar ilerler ve arayüzde delaminasyonun kaynağı olan katman-arası kesme kuvveti oluşturmaya başlar [Geubelle, 1997] (Şekil 3). Eğer yeterli darbe enerjisi mevcutsa fiber hasarı ve yapının delinmesi devam eden hasar modlarından biridir. Bu hasarlar çalışmanın dışındadır.



Şekil 3a: İnce / esnek katmanlar için hasar şeması



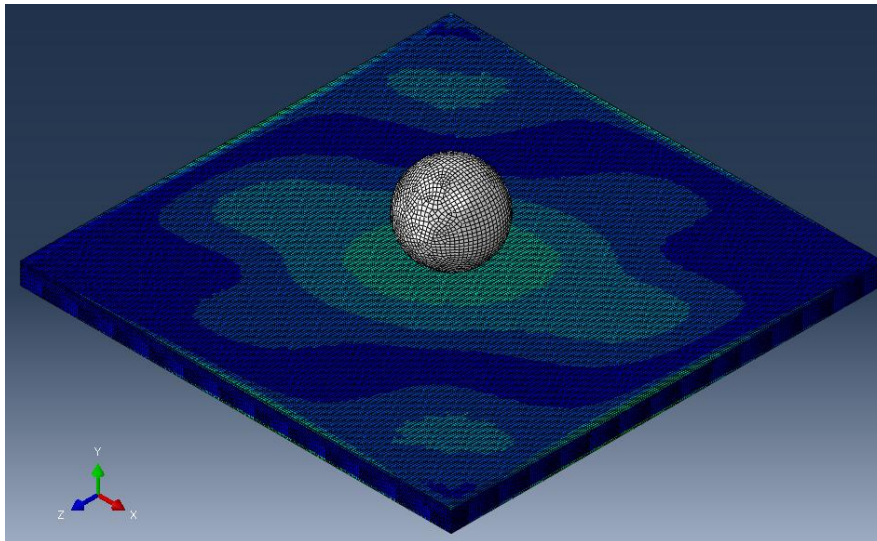
Şekil 3b: Kalın / rijit katmanlar için hasar şeması

YÖNTEM

Bu çalışmanın amacı katmanlı kompozit yapıda darbe hasarı sonucu oluşması en muhtemel hasar çeşidi olan delaminasyon hasarını modelleyen bir sonlu eleman analiz metodu oluşturmak ve çeşitli onay testleriyle güvenilir sonuçlar elde edildiğinden emin olmaktır. Onay testleri bu çalışma kapsamında yer almamaktadır, daha sonraki çalışmalarda sunulacaktır.

Sonlu eleman analizinde, günümüzün kompozit delaminasyon modellemesinde en sık kullanılan Abaqus yazılımı kullanılmıştır [Aoki, 2007; Soteropoulos, 2012; Gozluklu, 2012]. Çarpma analizinde dinamik etkiler kritik olduğundan dolayı zamana bağlı çözüm elde etmek için Abaqus/Explicit kullanılmıştır.

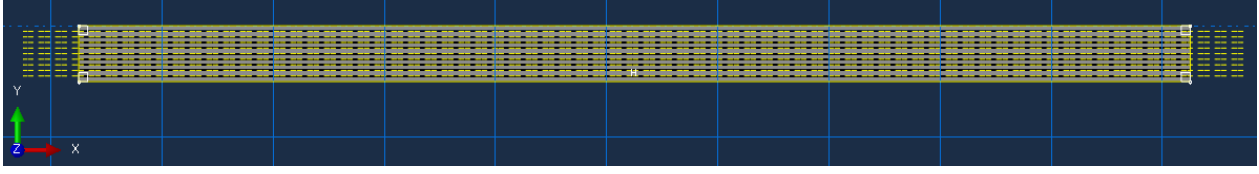
Kompozit model olarak endüstride hava araçlarının dış yüzeylerinde kullanılması muhtemel 10 katmanlı bir plaka modellenmiştir. Bu modelden 3 boyutlu katı elemanlarla sayısal ağ oluşturulmuş ve bu modeldeki her katmanın arası kalınlığı olmayan arayüz elemanlarıyla modellenmiştir. Sayısal benzetimlerde rijit bir darbeleyici plakaya fırlatılmış ve sonuçlar analiz edilmiştir. Sayısal benzetimlerde kullanılan model Şekil 4'te gösterilmiştir.



Şekil 4: Abaqus'te Gerilmeleri Gösteren Sonlu Eleman Analiz Modeli

Modelin Özellikleri

Simülasyondaki plaka çarpma yüzeyi düz bir kare olacak şekilde 100mm X 100mm X 5mm ölçülerinde modellenmiştir. Model daha sonra sayısal ağda arayüz elemanları oluşturulmak üzere 10 eşit parçaya ayrılmıştır. Modelin kesit görüntüsü Şekil 5'te verilmiştir.



Şekil 5: Katı Modelin Kesit Görüntüsü

Analizdeki plaka'nın fiber dizilimi $[\mp 45/0/90/0]_s$ olacak şekilde materyal yönü tanımlanarak oluşturulmuştur. Bu dizilimin belirlenmesinde günümüzde kabul görmüş kompozit uygulama kuralları, endüstrideki yaygın kullanım şekli ve geçmiş çalışmaların [Aoki, 2007; Lopes, 2009] uygulamaları dikkate alınmıştır. Darbe hasarına karşı maksimum koruma sağlayacak şekilde dış katmanlara $\mp 45^\circ$ fiberler yerleştirilmiş [Badawy, 2013], olabildiğince izotropik bir yapı sağlamak adına 0 ve 90 derece katmanlara yer verilmiş ve simetrik bir dizilim seçilmiştir.

Plaka'ya çarpacak cisim 10mm yarıçapında ve 11,3gr ağırlığında alüminyum bir top olarak modellenmiştir. Plaka ile orantılı ölçülerde olmasına dikkat edilmiş ve çarptığı bölgede oluşturabilecek yerel hasardan ziyade çarpmanın plaka'nın tamamında etkili olması amacıyla modelleme yapılmıştır.

Analizde temas özelliği olarak sadece dikey temas tanımlanmış sürtünme kuvvetleri gözönüne alınmamıştır. Bu şekilde topun kinetik enerjisi çarpışma sonrası plakaya doğru bir şekilde aktarılmıştır.

Malzeme Özellikleri

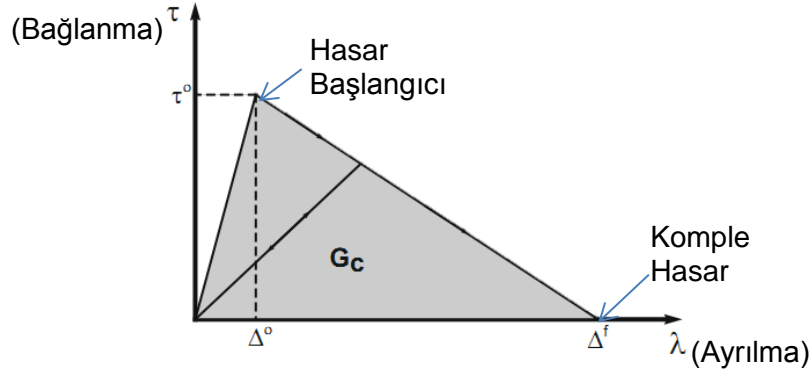
Bu analizde kullanılan malzemeler kompozit yapıdaki ortotropik ve arayüz elemanlarındaki kohesif materyaller olarak iki çeşittir.

Kompozit malzemede kullanılan malzeme standart ortotropik olarak tanımlanmamıştır. Daha sonraki çalışmalarda fiber ve matris kırılmalarını da aynı modelde oluşturabilmek adına Hashin ve Puck kırılma kriterlerini açık sonlu eleman analizlerinde modelleyebilen bir VUMAT altprogramı analize dahil edilmiş, fakat fiber ve matris kırılma değerleri çok yüksek alınarak mevcut çalışmada bu kırılmaların oluşmaması sağlanmıştır. Ortotropik malzeme özellikleri aşağıdaki gibi seçilmiştir:

| | | |
|---------------------|-------------------|-------------------|
| $E_{11} = 164GPa$ | $\nu_{12} = 0.32$ | $G_{12} = 4.5GPa$ |
| $E_{22} = 12GPa$ | $\nu_{13} = 0.32$ | $G_{13} = 4.5GPa$ |
| $E_{33} = 12GPa$ | $\nu_{23} = 0.45$ | $G_{23} = 2.5GPa$ |
| $\rho = 1590kg/m^3$ | | |

Tablo 1: Kompozit Malzeme Özellikleri

Arayüz elemanları ABAQUS'ta yer alan bağlanma/ayrılma cevabı modeline göre tanımlanmıştır. Bu modele göre hasar başlangıcı ve ilerlemesi olarak iki parametre ile arayüz elemanının hasarı tanımlanmıştır. Bu tanımlama ile Şekil 6'daki hasar modeli elde edilmiştir.



Şekil 6: Kullanılan Bağlanma/Ayrılma Malzeme Modeli

Hasar başlangıcı için Quadratic Nominal Stress Criterion (QUADS) kriteri seçilmiştir. Bu kriter gere göre dikey (t_n) gerilme, birinci (t_s) ve ikinci (t_t) kesme kuvvetlerinin karşılık gelen mukavemetlere oranlarının karelerinin toplamının değeri 1'e ulaştığında hasar oluşur. Bu kriter aşağıdaki gibi ifade edilmiştir.

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1$$

Hasar ilerlemesinin modellenmesi için Benzeggagh-Kenane (BK) [Benzeggagh, 1996] kriteri kullanılmıştır. Buna göre tanımlanan dikey, birinci ve ikinci kırılma enerjisi (G_c) değerlerine göre arayüz elemanlarının kırılma ilerlemesi ile analizdeki hasar ilerlemesi modellenmiştir. Bu modellemelerde kullanılan nominal gerilme (t^0) ve kırılma enerjisi (G_c) değerleri benzer bir delaminasyon çalışmasından alınmıştır [Gozluklu, 2012].

Ayrıca arayüz elemanı için elastik özellikler ve yoğunluk değerlerinin doğru bir şekilde tanımlanıp modelde gerçeği yansıtmayacak etkilerden kaçınılması büyük önem taşımaktadır. Arayüz elemanlarının modele ek bir esneklik kazandırmaması için elastik modül olabildiğince yüksek tanımlanmış, bunun yanında bu elemanların ağırlık etkisinin olabildiğince az olması için yoğunluğu çok düşük olacak şekilde seçilmiştir.

Tabloda malzeme özellikleri verilmiştir:

| | |
|---------------------|---------------------|
| QUADS Hasar Oluşumu | $t_n^0 = 60MPa$ |
| | $t_s^0 = 60MPa$ |
| | $t_t^0 = 60MPa$ |
| Hasar İlerlemesi | $G_{cn} = 350J/m^2$ |
| | $G_{cs} = 350J/m^2$ |
| | $G_{ct} = 350J/m^2$ |
| Elastik | $E = 10^5GPa$ |
| | $G_1 = 10^5GPa$ |
| | $G_2 = 10^5GPa$ |
| Yoğunluk | $\rho = 1kg/m^3$ |

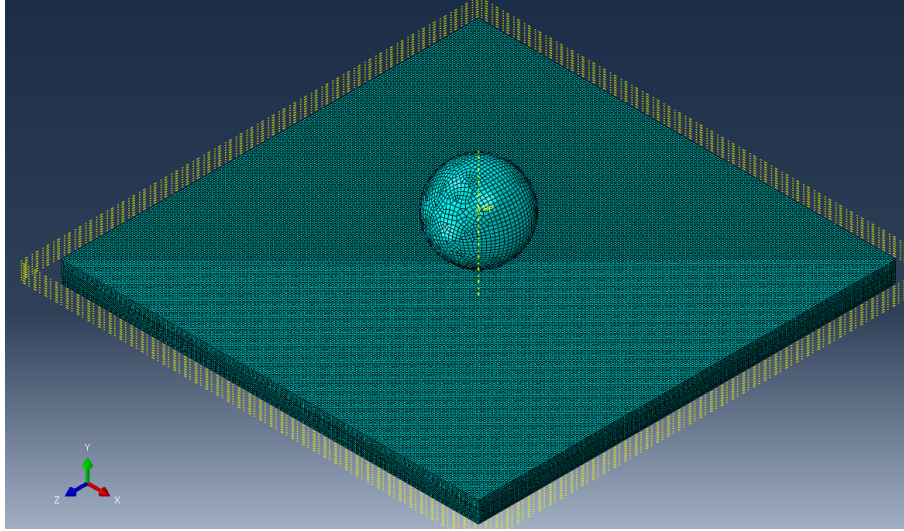
Tablo 2: Arayüz Malzeme Özellikleri

Sayısal Ağ Özellikleri

Analizde kullanılan sayısal ağda kompozit katmanlar üç boyutlu 8 düğüm noktalı doğrusal katı elemanlar ile modellenmiştir. Bu bölümler için ince yüzeylerde konvansiyonel olarak kullanılan 2 boyutlu kabuk elemanlarının kullanımı düşünülmüş fakat kalınlık boyunca gerilme aktarımını doğru sağlayamadığı için vazgeçilmiştir. Kompozit kısımların sonlu eleman ağı C3D8R elemanlarıyla, arayüz ise COH3D8 elemanlarıyla oluşturulmuştur.

Plakaya çarpan topun sonlu eleman ağı da şekil değişimi göstermeyen R3D3 ve R3D4 rijit elemanlardan oluşmuştur.

Analizde kullanılan eleman sayılarına sayısal ağ hassasiyet çalışmasında değinilmiştir.

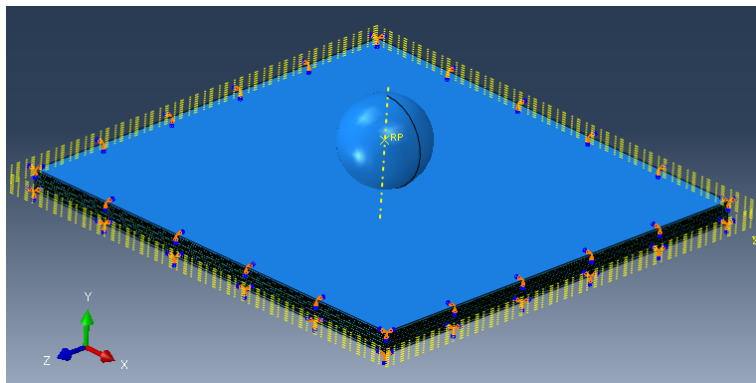


Şekil 7: Modelde Kullanılan Sayısal Ağ

Sınır Koşulları ve Önkoşullar

Kompozit plakanın alt kısmı dört kenarından tamamen bağlı olacak şekilde tutulmuş, üst kenarları ise kendi eksenı boyunca yer değıştirme ve kendi eksenı etrafında dönmeye izin verecek şekilde tanımlanmıştır. Bu sınır koşullarının seçiminde kompozit çarpma testi için ASTM standardı baz alınmıştır [ASTM].

Çarpma simülasyonunda küre ile kompozit plaka arasında çok küçük bir boşluk bırakılarak küre 6.25m/s hız ile, plakaya fırlatılmıştır. Bu hız düşük hızlı darbe hız sınırları dahilinde plaka üzerinde hasar oluşumu için 0.22 Joule enerji oluşturmuştur.



Şekil 8: Sınır Koşulları

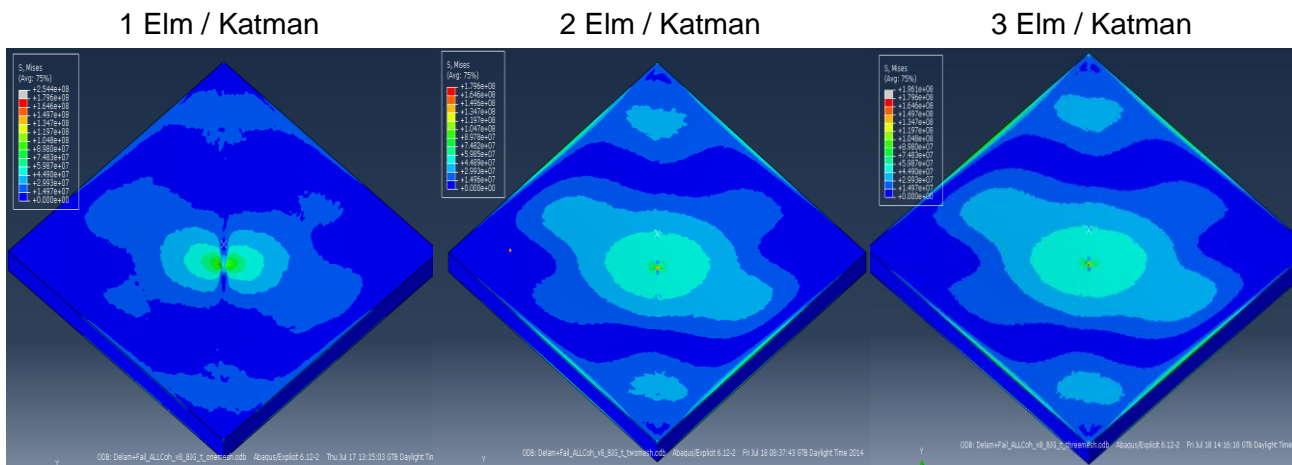
SONUÇ

Çalışma iki ana kısımdan oluşmaktadır. İlk olarak sonlu eleman ağ boyutuna bağlı olarak sayısal çözümün değişimi incelenerek çalışılabilecek optimum sonlu eleman boyutu belirlenmiştir. Daha sonrasında çarpma analizi yapılmış ve çarpma sonrasında oluşan hasarlar incelenmiştir.

Sayısal Ağ Hassasiyet Çalışması

Modelin sayısal ağ boyutuna bağlı hassasiyetinin incelenmesi amaçlı katman başına kalınlık boyunca düşen eleman sayıları değiştirilerek 3 farklı analiz yapılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

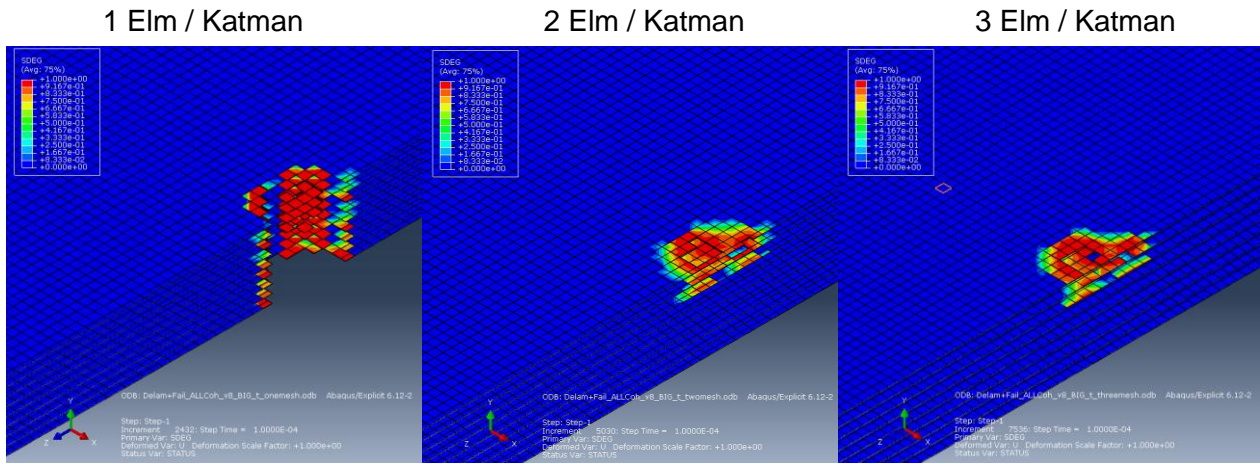
Üç farklı sayısal ağ boyutu için, aynı seviyelerde oluşturulmuş son zaman adımındaki Mises gerilme dağılımları aşağıda gösterildiği gibidir. Analiz sonuçları soldan sağa doğru sırası ile her bir katman için kalınlık boyunca 1, 2 ve 3 eleman kullanılmış modellere aittir. Modellerin üçü de aynı yöntemle modellenmiş ve hepsinde tüm katmanlar arasında arayüz elemanları kullanılmıştır.



Şekil 9: Son Zaman Adımında Elde Edilen Mises Gerilme Sonuçları

Görülebileceği üzere katman başına 2 ve 3 eleman kullanılan modellerde çarpışmanın olduğu küçük bölge haricinde diğer kısımlarda Mises gerilme dağılımları çok benzer sonuçlar ortaya koymaktadır.

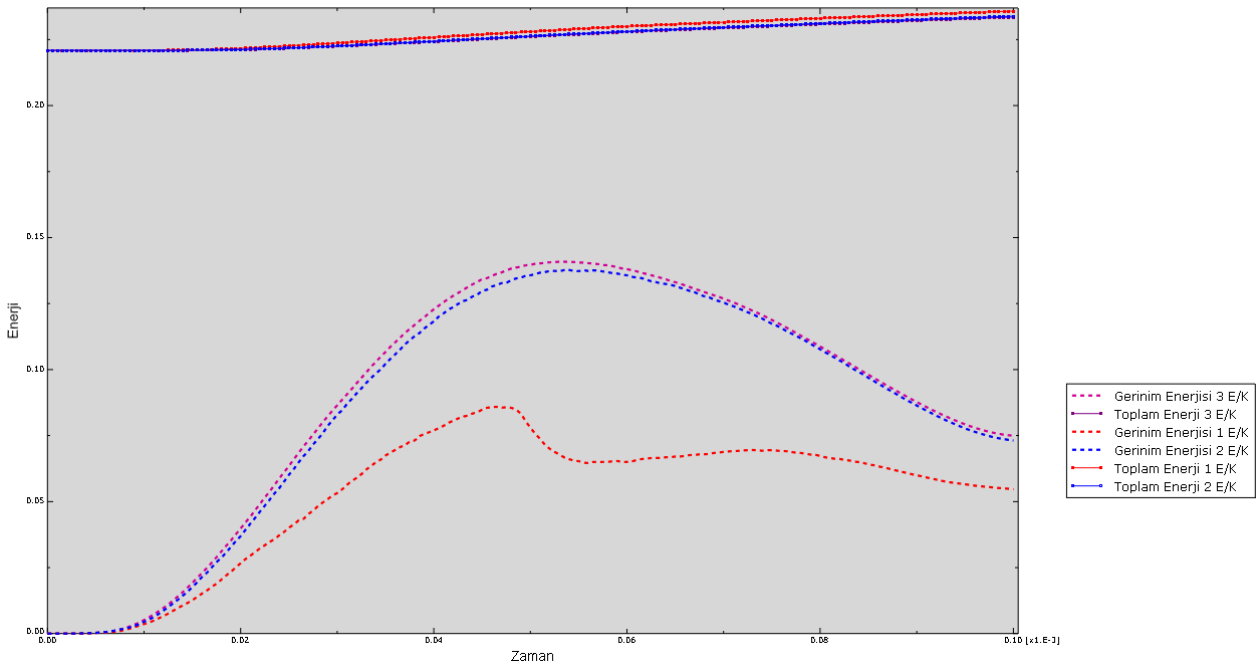
Ardından delaminasyonu gösteren arayüz elemanının hasarının katman başına düşen eleman sayısına bağlı değişimine bakılmıştır. Şekil 10'da görüldüğü üzere katman başına düşen eleman sayısı 2 ve 3 olduğunda büyük oranda birbiriyle uyumlu sonuçlar göstermektedir. Fakat bu katman boyunca kullanılan eleman sayısı 1'e düştüğünde elde edilen sonuç tamamen birbirinden farklı ve önceki çalışmalarda ortaya konan beklentilerle uyumsuzdur.



Şekil 10: Arayüz Elemanlarının Degradasyonu

Son olarak modelin toplam enerji korunumunu ve enerji aktarımını doğrulamak için toplam enerji ve gerilme enerjilerinin sonlu elemana ağ yoğunluğuna göre değişimi incelenmiştir.

Şekil 11'de verilen sonuçlar incelendiğinde de katman başına düşen eleman sayısının 2 ve 3 olduğu durumların enerji geçmişi sonuçlarının da birbirine çok yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Bu sebeple bundan sonra yapılacak olan analizlerde kalınlık boyunca her katman için 2 eleman kullanılmasına zaman tasarrufu da düşünülerek karar verilmiştir. Bu durumda model 1,008,000 katı eleman (C3D8R) ve 453,600 arayüz elemanı (COH3D8) olmak üzere toplam 1,461,600 elemandan oluşmuştur.

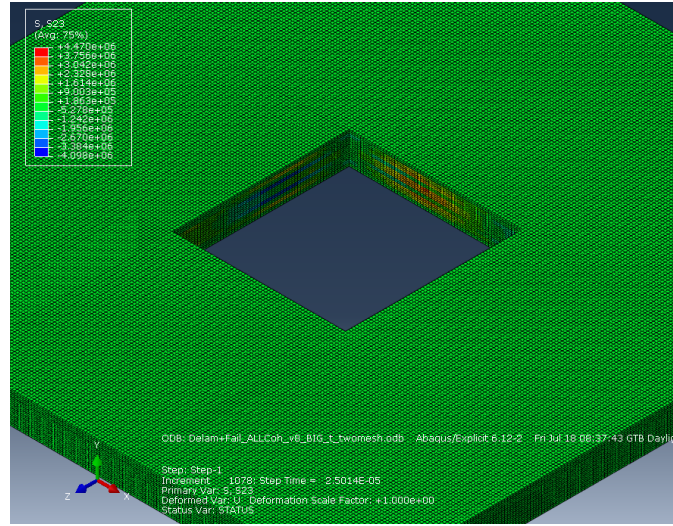


Şekil 11: Sonlu Eleman Ağı Yoğunluğuna Göre Enerji Değişimi

Analiz Sonuçları

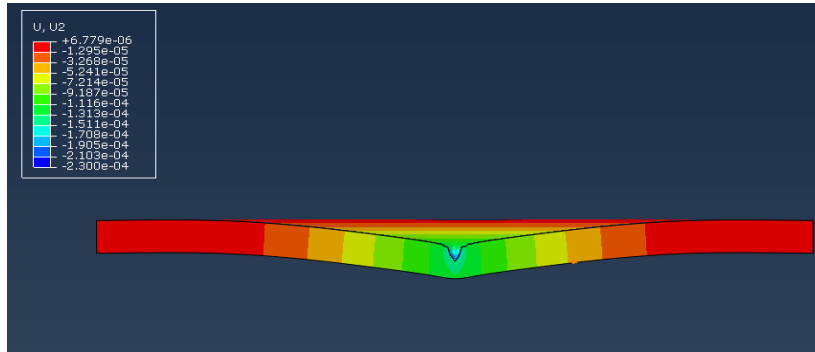
Bu çalışmanın sonucunda plaka üzerinde beklenene uygun bir kırılma dağılımına ulaşıp, doğru bir analiz metoduna sahip olmak ve daha sonraki safhada yapılması planlanan doğrulama testlerine zemin oluşturmak amaçlanmıştır. Sonuçlarda katman başına 2 elemandan oluşan model kullanılmıştır.

Model üzerinde çarpmanın olduğu bölgede delaminasyon hasarının ana sebebi olan enine kesme gerilmesi dağılımının olduğu doğrulanmalıdır. Bunun gözlemlenebilmesi için çarpmanın gerçekleştiği bölgeden kesit alındığında Şekil 12'de verilen durum gözlemlenmiştir.



Şekil 12: Enine Kesme Gerilmesi (S23) Dağılımı

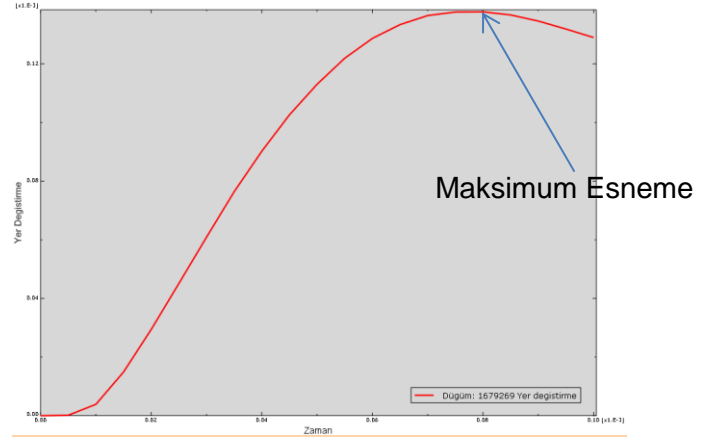
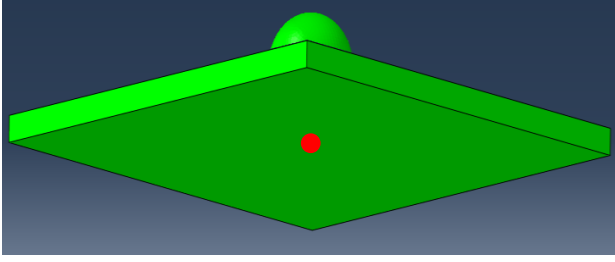
İkincil olarak gerçeğe uygun düşey deformasyonun ve buna uygun olarak arayüz elemanlarının bozulmalarına (yük aktaramaz hale gelmeleri) bakılmıştır. Şekil 13'te modelin maksimum düşey yer değiştirme durumundaki hali ölçeği 30 kat artırılmış olarak gösterilmektedir.



Şekil 13: Ölçeği Artırılmış Düşey Deformasyon (Kesit Görünümü)

Şekilden görüleceği üzere topun çarptığı yüzeyde oluşan ezme kuvveti alt yüzeylerde oluşan bükülme kuvvetinden çok daha baskındır ve üst yüzeylerde arayüz katmanlarının hasara uğraması beklenmektedir.

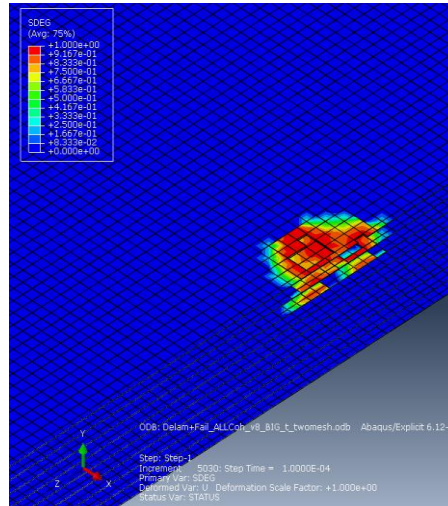
İkincil olarak plakanın alt yüzeyinin tam ortasındaki elemanın yer değiştirmesi zamana göre incelenmiştir. Bu elemanın yer değiştirme miktarı bükme kuvvetinden dolayı oluşacak delaminasyona sebep olacak en kritik etmendir. Şekil 14 incelendiğinde alt yüzeydeki elemanın ortasındaki düğüm noktasının yer değiştirme geçmişi zamana göre gözlemlenmiştir.



Şekil 14 - Plakanın altındaki elemanda yer değiştirme geçmişi

Burada görüleceği üzere eleman analiz sonuçlanmadan önce maksimum yer değiştirme miktarına ulaşmış, hemen üstündeki arayüz elemanına maksimum bükme kuvvetini uygulamıştır. Buna göre analizde incelenmemiş, daha sonraki zaman adımlarında arayüz elemanlarının kırılmasına daha fazla etki edecek bir kuvvet oluşması mümkün görünmemektedir.

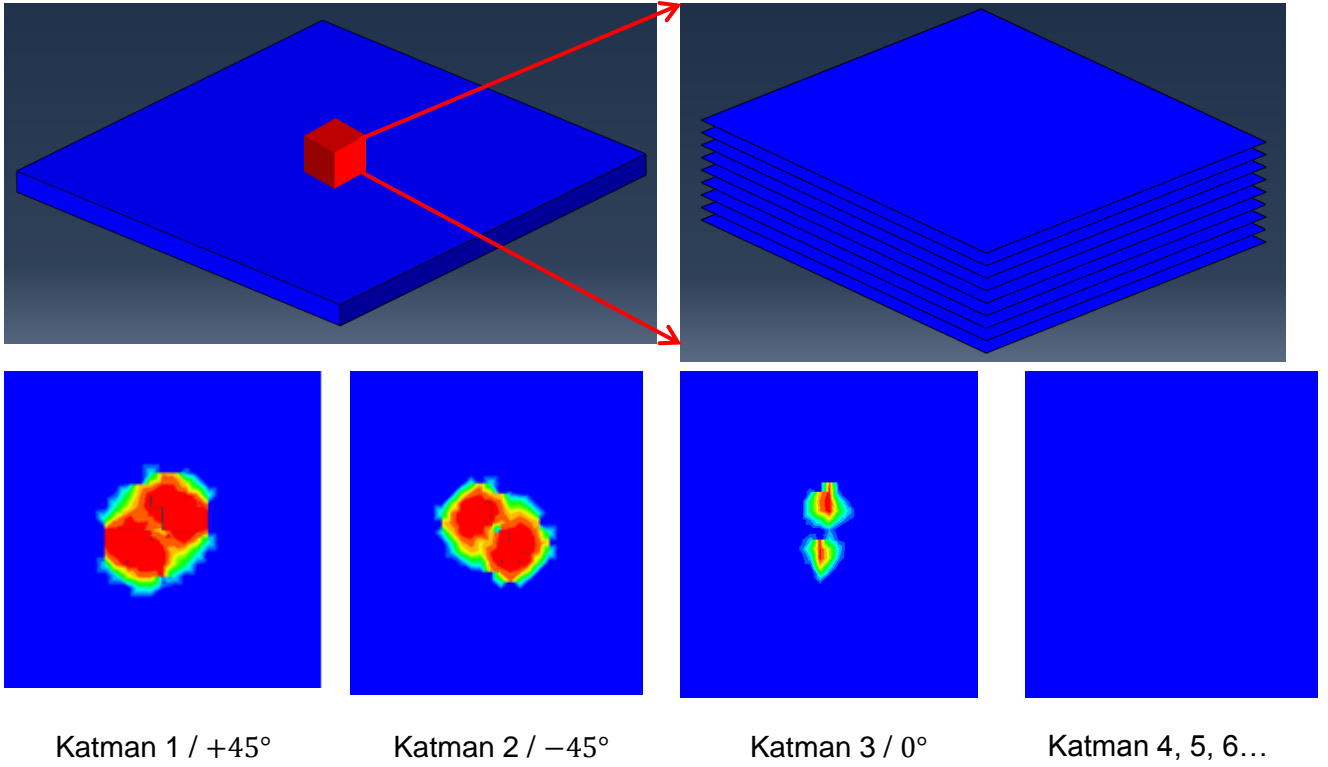
Kalınlık boyunca oluşan delaminasyon dağılımına bakıldığında Şekil 15'teki gibi sadece üst 3 katmanda kırılma görülmüş, alt katmanların sağlam kaldığı görülmüştür.



Şekil 15: Kalınlık Boyunca Delaminasyon Dağılımı

Bu kırılma [Abrate, 2005] ve [Lopes, 2009]'de bahsedilen katmanlı kalın kompozitlerde beklenene uygun bir kırılma düzenidir. Üst katmanlardaki ciddi deformasyon ve penetrasyon sonucu hasar oluşmuş, düşük bükülme neticesinde alt kısımdaki katmanlar hasar görmemiştir.

Katmanlar arasındaki arayüz elemanlarının delaminasyon hasarı şekline bakıldığında fiber yönünde oluşan, literatürde 'yerfıstığı şekli' olarak adlandırılan hasar oluşum şekli elde edilmiştir [Lopes, 2009]. Şekil 16'da üstten ilk 4 katmandaki arayüz elemanları gösterilmiş, yukarıda bahsedilen 'yerfıstığı şekli'nde oluşan delaminasyon gözlemlenmiştir.



Şekil 16 – Üstten İlk 4 Katmandaki Delaminasyon Şeması

Değerlendirme

Bu çalışmada kompozitlerin zayıf darbe dayanımlarını inceleme amacıyla bir plakaya düzlemsel olarak çarpma analizi yapılmıştır. Bunun için öncelikle analizdeki modelleme yöntemini ve kullanılan elemanları doğrulamak amacıyla yapılan çalışmalar sunulmuştur. Bundan sonra sonuçların sayısal ağ yoğunluğuna bağlı olarak önemli ölçüde değişmediği gösterilerek çarpma analizinin sonuçlarına geçilmiştir.

Çarpma analizinde literatürdeki çalışmalara ve fiziksel beklentilere uygun sonuçlar alınmıştır. Sonraki adım olarak delaminasyon ve deformasyon sonuçlarının dijital görüntü işleme (DIC) testleri ve Ultrasonik C-Scan incelemeleriyle karşılaştırılması ve çıkan sonuca göre analitik modelin optimize edilmesi planlanmaktadır.

Kaynaklar

- Abrate, S., 2005. *Impact Engineering of Composite Structures*, SpringerWienNewYork, s.97-119.
- Aoki, Y., Suemasu, H., Ishikawa, T., 2007. *Damage Propagation in CFRP Laminates Subjected to Low Velocity Impact and Static Indentation*, *Advanced Composite Materials*, 16:1, s. 45-61.
- ASTM D7136 / D7136M: *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop Weight Impact Event*.
- Badawy, A. A. M., 2012. *Impact Behavior of Glass Fibers Reinforced Composite Laminates at Different Temperatures*, *Ain Shams Engineering Journal*, 3:2, s.105-111.
- Benzeggagh, M. L., Kenane M., 1996. *Measurement of Mixed-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus*, *Composites Science and Technology*, 56, s.439-449.
- Cantwell, W. J., Morton J., 1991. *The Impact Resistance of Composite Materials-a review*, *Composites*, 22, s.347-362.
- Engineering Data Science Unit (ESDU) 95028, *Delamination and Free Edge Stresses in Composite Laminates Subjected to Uniform Prescribed Axial Strain and Temperature Change*.
- Federal Aviation Administration 14 CFR 29.631, *Federal Register*, s.21907-21908.
- Geubelle, P. H., Baylor J. S., 1997. *Impact-Induced Delamination of Composites: a 2D Simulation*, *Composites Part B: Engineering*, 29:5, s.589-602.
- Gozluklu, B., Coker, D., 2012. *Modeling of the Delamination of L-shaped Unidirectional Laminated Composites*, *Composite Structures*, 94, s.1430-1442.
- Lopes, C.S., Camanho, P. P., Gürdal, Z., Maimi, P., Gonzalez, E.V., 2009. *Low-velocity Impact Damage on Dispersed Stacking Sequence Laminates*. Part II: Numerical Simulations, *Composites Science and Technology*, 69:7-8, s.937-947.
- Olsson, R., 2000. *Mass Criterion for Wave Controlled Impact Response of Composite Plates*, *Composites: Part A*, 31:8, s.879-887.
- Soteropoulos, D., Fetfatsidis, K. A., Sherwood, J. A., 2012. *Using Abaqus to Model Delamination in Fiber-Reinforced Composite Materials*, *Simulia Customer Papers*.
- Surana, M. M., Tho C., Smith, M., 2013. *Bird Strike Simulation For Helicopter Rotor Blades*, *Bell Helicopter Textron*.