

## HAVA ARACI TAMİR TASARIMI VE YAPISAL ANALİZİ

Muharrem BARUN<sup>1</sup>  
AVEKS Havacılık Mühendislik Ltd. Şti., Ankara

### ÖZET

*Hava araçlarının tamiri konusu en az hava aracı tasarımı kadar önem arz etmektedir. Her gün binlerce uçuşla milyonlarca yolcu taşındığı düşünüldüğünde konunun önemi daha iyi anlaşılmaktadır. Ülkemizde uzun yıllar boyunca onay yetkisi gibi sıkıntılar nedeniyle hava aracı tamiri ve mühendisliği alanı, hasarın üretici yada onaylı firmaya iletilmesi ve gelen tamir tasarımının uygulanmasının ötesine geçememiştir maalesef. Ancak, son yıllarda EASA (European Aviation Safety Agency) Part 21 kapsamında tamir ve modifikasyon yetkilerinin alınmaya başlanmasıyla tamir mühendisliği konusundaki bilgi ve tecrübe seviyesi hızla artmakta ve bu alanda yetkili Türk Firmalarının sayısı çoğalmaktadır. Bu bildiride hava aracı tamir mühendisliği ile ilgili genel bilgiler verilmekle birlikte örnek bir kabuk tamiri üzerinden statik ve çatlak büyüme analizlerinin detayları paylaşılacaktır. Bu analizlerle statik dayanımı göstermenin yanında tamir için oldukça önemli olan bakım eşiği, bakım aralıkları ve yöntemleri belirlenecektir. Statik dayanım için klasik el hesapları, çatlak büyümesi analizleri için ise NASGRO yazılımı kullanılacaktır.*

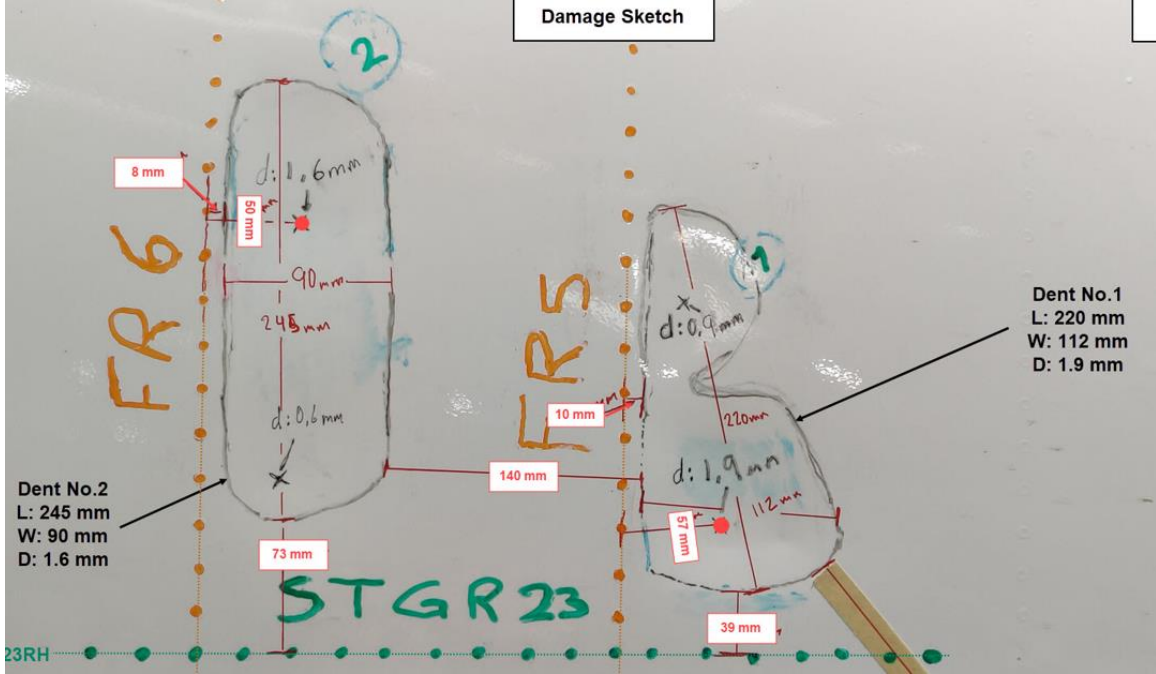
### GİRİŞ

Her gün binlerce uçuşla milyonlarca yolcunun taşındığı havacılık sektörü her yıl büyük bir hızla büyümektedir. Ülkemiz de bu alanda oldukça ciddi bir bilgi ve birikime sahiptir. Özellikle son dönemde, hava aracı tasarımı ve bakımı konularında oldukça yol alınmıştır. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) tamir ve modifikasyon kapsamında firmaları yetkilendirebilmektedir. Ancak, SHGM'nin verdiği yetkilerin ve onayların uluslararası tanınırlığının sınırlı olması nedeniyle havayolları tüm dünyada kabul gören EASA veya FAA onaylı tamirleri tercih etmektedir. FAA onay mekanizması daha çok yetkilendirilmiş bireyler (DER – Designated Engineering Representative) üzerinden yürütüldüğünden yerli firmalar için bu yol kapalı görünmektedir. Ancak, ülkemizin ortak olduğu anlaşmalar kapsamında yerli firmaların EASA'dan ilgili onayları alabiliyor olması büyük bir fırsat olarak değerlendirilmektedir. Alınan/ alınacak bu onaylarla dünya standartlarında mühendislik yapıldığı tescillenmektedir. Bu da elbette sektörü büyütecek ciddi bir potansiyel barındırmaktadır.

Bu kadar çok sayıda uçuşun olduğu bir sektörde hava araçlarının hasarlanması maalesef kaçınılmaz olmaktadır. Bu hasarların nedeni kullanılan malzeme, üretim ve tasarım teknikleri, uçuş koşulları olduğu gibi (yorulma, korozyon, vs.), istenmeyen kazalar da olabilmektedir (yıldırım çarpması, kuş çarpması, kuyruk sürmesi, yer araçlarıyla temas sonucu göçük, çizik vs.). Şekil 1'de tipik bazı hasarlar gösterilmiştir. Böyle bir hasar durumunda öncelikle sertifikasyon gereği kullanıcıya verilmiş olan bakım kitapçıklarına bakılmakta (SRM – Structural Repair Manual) ve bu kitapçıklardaki izin verilebilir hasar limitleri ve tamir tipleri kontrol edilmektedir. Bu kitapçıkların izin verdiği limitler dışında hasarlar içinse genellikle üretici firma ile iletişime geçilmekte, üreticiden gelen tamirlerin uygulanmasıyla yetinilmektedir. Ancak son dönemde, yukarıda bahsedilen onayların alınmasıyla tamir tasarımlarının da ülkemizde yapılmasının önü açılmıştır. Her ne kadar henüz bu konuda bilgili ve tecrübeli mühendis sayısı gerekenin çok altında ise de hızlı bir şekilde bu açığın kapatılacağı düşünülmektedir.

<sup>1</sup> Kurucu., E-posta: muharrem.barun@aveksaviation.com

Hava aracı tamirinde ana hedef tamir sonrası hasarlı bölgenin orjinal durumundan daha dayanıklı hale getirilmesi ve yapılacak bakımların kabul edilebilir aralıklarda olmasıdır. Çok sağlam yapılmaya çalışılacak bir tamir o bölgeye daha fazla yük gelmesine neden olabileceği gibi gerekli dayanımı göstermeyen bir tamir de kabul edilmeyecektir. Tamirin statik dayanımı kadar yorulma ve hasara tolerans karakteristiği de büyük önem taşımaktadır. Her ne kadar ileride görüleceği gibi ihtiyatlı olmak adına yapı üzerinde çatlakların varlığı kabulü üzerinden analiz yapılırsa da asıl amaç tamir edilen bölgede çatlakların oluşmasını mümkün olduğunca geciktirmektir.



Şekil 1: Hasar Örnekleri

Ana yük taşıyıcı elemanlarından herhangi birinde oluşacak bir hasarın tamiri için genellikle aşağıdaki şekilde bir yöntem izlenmektedir:

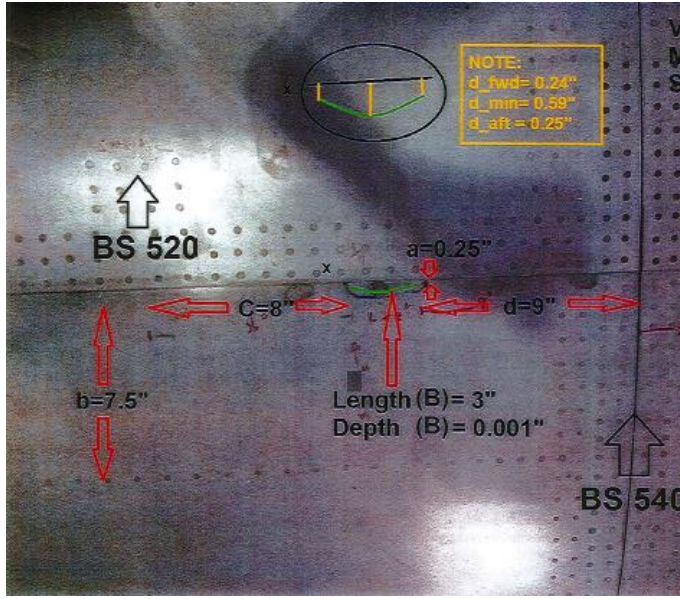
- 1- Hasarın büyüklüğünün tesbiti (gözle muayene, tahribatsız kontrol vs.)
- 2- Hasar bölgesinde daha önceden bir tamir bulunup bulunmadığının tanımlanması (bazı durumlarda yeni hasarla eski hasarı bir araya getirecek tamirler tasarlanmak durumunda kalınabilmektedir)
- 3- Hasar bölgesine uygulanabilir önceden yayınlanmış bir AD'nin varolup olmadığının kontrolü (AD – Airworthiness Directive, Uçuşa Elverişlilik Direktifi)
- 4- Tüm dünyada kabul gören yöntemler kullanılarak tamirin tasarlanması ve analizi. Bu analiz iki aşamada yapılmaktadır:

- Hasara Tolerans ve çatlak büyüme prensipleri de göz önünde bulundurularak statik dayanımın gösterilmesi.
- 12-24 ay içerisinde çatlak büyüme analizlerinin tamamlanarak gerekli bakım eşiği, bakım aralığı ve yönteminin belirlenmesi.

### Tipik Bir Kabuk Tamiri

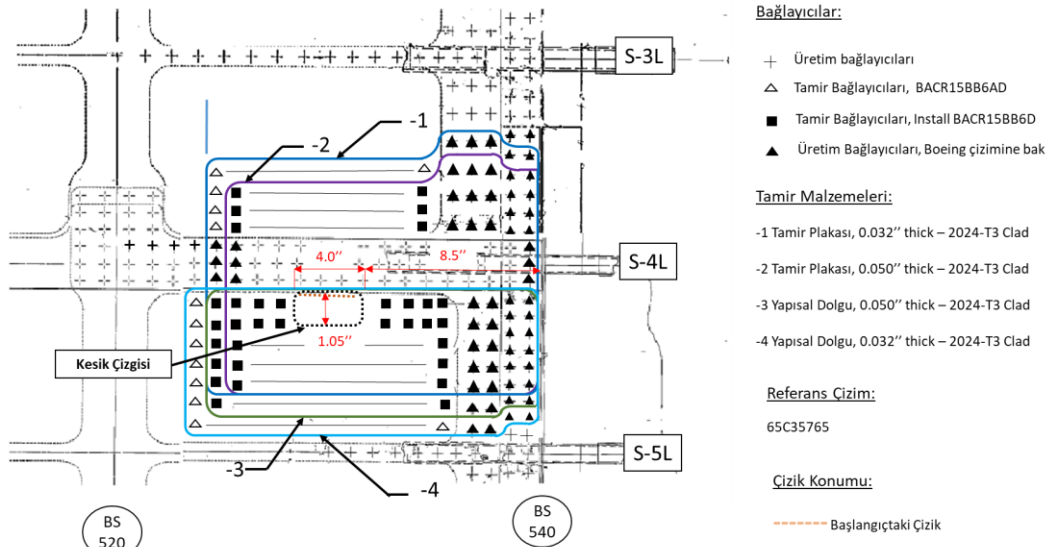
En çok karşılaşılan hasar tipi kabuk hasarlarıdır. Bu hasarlar istenmeyen kazalar neticesinde olduğu gibi uçağın toplam yaptığı döngüye ve saate bağlı olan yorulma nedenli hasarlar (çatlaklar şeklinde) da olabilmektedir. Bu kısımda örnek bir kabuk hasarı üzerinden analiz yöntemleri tanıtılacaktır.

**Hasarın Tanımı:** Boeing 737-400 tipi bir uçakta kontroller sırasında kabuk üzerinde göçük ve çizikler bulunmuştur. Hasarın konumu ve şekli Şekil 2’de gösterilmiştir.



Şekil 2: Hasarın Tanımı

**Tamir Tasarımı:** Çiziklerin ve göçüğün boyutları nedeniyle hasar SRM dışında değerlendirilmiştir. Hasarlı bölgenin kesilmesine ve üzerine güçlendirme yapılmasına karar verilmiştir. Tasarlanan tamir Şekil 3’de gösterilmiştir.



Şekil 3: Tamir Tasarımı

**Statik Analiz:** Uçak üreticisi firmanın tasarım yükleri çoğunlukla tamir mühendisinin elinde bulunmadığından tersine mühendislik ile yapının taşıyabileceği en yüksek yükler göz önünde bulundurulur. Statik analiz için bu değer malzemenin kopma dayanım değeri olan  $F_{tu}$  değeridir. Bu değer kullanılarak kesilen alanın en fazla dayanma değeri hesaplanır. Bölgedeki hasarsız kabuk kalınlığına göre de bir yada birden fazla güçlendirme plakası kullanılır. Genel kural en az hasarsız kalınlığın bir üst plaka kalınlığının kullanılması şeklindedir. Bu tamirde hasarın konumu düşünülerek en alta ince olan konulmak suretiyle iki güçlendirme plakası kullanılmasına karar verilmiştir. Orjinal havşa başlı perçinler güçlendirme plakaları ince olduğundan ve daha yüksek dayanıma sahip olduğundan bombe başlı perçinler ile değiştirilmişlerdir. Tamirde kullanılan malzemelerin ve bağlayıcıların dayanım değerleri ilgili kaynaklardan alınmıştır.

i) Malzeme ve Bağlayıcı Verisi

Orjinal Kabuk: 2024-T3 Clad, 0.040",  $F_{tu} = 59$  ksi

Plaka: 2024-T3 Clad, 0.032" and 0.050",  $F_{tu} = 59$  ksi

Bağlayıcılar: BACR15BB6D ve BACR15BB6AD perçinler

$P_{birleşim} = 485$  lb @0.032" 2024-T3 Clad plaka

$P_{birleşim} = 725$  lb @0.040" 2024-T3 Clad plaka

$P_{birleşim} = 910$  lb @0.050" 2024-T3 Clad plaka

$P_{kesme} = 1050$  lb

ii) Eş Değer Dayanım

Kesilen kabuk dayanımı,  $P_{kayıp} = 59,000 \times 0.040 = 2360$  lb/in (bir inch başına)

Yerine konan güçlendirme dayanımı,  $P_{güçlendirme} = 59,000 \times (0.032+0.050) = 4838$  lb (bir inch başına)

En altta kullanılan ve -4 ile gösterilen dolgu plakası yük taşıyıcı olarak kabul edilmeyip, ihmal edilmiştir.

Daha sonra güvenlik marjini (MS) hesaplanacaktır.

$$MS = P_{güçlendirme} / P_{kayıp} - 1 = 4838 / 2360 - 1 = 1.05$$

iii) Birleşim Dayanımı Kontrolü

Kesikten sonra 3 adet BACR15BB6D perçin iki yamaya ortak olacak şekilde, 1 adet BACR15BB6AD perçin ise 0.032" güçlendirme üzerinde kullanılmıştır. Bağlayıcı dayanımı hesabında her iki yamanın altında kalan 0.040" kabuk daha kritik olduğundan bu kalınlıktaki dayanım göz önünde bulundurulmuştur.

Birleşim dayanımı,  $P_{birleşim} = 3 \times 725 + 485 = 2660$  lb (bir inch başına)

Daha sonra güvenlik marjini (MS) hesaplanacaktır.

$$MS = P_{birleşim} / P_{kayıp} - 1 = 2660 / 2360 - 1 = 0.11$$

iv) Bağlayıcı Bükülme Kontrolü

Alüminyum perçinlerde toplam tamir kalınlığının bağlayıcı çapına oranı 2'yi geçmemelidir.

$$Q = t_{toplam} / D_{bağlayıcı} = (0.080+0.032+0.050)/0.1875 = 0.86$$

Bu tamirde oran 2'nin altında kaldığından, tamir kabul edilebilir.

**Çatlak Büyüme Analizi:** Daha önceki bölümlerde de anlatıldığı gibi tamir analizlerine deliklerin en kritik olanında mevcut bir çatlak olduğu kabulüyle başlanır. Bu kabulü birlikte üç önemli husus öne çıkmaktadır: Kullanılacak yükler, çatlak senaryoları ve başlangıç çatlak boyu. Başlangıç çatlak boyu kullanılacak tahribatsız muayene yöntemine de bağlı olmakla birlikte tüm dünyada delik etrafında 0.05" olarak kabul görmüştür. Kullanılacak yükler ve çatlak modeli detaylı olarak bu bölümde anlatılacaktır.

i) Uçak Verisi

Kabin basınç farkı,  $p = 7.5$  psi (maximum kabin yüksekliği ve 8,000 ft yükseklikteki hava basıncı farkı kullanılarak hesaplanmıştır)

Toplam basınç farkı,  $\Delta p = 7.5 + 0.5 = 8$  psi (0.5 psi vakum basıncı kabul edilmiştir)

Kabuk çapı,  $R = 74$ "

Kabuk kalınlığı,  $t = 0.040$ " (eklenen güçlendirme plakaları yok kabul edilmiştir)

İki bağlayıcı arası mesafe,  $H = 1$ "

Bağlayıcı çapı,  $D = 0.188$ "

ii) Uçuş yükleri

Basınç ve manevra yükleri en temel yükleme çeşitleridir. Çevresel yönde basınç yükleri baskın olurken, boyuna yönde hem basınç hem de manevra yükleri öne çıkmaktadır. Özellikle uçağın taç dediğimiz üst kısmında manevra yükleri çok daha kritik olmaktadır. Uçuş yükleri hesaplanırken yaptığımız temel kabul, kabuğun tek başına ve bir membran gibi davranarak basınç yüklerini taşıdığıdır (boylamasına kullanılan diğer yük taşıyıcı yapılar ihmal edilmektedir). Bu kabul hesapları kolaylaştırdığı gibi elde edilen gerilme değerleri de hesabı daha ihtiyatlı yapmaktadır. Karmaşık hesaplar yerine her uçuşta bir basınç döngüsü kullanılmaktadır. Çatlak ilerleme analizlerinde statik dayanımın aksine operasyonel yükler kullanılmaktadır.

Çevresel Gerilme:

$$\sigma_{\text{çevre}_{min}} = 0.0 \text{ psi}$$

$$\sigma_{\text{çevre}_{max}} = \frac{\Delta p R}{t} = \frac{8 \times 74}{0.04} = 14800 \text{ psi}$$

Boyuna Gerilme:

$$\sigma_{\text{boy}_{min}} = 0.0 \text{ psi}$$

$$\sigma_{\text{boy}_{max}} = \frac{\Delta p R}{2t} = \frac{8 \times 74}{2 \times 0.04} = 7400 \text{ psi}$$

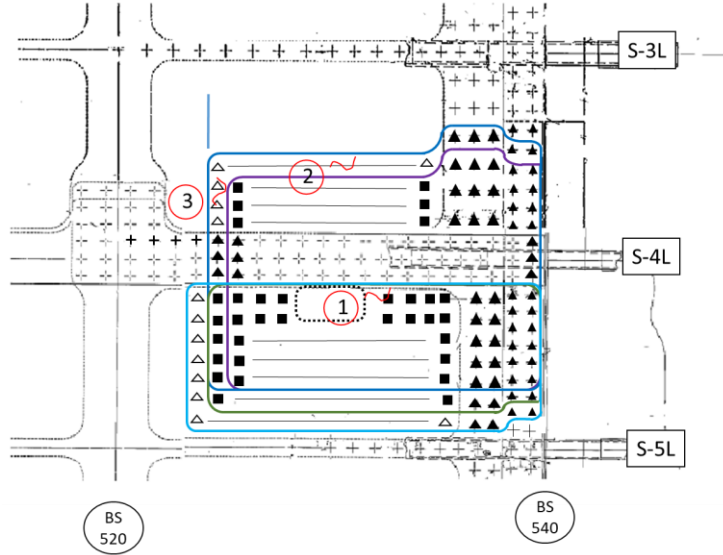
Operasyonel yüklere ek olarak, CS / FAR 25.571 b.5(ii) maddesine uyum göstermek için hasarlı yapının kalan dayanımı da kontrol edilecektir.

$$\sigma_{\text{kalan-çevre}} = 1.15 \times 14800 = 17020 \text{ psi}$$

$$\sigma_{\text{kalan-boy}} = 1.15 \times 7400 = 8510 \text{ psi}$$

iii) Çatlak Senaryoları

Bu tamirde birçok senaryo göz önünde bulundurulmuş olmasının karşın üç temel senaryo paylaşılacaktır. Bu senaryolar Şekil 4'de gösterilmiştir. 1 numaralı senaryoda, 0.05" uzunluğunda bir başlangıç çatlağının kesilen kenardan başladığı ve çevresel yöndeki gerilme altında boyuna büyüdüğü kabul edilmiştir. 2 numaralı senaryoda, bağlayıcı deliğinin kenarında 0.05" uzunluğunda bir başlangıç çatlağının çevresel yöndeki gerilme altında boyuna büyüdüğü kabul edilmiştir. 3 numaralı senaryoda ise, bağlayıcı deliğinin kenarında 0.05" uzunluğunda bir başlangıç çatlağının boyuna yükler altında çevresel yönde büyüdüğü kabul edilmiştir.



Şekil 4: Çatlak Senaryoları

## i) Senaryo 1

Kenarda başlayan çatlağın büyümesi NASGRO TC02 modülü kullanılarak hesaplanmıştır. Kabuk ince olduğu için çatlağın tüm derinlikte bulunduğu kabul edilmiştir. Daha kalın kabuklarda (.125" ve üzeri) köşe çatlağı ile de başlanabilir. Bu modele ait giriş verileri Şekil 5'de gösterilmiştir. Çatlak, çevresel yöndeki gerilme değerleri kullanılarak ilerletilmiştir.

Width, W  
5.5

Thickness, t  
0.04

Initial flaw size, c  
0.05

Initial flaw option  
 User entry  
 NASA Std NDE

**TC02**

$S_1 = \frac{6M}{Wt^2}$   
t = thickness

Show frequently-used scheds  
Add schedule to freq-used list

Right-click grid to set number of distinct blocks  
Left-click to select which block to edit/display:

1	2	3	4	5	6	7	8	9
---	---	---	---	---	---	---	---	---

Use predefined block (BLOCKS database)  
 Input cycles and stresses manually  
 Select file(s) containing long block(s)  
 Generate standard long block  
 Generate acceptance vibration block

Block Case Definition: block 1 of 1  
Enter the number of cycles and values for all stress quantities:

Step	Keac chk?	Cycles	S0 at t1	S0 at t2	S1 at t1	S1 at t2
1		100	14.8	0		
2						
3						
4						
5						
6						

Scale factor on stress quantity S0 | 1 | S1 | 0 | S2 | 0

Check Kmax>Keac for this block? Keac | |

Check throughout block for crack instability and net-section failure at limit stress?  
Limit stress for stress qty S0 | 17.02 | S1 | 0 | S2 | 0

Bypass net-section failure check for ALL blocks?

Assembly of Schedule from Distinct Block Cases  
Summary of distinct block cases already defined:

Block type	Details
1	Manual no details available
2	
3	

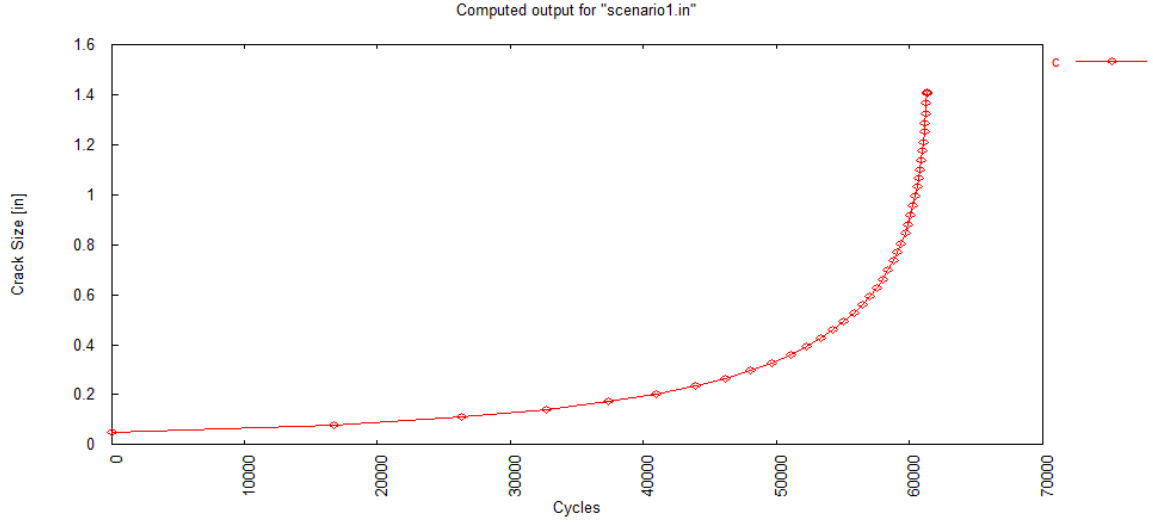
Build schedule from distinct block cases:

Block case	Times to apply
1	100

Schedule title [optional]  
# of times to repeat schedule | 1000

Şekil 5: Senaryo 1 Giriş Verileri

Yukarıda gösterilen geometrik ve yük verisiyle yapılan çatlak büyüme analizinin sonuçları Şekil 6'da gösterilmiştir. Kritik çatlak boyu 1.4" ve kritik döngü  $N_{kritik} = 61300$ 'dür.



Şekil 6: Senaryo 1 Çatlak Büyüme Eğrisi

Bu senaryoya ait bakım eşiği ve bakım aralıklarının hesabı şu şekildedir:

Bakım eşiği,  $N_{eşik} = 61300 / 2 = 30650$  (Kullanılan 2 faktörü sertifikasyon gereğidir).

Bakım aralığı bulurken en önemli etken kullanılacak tahribatsız muayene yöntemidir. En çok kullanılan yöntem Eddy Akımı'dır. Çoğunlukla yüksek frekans (HFEC) ve düşük frekans (LFEC) yöntemleri arasında tercih yapılmaktadır. Bu tamirde HFEC metodu ve buna bağlı tesbit edilebilir yüzey çatlak boyu .125" olarak kabul edilmiştir.

$$C_{HFEC} = .125"$$

$$N_{Det-HFEC} = 29000$$

$$N_{aralık} = (N_{kritik} - N_{Det-HFEC}) / 3 = (61300 - 29000) / 3 = 10766 \text{ (Kullanılan 3 faktörü sertifikasyon gereğidir ve endüstride kabul görmüştür).}$$

## ii) Senaryo 2

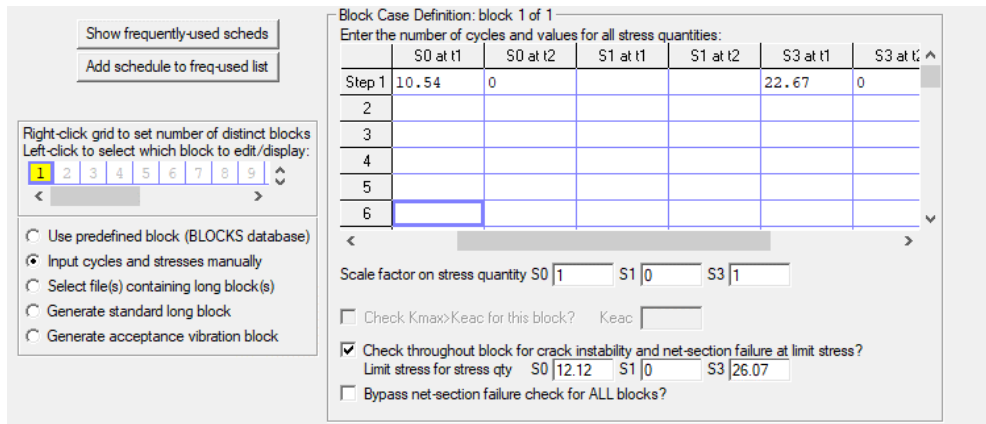
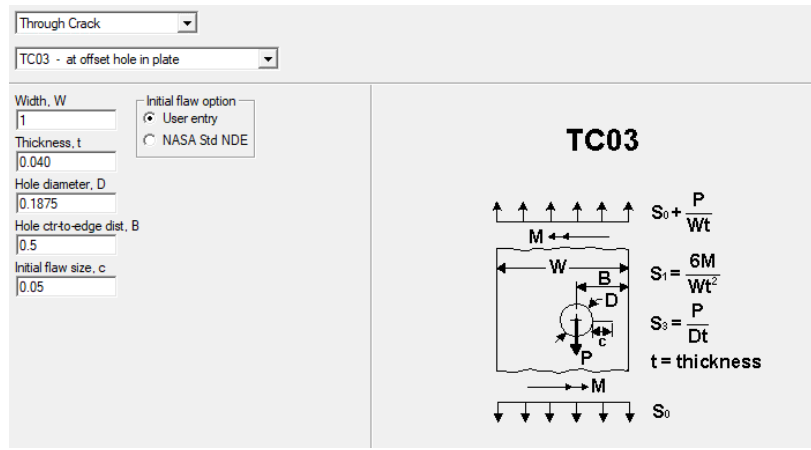
En dış sıradaki bağlayıcıda başlayan çatlağın büyümesi NASGRO TC03 modülü kullanılarak hesaplanmıştır. Çatlak ihtiyatlı olmak adına bir sonraki bağlayıcı deliğine ulaştığında analiz durdurulmuştur. İstenilen bakım eşiği ve aralıklarının elde edilememesi durumunda bu çatlağın daha da büyütülmesi mümkündür. Kabuk ince olduğu için çatlağın tüm derinlikte bulunduğu kabul edilmiştir. Bu modele ait giriş verileri Şekil 7'de gösterilmiştir. Çatlak, çevresel gerilme değerleri kullanılarak ilerletilmiştir. Çatlak bağlayıcı kenarında kabul edildiğinden ilk sıradaki bağlayıcı yükü de hesaba katılacaktır. İlk sıradaki bağlayıcı yükünü hesaplamada kullanılan Tom Swift metodu Şekil 8'de gösterilmiştir [Swift].

$R_1/P = 0.288$  (ilk bağlayıcı yük transfer oranı, 0.032" güçlendirme ve 0.040" kabuk kalınlığı kullanılmıştır)

$$S_{uzak} = \sigma_{çevre,max} = \frac{\Delta p R}{t} = 14800 \text{ psi}$$

$$S_0 = (1 - R_1/P) \times S_{uzak} = (1 - 0.288) \times 14800 = 10540 \text{ psi (bağlayıcı sonrası gerilim)}$$

$$S_3 = 0.288 \times 14800 / 0.188 = 22670 \text{ ksi (bağlayıcı dayanma gerilimi)}$$



Şekil 7: Senaryo 2 Giriş Verileri

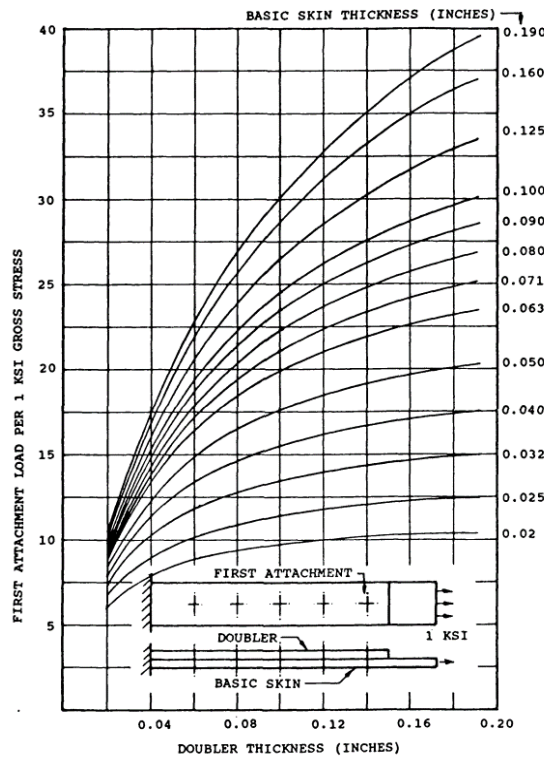
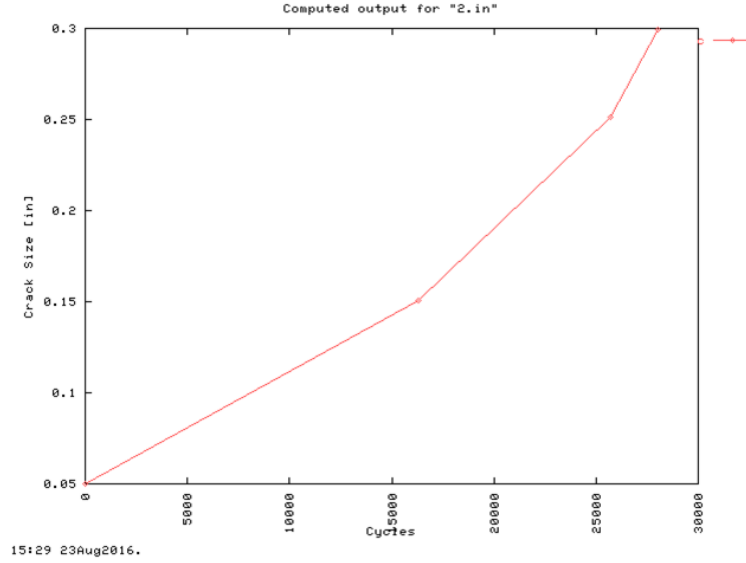


Fig. 7. First Fastener Load Per 1 KSI Gross Stress - 3/16 Inch Diameter Aluminum Rivets

Şekil 8: Senaryo 2 İlk Bağlayıcı Hesabı



Yukarıda gösterilen geometrik ve yük verisiyle yapılan çatlak büyüme analizinin sonuçları Şekil 9'da gösterilmiştir. Kritik çatlak boyu 0.3" ve kritik döngü  $N_{kritik} = 30000$ 'dir.



Şekil 9: Senaryo 2 Çatlak Büyüme Eğrisi

Bu senaryoya ait bakım eşiği ve bakım aralıklarının hesabı şu şekildedir:

Bakım eşiği,  $N_{eşik} = 30000 / 2 = 15000$

Hasar tesbiti için kabuğa içerden bakacak şekilde HFEC metodu tercih edilmiştir. Çatlak, ancak perçinin form edilen tarafını geçtikten sonra tesbit edileceğinden bu mesafe de hesaba katılmıştır (form çapı 1.5D olarak kabul edilmiştir).

$C_{HFEC} = 0.1" + (1.5 * .188 - .188) / 2 = 0.147"$  (Bağlayıcı sonrası tesbit edilebilecek en küçük çatlak boyu 0.1" olarak kabul edilmiştir)

$N_{Det-HFEC} = 10000$

$N_{aralık} = (N_{kritik} - N_{Det-HFEC}) / 3 = (30000 - 10000) / 3 = 6666$

### iii) Senaryo 3

Bu senaryo 2 numaralı senaryoya benzemektedir. Buradaki temel fark çatlak büyümesi için kullanılacak yük türüdür. Çatlak çevresel yönde büyüdüğünden uygulanacak gerilme boyuna gerilmedir. Tamir taç bölgesinde olduğu için manevra yükleri kritiktir. Ancak, manevra yüklerinin hesabı oldukça karmaşık olduğundan bu makalede detaylarına girilmeyecek ve yalnızca basınç yükü hesaba katılacaktır. Basınç yükleri altındaki boyuna gerilme, çevresel gerilmenin yarısı olduğundan bu senaryo 2 numaralı senaryoya göre daha az kritiktir ve ihmal edilmiştir.

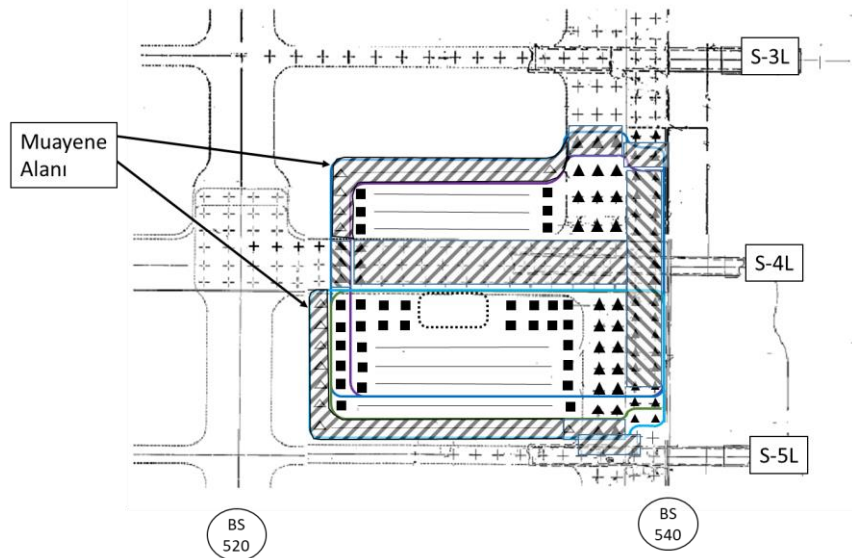
**Bakım Eşiği ve Bakım Aralıklarının Atanması:** Çatlak senaryoları incelendiğinde, 2 numaralı senaryonun kritik olduğu görülmüştür. Hesaplanan değerler tipik bakım aralıklarına uygun olacak şekilde yeniden değerlendirilerek ihtiyatlı bakım eşiği, aralığı ve muayene tipi şu şekilde belirlenmiştir:

$N_{eşik} = 15000$  döngü

$N_{aralık} = 5000$  döngü

Yöntem: Kabuğun içinden HFEC

Çatlak kontrolü atanan bölge Şekil 10'da gösterilmiştir.



Şekil 10: Muayene Alanı

## UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada hava aracı tamiri tasarımı ve analizi ile ilgili genel bir bilgilendirme yapılması hedeflenmiştir. Bu tür tamirlerde statik dayanım gösterimi için el hesapları çoğunlukla yeterli olmaktadır. Yük yollarının çok etkilendiği nadir durumlarda ise Sonlu Elemanlar Modeli türü analiz yöntemleri de gerekli olabilmektedir. Çatlak büyüme analizi için ise endüstride kabul gören NASGRO yazılımı tercih edilmiştir. Bunun yanında endüstride kabul gören ve kaynakçada verilen temel kaynaklardan da yararlanılmıştır.

## SONUÇ

Bu çalışmayla örnek bir tamir üzerinden hava aracı tamir yöntemleriyle ilgili genel bir bilgilendirme verilmesi amaçlanmıştır. Genel yaklaşım benzer olmakla birlikte, her hasarın kendine özgü bir tamir tasarımı ve buna uygun yapısal analiz yaklaşımı bulunmaktadır. Yapısal analiz yöntemleri her ne kadar olgunlaşmış olsa da hasara yaklaşım, uygulanacak yükler ve çatlak modeli gibi hususlar analizcinin bilgi ve tecrübesine bağlı olarak değişebilmektedir. Tecrübe bu alanın olmazsa olmazlarından. Ne kadar farklı durumla karşılaşılır ve analiz edilirse ortaya çıkacak tamirin otorite tarafından kabul şansı o oranda artmaktadır. Bu nedenle bu makalede bir kısmı gösterilmeye çalışılan tamir yöntemlerinin ve prensiplerinin bilinmesi büyük önem taşımaktadır.

## Kaynaklar

Boeing B737-400 SRM

Bruhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures

CS 25, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes

Damage Tolerance Analysis for Antenna Installations on Pressurized Transport Airplanes, Chicago ACO

FAR 25, Airworthiness Standards: Transport Category

MMPDS, Metallic Materials Properties Development and Standardization

RAPID, Repair Assesment Procedure and Integrated Design

Swift, Tom, International Symposium on Structural Integrity of Aging Airplanes, March 20-22,1990. Repairs to Damage Tolerant Aircraft, FAA-AIR-90-01. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 1990NASGRO 4.0