



## HAVACILIK YAPILARINDA ENTEGRE BASAMAKLI KOMPOZİT KABUK TASARIM VE ÜRETİM PARAMETRELERİ

Muharrem CAN<sup>1\*</sup>, Özgür KARALI<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Turkish Aerospace Industries, Aircraft Executive Vice Presidency, Department of Structural Design, 06980, Ankara, Türkiye

**Özet:** Günümüzde ileri kompozit malzemeler, yüksek mukavemet ve düşük yoğunluk oranları nedeniyle havacılık uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Havacılık yapılarının tasarımında fonksiyonellik, hafiflik, dayanım, erişim kolaylığı ve bakım kolaylığı gibi birçok parametre dikkate alınmalıdır. Hava araçlarının sınırlı hacimlere sahip olması, yapısal parçaların tasarımında özel çözümlerin geliştirilmesini zorunlu hale getirmiştir. Bu araçlarda, ömürleri boyunca gerekli bakım ve onarım işlemlerine erişimi sağlamak için çok sayıda erişim kapağı bulunmaktadır. Aynı zamanda, bu kapaklar ve bağlayıcılar toplam yapısal ağırlığın önemli bir kısmını oluşturur. Bu çalışmada, kompozit kabuk yapılar üzerinde yer alan erişim kapaklarının ek bir parçaya ihtiyaç duyulmadan bütünlükli basamaklı yapıda tasarlanması ve bu tasarım sürecinde dikkat edilmesi gereken unsurlar ele alınmıştır. Tasarımların üretilebilir olması gerekliliği göz önünde bulundurularak, üretim kolaylığı sağlayacak, üretim sürelerini ve maliyetlerini azaltacak parametreler incelenmiştir. Sonuç olarak, azaltılan bağlayıcı ve parça sayısı ile hem toplam uçak yapısal ağırlığında hem de üretim süresi ve maliyetlerinde önemli bir azalma elde edilmiştir. Yükleme çeşidine göre basamak oranı (derinlik/uzunluk) değişkenlik göstermektedir ve bu oran azaldıkça gerilme birikmesi de azalmaktadır. Ancak erişim, hafiflik ve aerodinamik süreklilik gibi tasarım gereksinimleri doğrultusunda bazı durumlarda bu oranın artırılması gerekmektedir. Çalışma kapsamında üretimi zor ve yük aktarımı konusunda makul bir basamak oranı olan 1:5'lik orana sahip bir yakıt tankı erişim kapağı tasarıma uygulanmıştır. Üretim denemeleri de bu basamak oranı üzerinden gerçekleştirilmiş ve olumlu sonuçlar elde edilmiştir.

**Anahtar kelimeler:** Kompozit, Basamak, Havacılık, Tasarım

### Design and Manufacturing Parameters of Integrated Joggled Composite Skins in Aerospace Structures

**Abstract:** Today, advanced composite materials are widely used in aerospace applications due to their high strength-to-weight ratios and low density. The design of aerospace structures must consider several parameters, including functionality, lightweight properties, strength, accessibility, and ease of maintenance. The limited internal volumes of aircraft make it essential to develop specialized design solutions for structural components. Aircraft require numerous access panels for maintenance and repair operations throughout their service life. However, these panels and their fasteners account for a significant portion of the total structural weight. This study focuses on designing integrated stepped structures for access panels on composite shells, eliminating the need for additional components, and identifies critical considerations during the design process. To ensure manufacturability, parameters that simplify production, reduce production time, and decrease costs have been evaluated. Consequently, a reduction in the number of fasteners and components has resulted in significant decreases in the aircraft's total structural weight, production time, and costs. The step ratio (depth/length) varies depending on the type of loading, and as this ratio decreases, the stress concentration also decreases. However, in some cases, these rates need to be increased in line with design requirements such as accessibility, lightness and aerodynamic continuity. In this study, a fuel tank access panel design with a 1:5 ratio, which is challenging to manufacture and reasonable for load transfer, has been applied. Manufacturing trials based on this ratio were conducted, yielding favorable results.

**Keywords:** Composite, Joggle, Aerospace, Design

\*Sorumlu yazar (Corresponding author): Turkish Aerospace Industries, Aircraft Executive Vice Presidency, Department of Structural Design, 06980, Ankara, Türkiye

E mail: can.muharrem11@gmail.com (M. CAN)

Muharrem CAN <https://orcid.org/0009-0000-0333-184X>

Özgür KARALI <https://orcid.org/0009-0004-4600-9999>

Gönderi: 04 Şubat 2025

Kabul: 14 Mayıs 2025

Yayınlanma: 15 Temmuz 2025

Received: February 04, 2025

Accepted: May 15, 2025

Published: July 15, 2025

Cite as: Can M, Karalı Ö. 2025. Design and manufacturing parameters of integrated joggled composite skins in aerospace structures. BSJ Eng Sci, 8(4): 1050-1056.

### 1. Giriş

Kompozit malzemeler; dayanım, hafiflik, karmaşık geometrilerde üretim imkânı ve çevresel koşullara dayanıklılık gibi avantajları sebebiyle havacılık sektöründe yoğun olarak kullanılmaktadır. Özellikle bu malzemelerin karmaşık geometrilerde üretilebilme kabiliyeti, yekpare tasarım yaklaşımlarına olanak sağlayarak toplam parça sayısını önemli ölçüde azaltmaktadır. Bu, hem ağırlık hem de maliyet avantajı

sunarken yapısal verimliliği artırır.

Meram vd. (2019) ise havacılık yapılarında, verimli bir yük yolu oluşturmak amacıyla genellikle bağlayıcı elemanlar kullanıldığını belirtmişlerdir. Ancak kompozit laminatlarda birleştirme teknikleri, özellikle sökülebilir olanlar, metallerle karşılaştırıldığında çok sınırlıdır ve kompozit yapıların geliştirilmesindeki en büyük zorluklardan biri olarak kabul edilmektedir. Birleşim noktaları yapının yük taşıma kapasitesini ve genel yapısal



bütünlüğü etkilediğinden, kompozit malzemelerin birleşim yeri tasarımı üzerine birçok araştırma yapıldığını belirtmektedirler.

A. Khechai vd. (2025) ise yine benzer şekilde laminat yapılarda yer alan montaj deliğinin, belirgin gerilme yoğunlaşması (stres konsantrasyonu) fenomeni nedeniyle özellikle hassas olduğunu belirtmiştir. Bu gerilmeler, kompozit laminatların hem çekme hem de basma yükleri altındaki dayanımını belirgin şekilde azalttığını ve bu tür gerilmelerin şiddetinin önemli ölçüde arttığı ve delikler ile kesikler nedeniyle lamine kompozit yapılarda erken yapısal hasara yol açtığını belirtmiştir.

Ek olarak Erhan vd. (2025) mekanik delme işlemi sırasında, delik giriş ve çıkış bölgelerinde oluşan delaminasyonun yanı sıra, delik yüzeylerinde lif ve matris kaynaklı hasarlar da meydana gelebildiğini ve bu hasarların, delik kalitesini ve kompozit malzemenin mekanik dayanımını olumsuz yönde etkilediğini belirtmişlerdir. Bu nedenle, çok sayıda araştırmacının düz yüzeyli ve boru formundaki GFRP ve CFRP kompozitlerde bu tür hasarların en aza indirilmesine odaklandığını belirtmişlerdir.

Ayrıca Doğan vd. (2025) fiber metal laminat yapıların başarılı bir şekilde birleştirilmesinin, delme işleminin doğruluğuna bağlı olduğunu, uygun şekilde gerçekleştirilen bir delme işlemi ile FML yapıların sağlam ve güvenli bir şekilde montajının mümkün olduğunu belirtmişlerdir. Ek olarak montaj işlemlerinde en yaygın kullanılan bağlantı elemanlarının civatalar, perçinler, vidalar ve sıkı geçme pimleri olduğunu ancak, delme işlemi kaynaklı hasarlara bağlı olarak bu tür bağlantılarda gerilme yığılmaları gibi ciddi problemlerin ortaya çıkabildiğini belirtmişlerdir.

Bu problemler; delaminasyon, ara yüzey ayrılması, lif kırılmaları, kesilmemiş lifler ve lif çıkıntıları gibi çeşitli hasar türlerini içermektedir.

Bu durumlar ise yapı üzerine eklenen her deliğin yapının toplam dayanımına negatif etki ettiğinin bir göstergesidir.

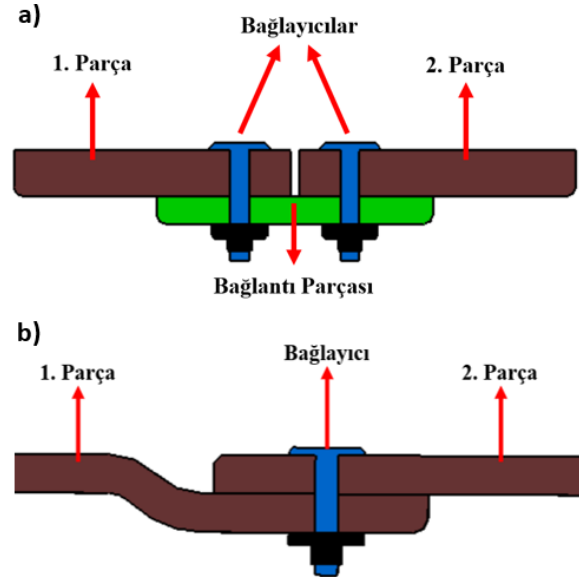
Niu (1999) ise bağlayıcı sayısının azaltılmasının, yapısal ağırlığın düşürülmesi ve üretim maliyetinin minimize edilmesi bakımından önemli olduğunu belirtmektedir. Bağlayıcılar ile birbirine bağlanan parçalarda yük aktarımı sağlarken deliklerin etrafında gerilme birikimleri oluşmaktadır. Bağlayıcı sayısını azaltmaya yönelik çözümler, gerilme birikimlerini minimize eder.

Şekil 1, F-15A Eagle uçağındaki erişim kapaklarını göstermektedir. Bu kapakların kabuğa bağlanması için gereken ek parçalar ve bağlayıcılar düşünüldüğünde, bu kapakların bir uçağın yapısal ağırlık bütçesi üzerindeki etkileri açıkça görülebilmektedir.



Şekil 1. F15A Eagle erişim kapakları.

Bu çalışmada, yakıt tankları ve ekipman erişim kapakları gibi bölgelerde klasik bağlantı yöntemlerinin yerine entegre basamaklı bağlantıların kullanımı incelenmiş; tasarım ve üretim parametreleri analiz edilmiştir.



Şekil 2. Bağlantı çeşitleri a)Klasik Bağlantı b) Entegre Basamaklı Bağlantı.

Klasik bağlantı yönteminde uç uca bağlanacak iki parça ara bir bağlantı parçası ve birer sıra bağlayıcı yardımı ile birbirine bağlanır. Bu çalışmanın konusu olan bütünleşik basamaklı bağlantı çözümünde ise ana kompozit yapı belirli bir basamak oranında aşağıya doğru rampa şeklinde şekillendirilerek ikinci yapının altına doğru uzanır. Bu durumda alt bağlantı parçası ve bir sıra bağlayıcıya gerek kalmaz.

## 2. Materyal ve Yöntem

### 2.1. Kullanılan Malzemeler

Çalışmada kullanılan malzemeler ve yöntemler aşağıda belirtilmiştir:

- Yapısal Katmanlar: Karbon Fiber HexPly M91 tek yönlü bant. Kalınlık: 0,184 mm
- Elektriksel Geçirgenlik İçin Bakır Katmanlar: HexPly M21 Expanded Copper Foil, ECF73 ve ECF815
- Dolgu Malzemesi Katmanları: Glas Fiber HexPly M21, Kalınlık: 0,1 mm ve Karbon Fiber HexPly M21 Twill 2x2 Kalınlık: 0,31 mm
- Film Yapıştırıcı: FM 300K

Genel olarak bir yakıt erişim kapağı tasarımı yapılırken izlenecek yol ve ilgili parametreler şöyle sıralanabilir:

1. Basamak geometrik parametrelerin belirlenmesi ve yapısal parçanın tasarımı
2. Dolgu malzemesi ve yönteminin belirlenmesi
3. Elektriksel topraklama ve yıldırımdan korunmaya yönelik tasarım yapılması
4. Tahribatsız muayene ve imalat sıralamasının belirlenmesi

### 2.2. Basamak parametreleri ve yapısal parçanın tasarımı

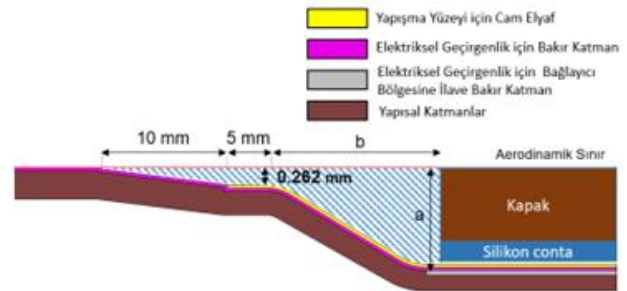
Basamaklı bağlantılar tasarlanırken öncelikle basamak derinliği belirlenmelidir. Bu durum ise bağlantının tipine göre değişkenlik göstermektedir. Burada genel olarak daha zorlayıcı gereksinimlere sahip olduğu için bir yakıt erişim kapağı ele alınmış ve tasarım parametreleri, üretim denemeleri ve görseller de buna göre oluşturulmuştur. Bir yakıt erişim kapağında kapak kalınlığı ve sızdırmazlık elemanının montajdan sonraki nihai kalınlığı basamak derinliğini belirlemektedir. Basamak derinliği belirlendikten sonra kullanılacak basamak oranına (a/b) (Şekil 3) göre basamak uzunluğu hesaplanır. İdeal bir koşulda basamağın doğrudan dik şekilde olması istenir. Bu sayede arada bir boşluk oluşmayacaktır. Pratikte ise gerek üretim limitleri gerekse gerilme birikmesi sebebi faktörler yüzünden değişik basamak oranları kullanmak zorunludur. Basamak oranları kabuğun ana yükleme yönüne ve ana yükleme yönüne dik doğrultudaki yönlerde değişiklik gösterebilir. Bu oran ne kadar düşürülürse yük aktarımı o kadar az gerilme birikmesi yaratacağından bu oranın düşük olması tercih edilir. Ancak, bazı durumlarda yük taşıyan ana elemanların geometrileri bu tarz erişim kapakların boyutlarını aşırı sınırlandırmaktadır. Bu ise erişim kapaklarından içeriye el, kol, montaj veya muayene aparatlarının girmesini zorlaştırmaktadır. Bu durumlarda basamak oranından feragat edilerek daha yüksek oranlara çıkılabilir. Örneğin 1:7 veya 1:5 oranlarda tasarım da yapılabilir. Bu çalışmada, 1:5 basamak oranı ile tasarım yapılmıştır. Basamak oranı belirlendikten sonra ise bu değerler kullanılarak basamak uzunluğu belirlenir.

Örneğin 10 katmanlı bir yakıt kapağı, 1,2 mm silikon conta ile beraber kullanılıyorsa ve silikon contanın

tahmini sıkışma miktarı 0,4 mm ise basamak derinliği  $(10 \times 0,184) + 0,8 = 2,64$  mm bulunur. Basamak oranı 1:5 alındığında basamak uzunluğu da  $5 \times 2,64 = 13,2$  mm bulunur.

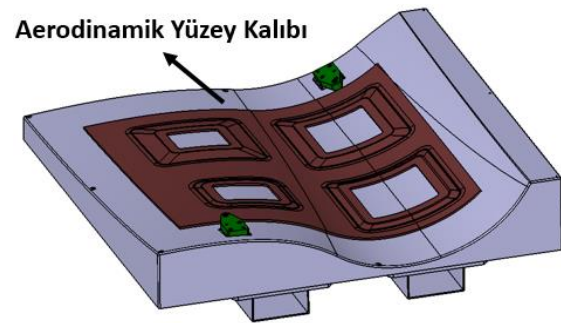
Uzay vd. (2020) otoklav ile üretim yönteminin havacılık yapılarında yüksek kalite istenilen durumlarda kullanıldığını belirtmiştir. Çünkü bu yöntemde minimum mikro boşluk oranında yüksek fiber hacim oranı elde edilebilir. Kırleme işlemi vakuma alınmış parçanın yüksek dış basınç ve sıcaklık içeren bir odada pişirilmesi ile gerçekleştirilir. Bu çalışmada yer alan kompozit kabuk iki kür çevriminde otoklav fırınına kurlenmektedir.

İlk kür çevrimini, ana yük taşıyıcı katmanları kapsayan kısım oluşturur. Buradaki amaç, ana yükü taşıyacak bölgeyi tasarlarken aynı zamanda ikinci kür çevriminde yer alacak bölgeye uygun yapışma yüzeyini sağlamaktır.



Şekil 3. İlk kür çevrimi.

Şekil 3'teki mesafelerin belirlenmesinde, katmanların kalınlığı ve katmanların yapıştırılması için yeterli alan sağlanması göz önünde bulundurulmuştur. Bahsi geçen 0,262 mm ikinci kür çevriminde kullanılacak bakır katman ve iki katman cam elyafın kurlenmiş kalınlığına denk gelmektedir. 10 mm ve 5 mm olan bölgelerde ise cam elyafın ve bakır katmanın aerodinamik yüzeyin dışına çıkmayacak şekilde sonlanması hedeflenmiştir. (Şekil 5)



Şekil 4. İlk kür çevrim kalıbı.

Bu ilk kür çevriminin yüksek hassasiyette üretimi için aerodinamik ve basamaklı yüzeyi simüle edecek bir kalıp ihtiyacı oluşmuştur. Bu kalıp üzerine sırası ile cam elyaf, bakır katman, ilave bakır katman ve yapısal katmanlar serilmektedir. Serim sonunda uygun parametreler ile parça, kalıp ile beraber otoklava girmektedir. (6,9 Bar/180°C/6 saat) Böylece ilk kür çevriminin ürünü ortaya çıkmaktadır. Bu son ürün tahribatsız muayeneye



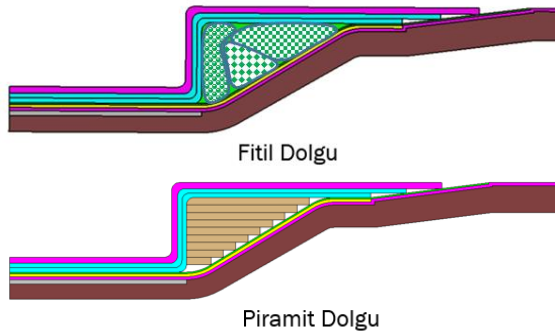
de uygun bir geometriye sahiptir.

İlk aşamanın sonunda yapısal katmanlar serilip kürlendikten sonra Şekil 3’de taralı alanda gösterildiği gibi kapak ve kabuk yapısı arasında üçgen şeklinde bir boşluk oluşur.

Burada bahsi geçen yapısal parça aerodinamik yüzeyde bulunan bir kabuk olduğu için özellikle insansız hava aracı veya savaş uçakları gibi hız ve performansın önemli olduğu uçaklarda aerodinamik sürekliliğin sağlanıp, sürüklenme kuvvetinin düşürülmesi için bu boşluğun doldurulması gerekmektedir.

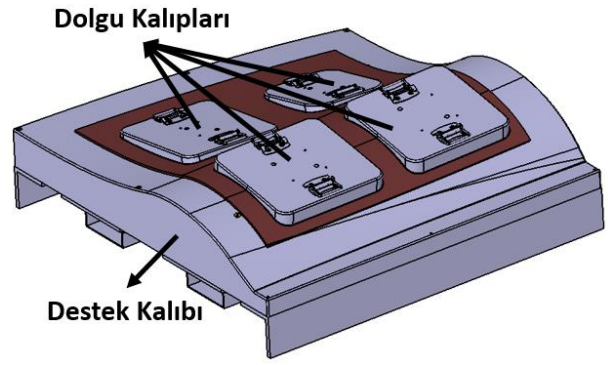
### 2.3. Dolgu Bölgesi Tasarımı

Özellikle yüksek hızlı uçakların kabuklarındaki yüksek gerilmeler ve deformasyonlar sebebi ile bu dolgunun yerinden ayrılıp birincil yapılara veya kontrol yüzeylerine çarparak hasar verme riskini bertaraf etmek elzemdir. Dolayısıyla, dolgu bölgesinin kabuğa yapıştırılmasında, yüksek yapışma mukavemeti sağlayan, bir darbe (dolu, kuş çarpması, yıldırım, vb.) hasarı durumunda parçalara ayrılmayıp olabildiğince bütünlüğünü koruyan darbe toleransı yüksek bir yöntem kullanılmalıdır. Bu kaygılar göz önünde bulundurulduğunda, Şekil 5’de belirtildiği gibi bu üçgen bölgenin doldurulması için iki farklı doldurma yöntemi belirlenmiştir. Birinci yöntem “fitil dolgu” olarak; ikinci yöntem ise “piramit dolgu” olarak adlandırılmaktadır.

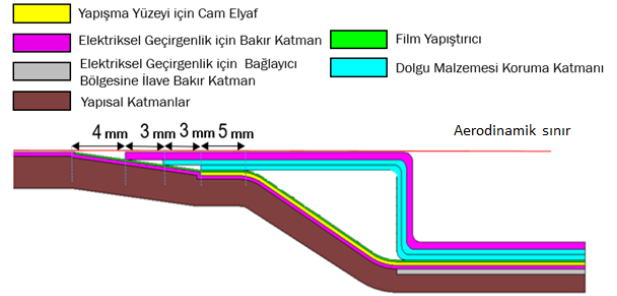


Şekil 5. Dolgu Yöntemleri.

Her iki yöntemde de yapısal parçanın entegre basamaklı kısmı üretildikten sonra aerodinamik kısmı üste gelecek şekilde yerleştirilir ve ayrı bir yerde ters bir kalıp üzerine serim yapılır. İlk olarak elektriksel geçirgenlik için bakır katman serimi yapılır (Bölüm 2.3’te bu malzemenin özellikleri ve kullanım amacı ayrıntılı anlatılacaktır.). Sonrasında kapama malzemesi ve yapışma yüzeyi sağlayan bir kat cam elyaf serimi yapılır. Ardından, dolgu malzemesi serilir. Fitil dolgu yönteminde tek yönlü bant fitilleri çeşitli çaplarda burularak oluşturulmuş ve bu üçgensel boşluk doldurulmuştur. Piramit dolgu yönteminde ise kompozit katmanlar merdiven basamakları gibi gittikçe büyüyecek şekilde kesilerek dolgu kalıbı üzerinde serim yapılmış ve piramit şekli elde edilmiştir. Fitil dolgu yönteminde de piramit dolgu yönteminde de ilk kür çevrimine ait girintiler Şekil 7’deki parametrelerle doldurulmaktadır.



Şekil 6. İkinci kür çevrim kalıbı.



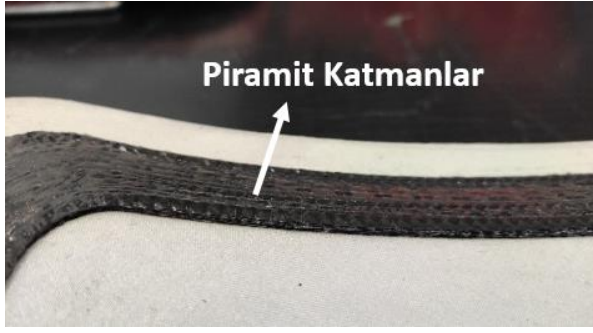
Şekil 7. Dolgu bölgesi parametreleri.

İlk yöntemde tek yönlü bant fitilleri çeşitli çaplarda burularak oluşturulmuş ve bu üçgensel boşluk doldurulmaya çalışılmıştır.



Şekil 8. UD fitillerle üretim yöntemi resimleri.

İkinci doldurma yöntemi olan piramit dolgu yönteminde ise kompozit katmanlar merdiven basamakları gibi gittikçe büyüyecek şekilde kesilerek dolgu kalıbı üzerinde serim yapılmış ve piramit şekli elde edilmiştir.



Şekil 9. Piramit dolgu üretim resimleri.

#### 2.4. Elektriksel Bağlama ve Yıldırımdan Korunmaya Yönelik Tasarım

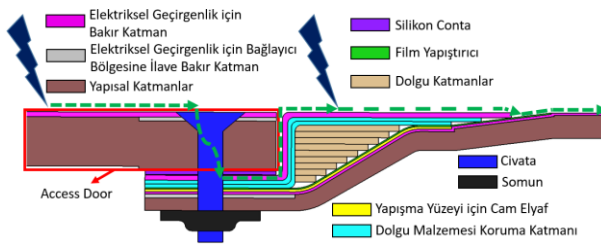
Ranjith vd. (2014) hava araçlarının uçuş güvenliğinin birçok atmosferik faktörden etkilendiğini belirtmişlerdir. Yıldırım da bunlardan biridir. Uçağa yıldırım çarpması, yapısal hasar, dış kabukların erimesi, yakıtın tutuşması ve ölümcül kazalar gibi sorunlara yol açabilir.

Kumar vd. (2020) ise yıldırımların çok sık rastlanan doğa olayları gibi görünmeseler de 10 yıllık süre içinde Amerika'da yaklaşık 216 milyon yıldırım görüldüğünü ve 2000-5000 saat arası ömrü olan bir uçağın ortalama yılda bir kere yıldırım etkilerine maruz kaldığını belirtmişlerdir.

Dolayısı ile bu tarz yakıt kapaklarında iç kısımdaki yakıtın herhangi bir statik elektrik veya yıldırım sebepli ark oluşumu yüzünden alev almasını engellemek için kapak ve yapısal parça elektriksel olarak birleştirilmeli ve tüm uçak şasesine iletken bir hat ile bağlanmalıdır.

Kumar vd. (2020) bunun için yapısal parça tasarımında ECF (Expanded copper foil) denilen yine kendinden reçinelidir. Bu katman aerodinamik yüzeye gelecek şekilde serim yapılarak yıldırımın yakıcı etkisini tüm yüzeye dağıtır.

Ek olarak yıldırımın kapağın üzerine veya kapak üzerindeki bağlayıcılara düşmesi durumunda elektrik akımının kapaktan ana yapıya geçmesini sağlamak için kapak üzerinde de ECF kullanılır.



Şekil 10. Yapısal parça üzerindeki, kapak üzerindeki ve dolgu yapıdaki bakır katmanlar ve elektriksel yol.

#### 2.4 Tahribatsız Muayene ve İmalat sırasının belirlenmesi

Hassan vd. (2017) belirttiği gibi birincil yapılar bir hava aracında kritik yükleri taşıyan kısımlardır. Eğer bu

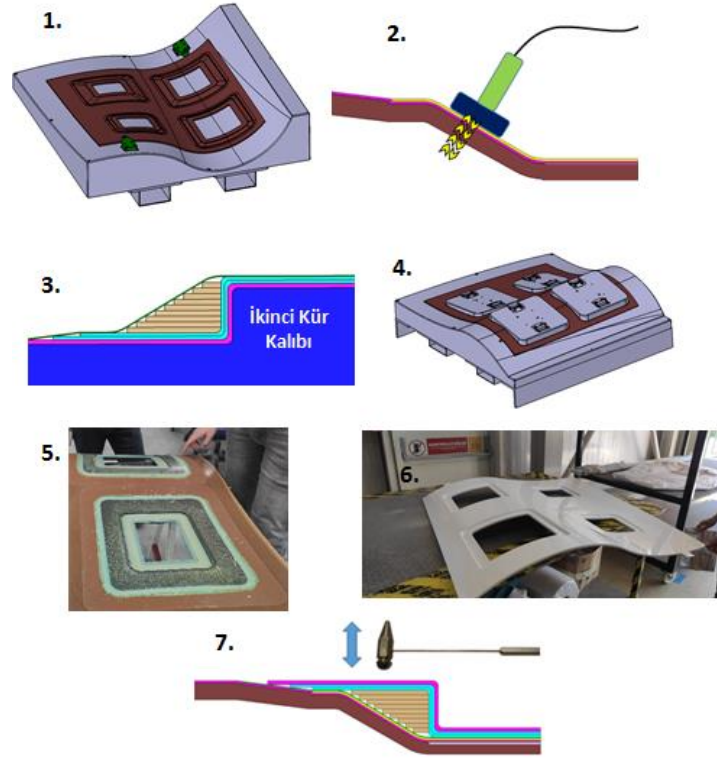
yapılar ciddi şekilde hasarlanırsa veya kırılma uğrarsa hava aracında ölümcül sonuçlar doğurabilir.

Gholizadeh (2022) ise kompozit havacılık yapılarının bir tahribatsız muayene tekniği olan ultrasonik yöntem ile muayene edilebileceğini belirtmiştir.

Yalnız bu çalışmadaki dolgu kısmının varlığı ultrasonik muayeneyi geometrik olarak engellemektedir. Üst kalıp ve kabuk arasında kalan üçgen dolgu bölgesi kürlenme esnasında bir sıkışmaya maruz kalmaz. Bu sebeple, bölgede boşluklar ve düzensiz oluşumlar ile karşılaşılabilir. Bu kusurlar, ultrasonik muayene ile yapısal parça üzerindeki üretim hasarlarını görmeyi engellemektedir. Bunun önüne geçmek için, yapısal katmanların üretiminden sonra (ilk kür çevrimi sonrası) ultrasonik muayene yapılması gerekmektedir. Bu aşamadaki muayeneyi geçen yapısal parçalar bir sonraki adım olan dolgu yapıştırma aşamasına geçebilmektedir. İkinci kür çevriminden sonra da dolgu bölgesine akustik muayene (tap inspection) yapılarak son ürünün yapışma kalitesi test edilmektedir.

Genel olarak üretim adımlarını özetleyecek olursak;

1. Yapısal katmanların serilerek yapısal parçanın otoklavda kürlenerek üretimi
2. Yapısal parçanın basamak kısmı dahil ultrasonik yöntem ile muayene edilmesi,
3. Dolgu kalıbı üzerine bakır katman, kapama katmanları, dolgu malzemesi ve film yapıştırıcı serilmesi,
4. Dolgu kalıbının ters çevrilerek aerodinamik yüzeye kapatılması,
5. Oluşan bu montajın otoklav içerisinde kürlenmesi,
6. Kürlenmiş parçanın taşın kısımlarının temizlenerek son haline getirilmesi,
7. Kapama katmanları üzerine akustik muayene (tap inspection) yapılması aşamalarını kapsamaktadır. (
8. Şekil 11)



Şekil 11. İmalat sıralaması ve muayene adımları.

### 3. Bulgular ve Tartışma

Çalışma sonucunda bütünleşik basamaklı kapak ve kapak bağlantılarında önemli ölçüde ağırlık azalması görülmüştür.

Ek olarak Şekil 2’de belirtilen klasik yöntemde göre alt güçlendirme parçası ve bir sıra bağlayıcı da iptal olduğu için montaj işlemleri sadeleşmiştir.

Bu yöntemde hali hazırda klasik bağlama yönteminde de sağlanan elektriksel bağlama gereksinimi bu yöntemde de sağlanmıştır.

Üretim yöntemi belli adımlara bölünerek bu adımlara muayene gereksinimi eklenmiş ve birincil yapılarda hasar olup olmadığı gözlemlenebilmiştir.

Macun yapıştırıcılara oranla daha yüksek yapıştırma dayanımı sağlayan film yapıştırıcı kullanılabileceği görülmüştür.

İmalat yöntemi açısından değerlendirildiğinde dikdörtgen şekilli bir kapakta fitil dolgu yönteminde köşe çevrelerini dönmeleri esnasında fitil geometrisinde bozulmalar olmuştur ve üçgen kesitin keskin bölgelerinin tam olarak doldurulması sağlanamamıştır. Fakat bu bozulmalar, birincil yük taşıma kapasitesi beklenmeyen bu doldurma bölgesi için kabul edilebilir seviyededir. İkinci yöntemde göre bir diğer dezavantajı yoğun el işçiliği ve zaman gerektirmesidir. Buna ek olarak piramit dolgu yöntemi boşlukları daha iyi doldurarak daha iyi bir yapışma sağlamıştır. Ek olarak el işçiliği daha az olmuştur.

Üst kısma eklenen cam elyaf takviyeli kapama katmanları olası darbe hasarı durumlarında yapısal bütünlüğü koruyucu görev yapacak ve hava aracının görev uçuşlarını güvenli şekilde tamamlamasını sağlayacaktır.

### 4. Sonuçlar

Bu çalışmada havacılık yapılarında, özellikle yakıt erişim kapakları gibi bakım gerektiren alanlarda, klasik bağlantı yöntemlerine alternatif olarak bütünleşik basamaklı bağlantı tasarımı önerilmiş ve bu yapının üretim ve performans açısından avantajları detaylı şekilde incelenmiştir.

Gerçekleştirilen tasarım ve üretim denemeleri neticesinde aşağıdaki başlıca bulgular elde edilmiştir:

- Ağırlık Avantajı: Klasik bağlantıya kıyasla %31’e varan ağırlık azaltımı sağlanmıştır. Bu oran tekil kapak bazında değerlendirilse de Şekil 1’de gösterilen gibi çok sayıda kapağın bulunduğu bir hava aracında bu fark, toplam yapısal ağırlık üzerinde anlamlı bir etki yaratmaktadır.

- Montaj Kolaylığı ve Süre Azalması: Alt güçlendirme parçaları ve bir sıra bağlayıcının ortadan kaldırılması ile toplam parça ve montaj süresi azalmış, üretim verimliliği artmıştır.

- Elektriksel İletkenlik ve Yıldırım Koruması: Kapak ve yapısal parça arasında sağlanan ECF katman teması, yıldırıma karşı güvenli bir elektriksel yol oluşturarak kritik güvenlik gereksinimlerini karşılamıştır.

- Darbe Dayanımı: Cam elyaf takviyeli kapama katmanları ve film yapıştırıcılar sayesinde olası darbe hasarlarında parçalanma riskleri azaltılmış, yapı bütünlüğü korunmuştur.

- Üretim ve Muayene Uygunluğu: İki aşamalı kürleme yöntemi ve entegre edilen tahribatsız muayene adımları, üretim kalitesinin kontrol altında tutulmasına olanak sağlamıştır.

- Dolgu Yöntemleri Karşılaştırması: Fitil dolgu yönteminin

bazı geometrik zorlukları olmasına karşın kabul edilebilir seviyede sonuçlar verdiği, piramit dolgu yönteminin ise daha homojen bir dolgu ve düşük iş gücü gereksinimi ile öne çıktığı gözlemlenmiştir.

#### Katkı Oranı Beyanı

Yazarların katkı yüzdeleri aşağıda verilmiştir. Yazarlar makaleyi incelemiş ve onaylamıştır.

|     | M.C. | Ö.K. |
|-----|------|------|
| K   | 50   | 50   |
| T   | 50   | 50   |
| Y   | 50   | 50   |
| VTI | 50   | 50   |
| VAY | 50   | 50   |
| KT  | 50   | 50   |
| YZ  | 50   | 50   |
| KI  | 50   | 50   |
| GR  | 50   | 50   |
| PY  | 50   | 50   |
| FA  | 50   | 50   |

K= kavram, T= tasarım, Y= yönetim, VTI= veri toplama ve/veya işleme, VAY= veri analizi ve/veya yorumlama, KT= kaynak tarama, YZ= Yazım, KI= kritik inceleme, GR= gönderim ve revizyon, PY= proje yönetimi, FA= fon alımı.

#### Çatışma Beyanı

Yazarlar bu çalışmada hiçbir çıkar ilişkisi olmadığını beyan etmektedirler.

#### Etik Onay Beyanı

Bu araştırmada hayvanlar ve insanlar üzerinde herhangi bir çalışma yapılmadığı için etik kurul onayı alınmamıştır.

#### Kaynaklar

- Doğan MA, Yapıcı A, Gemi L, Yazman Ş, Morkavuk S, Köklü U. 2025. Investigation of the stacking sequence and cutting parameters effect on hole morphology in hybrid FML composites, Compos Part B Eng, ID: 112464, pp: 300-310.
- Erhan F, Gemi L, Yazman Ş, Morkavuk S, Köklü U. 2025. A comprehensive investigation into the influence of variation in the stacking sequence on the mechanical behaviour and drilling machinability of basalt fiber-reinforced composite tubes, Compos Part B Eng, ID: 112405, pp: 299-300.
- Gholizadeh S. 2022. Impact behaviours and non-destructive testing (NDT) methods in carbon fiber composites in aerospace industry: a review, Authorea Prepr, pp: 1-33.
- Hassan MH, Othman AR, Kamaruddin S. 2017. A review on the manufacturing defects of complex-shaped laminate in aircraft composite structures, Int J Adv Manuf Technol, 91: pp: 4081-4094.
- Khechai A, Layachi M, Belarbi MO, Gohery S, Layachi S, Ruocco E, Gemi L, Liang QQ. 2025. An extended Greszczuk's analytical method for stress analysis of unsymmetrical laminated composite plates with a circular hole under axial, biaxial, and shear loads, Structures, 71: ID: 108169, pp: 71.
- Kumar V, Yokozeki T, Karch C, Hassen AA, Hershey CJ, Kim S, Kunc V. 2020. Factors affecting direct lightning strike damage to fiber reinforced composites: a review, Compos Part B Eng, 183: ID: 107688, pp: 183.
- Meram A, Can A. 2019. Experimental investigation of screwed joints capabilities for the CFRP composite laminates, Compos Part B Eng, 176: ID: 107142, pp: 176.
- Niu MCY. 1999. Airframe Stress Analysis and Sizing (2nd Ed.), Hong Kong, Hong Kong Conmilit Press Ltd., pp: 374.
- Ranjith R, Myong S, Lee S. 2014. Computational investigation of lightning strike effects on aircraft components, Int J Aeronaut Space Sci, 15(1): pp: 44-53.
- Uzay Ç, Geren N. 2020. Advanced technologies for fiber reinforced polymer composite manufacturing, Kahramanmaraş Sütçü İmam Üniv Müh Bilim Derg, 23(4): pp: 245-257.