



## ELEKTRİK MOTORLU VE YÜKSEK FAYDALI YÜK ORANLI MİKRO SINIFI BİR İHA TASARIMI, ÜRETİMİ VE TESTLERİ

Emre ÖZBEK<sup>1</sup>, Seyhun DURMUŞ<sup>2</sup>, Yasin ŞÖHRET<sup>3</sup>, T. Hikmet KARAKOÇ<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Emre Özbek, Fen Bilimleri Enstitüsü, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, [e.d.ozbek@gmail.com](mailto:e.d.ozbek@gmail.com)

<sup>2</sup> Uçak Müh. Seyhun DURMUŞ Sivil Havacılık Araştırma ve Uygulama Merkezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, [seyhundurmus@anadolu.edu.tr](mailto:seyhundurmus@anadolu.edu.tr)

<sup>3</sup> Öğr. Gör. Yasin ŞÖHRET, Süleyman Demirel Üniversitesi Keçiborlu Meslek Yüksekokulu, [yasinsohret@sdu.edu.tr](mailto:yasinsohret@sdu.edu.tr)

<sup>4</sup> Prof Dr. T. Hikmet KARAKOÇ, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, [hikmetkarakoc@gmail.com](mailto:hikmetkarakoc@gmail.com)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0114](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0114)

### ÖZET

Bu çalışmada saha ve arazi görevlerine yönelik, modüler ve yüksek faydalı yük oranlı mikro sınıfı elektrik motorlu bir insansız hava aracı tasarımı, üretimi ve testleri konu edinilmiştir. Söz konusu insansız hava aracının boş ağırlığı 600 gram olup, 1,4 kilogram faydalı yük taşıma kapasitesine sahiptir. Özgün tasarıma sahip ve mikro sınıfa dâhil olan insansız hava aracı; kanadı dört, kuyruğu iki ve gövdesi tek olmak üzere yedi alt parçaya ayrılıp küçük boyutlardaki özel kutusuna sığdırılabilmektedir. Yüksek modüler yapısı sayesinde üç dakika içerisinde montaj ve de montaj imkânı ile bir pist gereksizinden elden atılarak uçurulabilmesi insansız hava aracının öne çıkan diğer özellikleridir. Gövde üstü iniş ve diğer zorlu saha şartlarına direnebilen, darbe emici özelliğe sahip, ileri teknoloji üç boyutlu baskı yöntemi kullanılarak üretilen özgün tasarım bileşenler, hava aracı yapısının %70'ini oluşturmaktadır. Çalışmada tasarımı, üretimi ve uçuş performans testleri gerçekleştirilen İHA, Society of Automotive Engineers Aero Design West 2016 yarışmasında ülkemizi temsil eden tek Türk insansız hava aracı olmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** Mikro, İHA, Modülerite, Faydalı Yük, Tasarım, SAE

### DESIGN, MANUFACTURE AND TESTS OF A MICRO CLASS UAV with ELECTRIC MOTOR AND HIGH –PAYLOAD FRACTION

#### ABSTRACT

In this study, it is aimed to design, manufacture and test a modular micro class electric powered unmanned aerial vehicle with high payload fraction for field duties. The unmanned aerial vehicle has an empty weight of 600 grams and a payload carrying capacity of 1.4 kilograms. Unmanned aerial vehicle with original design; can be divided into a total seven sub-parts. Four parts of wing, two parts of tail and with a single body that can fit in a special box with small dimensions. Thanks to its high modular structure, it is also possible to install the aircraft in three minutes and to be able to fly by hand without a runway, which is another outstanding feature of the unmanned aerial vehicle. The unique design components produced by using high-tech three-dimensional printing method with impact absorbing feature which resists the on-body landing and other difficult field conditions constitutes 70% of the air vehicle structure. The unmanned aerial vehicle that designed, produced and tested in this project was participated the competition of Aero Design West 2016 as the only competitor from our country.

**Keywords:** Micro, UAV, Modularity, Payload, Design, SAE

#### 1. GİRİŞ

Amerika Birleşik Devletleri'nde yer alan SAE (Society of Automotive Engineers) organizasyonu öğrencilerin her yıl yenilenen gereksinimlere yönelik tasarımlar yaparak tecrübe kazanmalarını hedefleyen yarışmalar düzenlemektedir. Bu kapsamda, ilki 1986 yılında düzenlenen SAE Aero Design yarışması; yüksek taşıma oranı, modülerite,

kolay kurulum gibi gereksinimler ile katılımcılara eşsiz bir tasarım tecrübesi sunmaktadır. Bildiride konu edilen mikro sınıfı İHA (insansız hava aracı) ATLAS, bu yıl 30.'su düzenlenen SAE Aero Design West yarışması isterlerine uygun olarak tasarlanmış, üretilmiş ve test edilmiştir.

Atlas mikro İHA platformunun tasarım gereksinimlerini ve bu gereksinimlerin karşılanması

için gerçekleştirilen tasarım, üretim ve test aşamalarının daha iyi aktarılabilmesi için öncelikle ilgili kavramların tanımlanması gerekmektedir.

### 1.1 Mikro Sınıfı İnsansız Hava Aracı ve Gereksinimleri

İnsansız hava aracı sistemlerini, görevi sırasında üzerinde veya içerisinde insan bulundurmayan hava araçları olarak tanımlamak mümkündür. İHA'lar zor koşullar altında hiçbir personelin hayatı riske edilmeden görevlerini yerine getirebilmeye üstünlüğüne sahiptir. Bu görevler günümüzde, uzaktan algılama, taşıma, bilimsel araştırma, hassas saldırılar, arama ve kurtarma üzerine yoğunlaşsa da her geçen gün bu platformlar için yeni görev tanımları oluşturulmaktadır. (Austin, 2010)

A. Ekaterinaris ve Kontogiannis (2013) yılında yaptıkları çalışmada, tasarladıkları mİHA için kullandıkları tasarım basamaklarını açıklamış ve gerçekleştirilebilecek olan tasarımlarda ağırlık tahminlerinin ne kadar önemli olduğunu ortaya koymuşlardır.

İnsansız hava araçları için menzil, irtifa, hız ve havada kalış süresi üzerinden yapılan pek çok farklı sınıflandırma mevcuttur. Mikro İHA sınıflandırması için kesin bir sınıflandırma bulunmamasına karşılık, 10 kilogram altındaki insansız hava araçları genellikle mikro sınıfı insansız hava aracı olarak tanımlanmaktadır.

Mikro İHA sistemlerinin İHA'lar karşısında avantaj ve dezavantajları mevcuttur. Mikro İHA'lar için sistem gereksinimleri, modülerite, düşük sistem ağırlığı, yüksek taşıma oranı, kumanda kontrolü, göreve yönelik basit sistemler barındırma olarak özetlenebilmektedir.

Goraj, Frydrychiewicz ve Winiecki (1999) yaptıkları çalışmada yüksek irtifalarda uçuşunu gerçekleştirebilecek olan İHA'ların tasarımında çok özel aerodinamik yapının olması, çok hafif yapıya sahip olması, uygun itki teknoloji ve uçuş kontrol sistemine sahip olması gerektiğini vurgulamışlardır. Fenelon ve Furukawa (2010) mİHA'larda flaplar üzerine çalışmışlardır.

Mikro İHA tasarım gereksinimleri:

Modüler bir sistem, bir kişinin kolaylıkla sırtında veya omzunda taşıyabileceği bir çantanın içine sığabilmeli ve en fazla 2 kişi tarafından 5 dakikadan kısa bir sürede operasyona hazır hale getirilebilmelidir.

Düşük sistem ağırlığı, mİHA'nın kolaylıkla taşınabilmesi, güvenle elden atılabilmesi ve yine güvenle gövde üzerine veya paraşüt yardımı ile inebilmesi için gerekmektedir.

Yüksek taşıma oranı, mİHA üzerinde yer alan faydalı yükün sistemin boş ağırlığına olan oranını ifade eder. Taşıma oranı yüksek bir tasarım daha fazla faydalı yük barındıracağı için, hava aracı platformu üzerine daha fazla görevsel sistem taşınmasına olanak tanır. SAE Aero Design yarışma

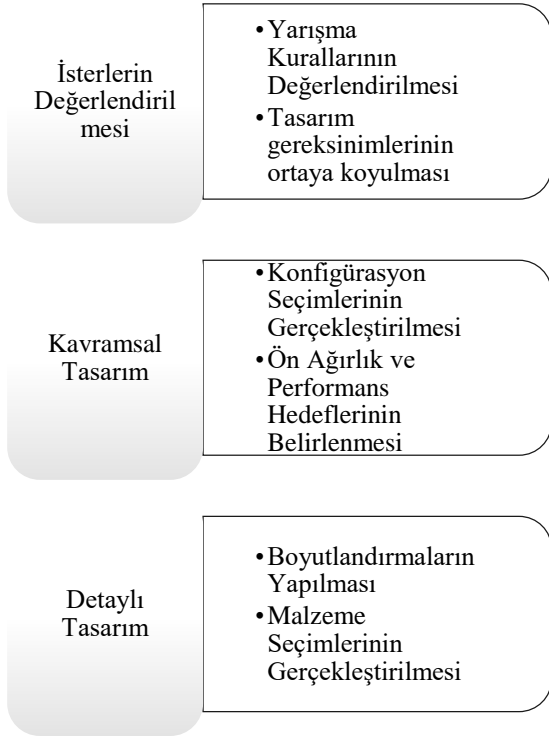
komitesi, yüksek taşıma oranını en önemli tasarım gereksinimi olarak tanımlamıştır. (Alvarado, 2016) Kumanda kontrolü, mİHA'lar için kesin bir kural olmamakla birlikte, çeşitli telemetri sistemleri ve kararlılık destekleyici yazılımların kullanıldığı sistemler de mevcuttur. Çetinsoy ve ark. (2012) kendilerinin tasarladığı yeni bir İHA'nın aerodinamik ve mekanik tasarımını, prototip üretimini ve uçuş kontrol sistem tasarımını gerçekleştirmiştir. Yaptıkları bu çalışmada dikey iniş kalkış gerçekleştirebilen ve uzun süreli yatay uçuş gerçekleştirebilen elektrik motorlu ve dörtlü tilt-kanatlı bir İHA geliştirmişlerdir. Yapılan bu İHA'nın önceden belirlenmiş bir görevi referans şartlara uygun derecesinde gerçekleştirmesi yaptıkları çalışmanın olumlu olduğunu göstermektedir. Çalışmada işlenen tasarım yarışma komitesinin belirlediği gereksinimlere bağlı olarak gerçekleştirildiği için, kumanda kontrolü bir gereksinim olarak kabul edilmiştir.

Göreve yönelik basit sistemler barındırma gereksinimi ise, temel olarak düşük ağırlık prensibi ile ilgilidir ve beraberinde avantaj ve dezavantajlar barındırır. mİHA sistemlerinin İHA sistemlerinden basit olması, belirli görevler üzerine özel olarak tasarım yapılması zaruretini beraberinde getirir. Örneğin; bir mİHA sistemine hem gündüz görüntüsü alan bir kamera, hem de kızılötesi bantta görüntü alan ikinci bir kamera takılması ağırlık sebebiyle mümkün olmayabilir. Ancak yine bu sistemlerin basit olması, olası bir kırımda veya ele geçirilmede, mİHA üzerindeki teknolojinin düşman eline geçmesini İHA'lar oranla önemsiz kılmaktadır. Bu yüzden alçak irtifa gerektiren özel görevler için mİHA'lar aktif olarak kullanılmaktadır.

### 1.1. Tasarım Aşamaları

Uçak tasarımı, itki, aerodinamik, kontrol, yapı gibi farklı disiplinler kullanılarak oluşturulan alt sistemlerin birleşerek bir ana sistem oluşturduğu, disiplinler arası bir çalışmadır. Uçak tasarımı için izlenebilecek birçok farklı metod ve yöntem önerilse de, kesinleşmiş bir başlangıç adımı yoktur. Belirli istek ve gereksinimleri karşılamak üzere tasarlanan bir uçak için, bu gereksinimlerin değerlendirilmesi ve karşılanması için yapılacak tasarım hamlelerinin planlanması başlangıç adımı olarak görülmektedir. (Raymer, 1992)

Atlas mİHA sisteminin tasarımı da yarışma komitesi tarafından hazırlanarak yarışmadan önce duyurulan kurallar kılavuzunun değerlendirilmesi ve yorumlanması adımı ile başlamıştır. Kurallar kılavuzu değerlendirilmesi ışığında ortaya çıkan, "temel tasarım gereklilikleri nedir?" sorusunun cevabı tasarımın bir sonraki adımı olan kavramsal tasarım aşamasında yanıtlanmıştır. Tasarım aşaması için Şekil 1'de gösterilen üç aşamalı tasarım planlaması izlenmiştir.

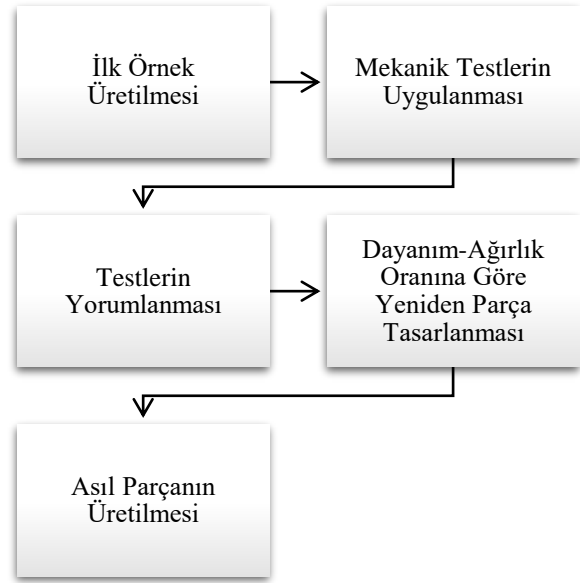


Şekil 1: Tasarım Aşamaları

Kavramsal tasarım aşamasında, tasarım öncelikleri doğrultusunda uçağın konfigürasyon seçimleri gerçekleştirilmiş, ön ağırlık ve performans hedefleri belirlenmiş ve detaylı tasarım aşamasına geçilmiştir. Detaylı tasarım aşamasında, kavramsal tasarım aşamasında ortaya konulan ön ağırlık ve performans hedeflerine ulaşılması için gerekli boyutlandırma işlemi, tasarım hesaplamaları ve İHA literatüründen faydalanılarak gerçekleştirilmiştir. Boyutlandırma sistemi, kanat, kuyruk, gövde ve taşıma kabı başta olmak üzere tüm alt sistemlere ayrı ayrı ve birbirine ilişkileri gözetilerek uygulanmıştır. Bir sonraki aşama olan üretim aşamasının planlaması ve malzeme seçimleri yine bu aşamada gerçekleştirilecek, aşamalar arası bağı kuvvetlendirilmiştir. (Sadraey, 2008)

### 1.2. Üretim

Detaylı tasarım aşamasında boyutlandırılan alt sistemlerin üretilmesi ve montajı bu aşamada gerçekleştirilmiştir. Parçaların ilk örnek olarak üretilmesi ve üzerinde derhal yapısal testler gerçekleştirilmesi yöntemiyle Şekil 2'de gösterilen akış şeması ile sağlamalı bir şekilde ilerleyen üretim basamağı, parçaların en iyileştirilmesine imkân tanımış ve uçağın yapısal ağırlıklarının azaltılarak en önemli tasarım parametresi olan taşıma oranının yükselmesini sağlamıştır.



Şekil 2: Üretim Akış Şeması

### 1.3. Testler

Gerçekleştirilen testler, itki sistemi testleri ve uçuş testleri olarak iki ana başlık altında incelenebilir. İtki sistemi testleri, sistemin elemanları olan elektrik motoru, pervanesi, bataryası, elektronik hız kontrol devresi ve alıcısı arasındaki uyumun sağlanması ve en iyi performansın alınmasına yönelik gerçekleştirilen, sistem elemanlarının değiştirilerek testlerin tekrarlanması ile farklı konfigürasyonların denenmesi ile eniyilenmeye çalışıldığı testlerdir.

Bu testler sonucu elde edilen performans verileri, parça üreticisi firmaların kataloglarında sunduğu bilgilerin doğruluğunun sınanması açısından da oldukça değerlidir. Uçuş testleri ise, hava yoğunluğu, hava sıcaklığı, rüzgâr şiddeti ve nem miktarı başta olmak üzere çevre parametreleri bir form aracılığıyla kayıt altına alınarak ve yarışma uçuş parkuruna uygunluk gözetilerek yapılan uçuşları kapsar. Uçuş testleri sırasında derlenen veriler, yarışma günlerindeki hava tahminleriyle birleştirilerek en iyi uçuş zamanı gözetilmiş ve sonucunda elde edilen başarı ile uçuş testlerinin gerçekleştirilmesi ve verilerin derlenmesinin önemi ortaya tekrar ortaya konulmuştur.

## 2. TASARIM

### 2.1. Tasarım Gereksinimleri

Tasarımın ilk adımı olarak belirlenen, yarışma komitesi tarafından yayınlanan kurallar kılavuzunun incelenmesi ve yorumlanması sonucu ortaya çıkan tasarım gereklilikleri Tablo 1'de gösterilmiştir.

Tablo 1: Tasarım Gereksinimleri

<b>Elden Atış</b>
• Uçak mutlaka elden atılmalıdır.
<b>Uçuş Skorlarının Hesaplanması</b>
• Uçuş skorlarının hesaplanmasında en yüksek parametre taşıma oranına aittir. • Taşıma kabının hacmi ve montaj süresi de belli oranlarda etki etmektedir.
<b>Güvenilirlik</b>
• Yarışmaya katılan uçaktan, uçuş görevi sırasında parça düşmemelidir. • Uçak üzerinde yük olmadan da uçabilir halde olmalıdır. Yani yükler uçağın ağırlık merkezi dengelemesinde kullanılmamalıdır.
<b>Taşıma Çantası</b>
• Uçağın modüler yapıda olması için 6 inç çapında bir taşıma kabına sığdırılması gerekmektedir. • Kutunun boy uzunluğunun artması, puanı negatif yönde etkilemektedir.
<b>Yük Kutusu</b>
• Yük kutusunun hacmi, yarışma kurallarıyla, 1,5x1,5x5 inç olarak belirtilmiştir. • Yükler içine homojen bir şekilde yerleştirilmeli ve emniyet açısından yük kutusunun yanında gövdeye de bağlanmalıdır.

Tasarım gereklilikleri değerlendirildiğinde,

- Mümkün olan en yüksek taşıma oranının hedeflenmesi,
- Hacmi belli olan yük kutusu için en yüksek ağırlığın hangi maddeden yük plakaları üretilerek elde edilebileceğinin incelenmesi,
- Taşıma çantası hacminin düşük tutulması için modüler bir tasarım hedeflenmesi,
- Literatürdeki kargo uçaklarının ve kargo amaçlı insansız hava araçlarının güç ve kanat yoğunluklarının incelenmesi,
- Elden atış yöntemiyle kalkışın en iyi şekilde gerçekleştirilmesi için gerekliliklerin incelenmesi,
- Gövde üzerine iniş yapıldığında bir sorunla karşılaşmaması için gövde yapısal gerekliliklerinin incelenmesine,

karar verilmiştir.

Ağırlık ve performans öngörülere tasarımın başlangıcı için önemli bir adımdır. Öngörü, kelime anlamı olarak isabet derecesi kesin olmayan, tahmin anlamına gelir. Bu adımı adlandırmak için öngörü kelimesi bilinçli olarak seçilmiştir. Çünkü bu aşamada ortaya koyulan hedefler, her ne kadar

veriler ışığında ortaya koyulmuş da olsa, yaklaşık %20'lik bir yanılma payına sahip olabilir. Boyutlandırma analizleri, malzeme seçimleri, üretim yöntemleri, birleştirme yöntemleri gibi pek çok değişkenin olduğu düşünüldüğünde, bu hedeflerin; çalışmanın son çıktısına eşit olmasının imkânsızlığı özümsenebilecektir. Ancak bu hedefleri belirlemeden bir tasarıma başlamak da tasarımın oldukça spontane gelişecektir. (Sadraey, 2008)

Önceki yıllarda benzer kurallar ile düzenlenmiş SAE Aero Design yarışmalarında derece almış takımların sahip olduğu taşıma oranı ve toplam ağırlık verilerinin yayınlanması, ağırlık tahminlerinin gerçekçi bir şekilde yapılabilmesine olanak tanımıştır. Değerlendirmeler sonucu, taşıma oranı için %75 ve uçak kalkış ağırlığı 1,8 kilogram hedefleri belirlenmiştir.

## 2.2. Konsept Tasarım

Konsept tasarım aşamasında, uçak alt elemanlarının konfigürasyonları, farklı konfigürasyonların tasarım gereksinimlerine uygunluk bakımından değerlendirilmesi ile seçilmiştir. Bu çalışmanın gerçekleşmesi için, gereksinimlerin yarışma skoruna etkisi üzerinden değerlendirmesi yapılmış ve gereksinimlere farklı önem ağırlıkları tanımlanmıştır. Söz konusu ağırlıklar Şekil 3'deki gibidir.



Şekil 3: Tasarım Önem Ağırlıkları

Yöntemin izlenmesi sonucu:

- Ana Uçak Konfigürasyonu: Monoplane Monoplane uçak yapılandırması, güvenilirliği ve basitliği sebebiyle öne çıkmıştır.

- Kanat Konfigürasyonu: Üstten Monte, Dikdörtgen Kanat

Üstten kanat yapılması, gövde üzerine inişte kanatlar ile yer arasındaki mesafenin artışı ve yatış kararlılığı sağlaması sebebiyle, dikdörtgen kanat yapılandırması ise stall yani taşıma kaybı

başlangıcının kanat kökünde oluşması sebebiyle tercih edilmiştir.

- Kuyruk Konfigurasyonu: Konvansiyonel Kuyruk

Konvansiyonel kuyruk, basit yapısı sebebiyle çok düşük yapısal ağırlıklar ile imal edilebildiği ve yeterli kontrol hareketini küçük yüzey alanlarıyla sağlayabildiği için tercih edilmiştir.

- Gövde Yapısı: Karbon Boru Gövde

Karbon boru etrafına yerleştirilen elemanlar ile oluşturulan gövde, taşıma kabı boyutu dikkate alınarak tasarlanmıştır. 3 farklı çapta karbon boru kullanılarak üretilen teleskobik sistem ile 1 metrelik gövde, 35, 30 ve 35 santimetrelük birbirinin içine geçebilen 3 parça halinde üretilerek, taşıma kabında oldukça küçük bir hacme sığdırılmıştır.

- Yük Kompartmanı: Gövde Altı Pod

Gövde altı pod, hem üzerine inildiğinde pervane ile yer arasındaki boşluğu koruması, hem de gövdeye bağlı sistemleri darbeden koruması ile öne çıkan tercih olmuştur.

- İniş Takımı: Yok

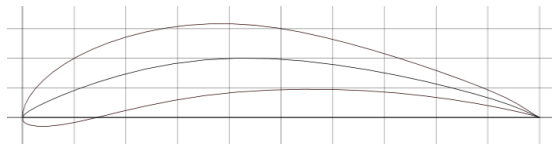
Yarışmada elden atış ile kalkışın tek seçenek ile sunulması ve çim zemine iniş yapılabilmesi, gövde üzerine iniş seçeneğini cazip kılmaktadır. Bu seçim ile iniş takımının getireceği ekstra yapısal ağırlık ve hava sürüklemesi elimine edilmiştir.

- İtici Sistemi: Tek, Çekici Motor

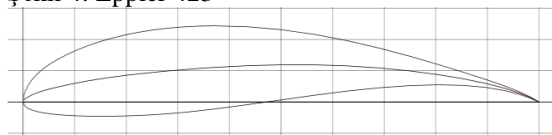
Batarya ağırlıkları gözetildiğinde tek bir motor kullanılmasının gerekliliği ortaya çıkmaktadır. İtici motorun uçağın arka kısmına koyulması, elden atışta atıcı için risk doğurmakta ve atış performansını düşürmektedir. Bu yüzden çekici motor yapılandırması tercih edilmiştir.

Konfigurasyon seçimlerinin belirlenmesinin ardından kanat profili belirlenmiştir.

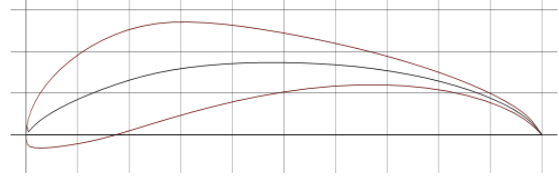
Kanat profilinin seçiminde incelenen en önemli parametre taşıma katsayısı olmuştur. Elden atış metoduyla kalkışın en önemli problemi olan, kanat üzerindeki akışın enerjilenme süresi göz önünde bulundurularak; düşük Reynold's sayılarında düzgün bir akış karakteristiği ortaya koyan profiller incelenmiştir. Düşük Reynold's sayılarında gerçekleştirilen rüzgâr tüneli verilerinin ışığında, Şekil 4- Eppler 423, Şekil 5 - FX 63-137 ve Şekil 6-S1223 profilleri incelenmiştir. (Broeren vd., 1995)



Şekil 4: Eppler 423

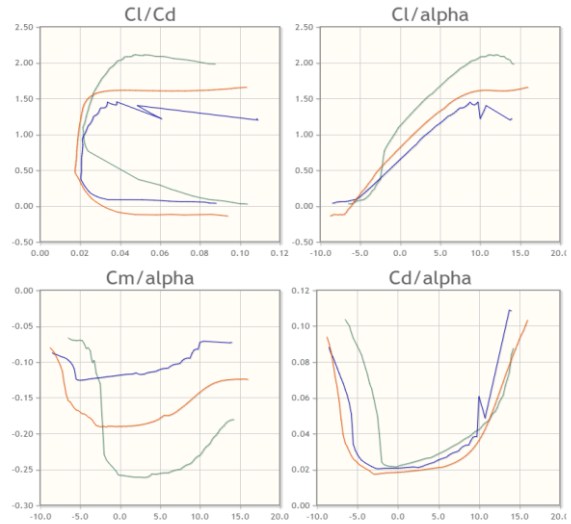


Şekil 5: FX 63-137



Şekil 6: S1223

Profillere ait taşıma ve sürüklenme katsayıları incelendiğinde, Şekil 6'da geometrisi verilen S1223 profilinin taşıma katsayısındaki üstünlüğü ortaya çıkmıştır. Şekil 7 de gösterilen 100.000 Reynolds sayısında kanat profillerinin performans grafikleri incelendiğinde değerlendirme sonucu, tasarım hedeflerinde belirlenen taşıma oranını, düşük bir kanat alanı ile elde etmek için en ideal kanat profilinin S1223 olduğuna karar verilmiştir.



Eppler 423 - S1223 - FX63-137

Şekil 7: Kanat Profil Parametreleri

### 2.3. Detaylı Tasarım

Detaylı tasarım aşamasına, boyutlandırma işlemi ile başlanmıştır.

#### 2.3.1. Kanatların boyutlandırılması

Kanatların boyutlandırılması için, uçağın ihtiyaç duyduğu taşıma kuvveti denklem (1) ile hesaplanmıştır. İhtiyaç duyulan taşıma kuvveti hesaplanırken, uçağın elden atış anında yapabileceği yatış hareketi göz önünde bulundurularak, 45 derecelik yatış açısına uygun bir yük faktörü hesaplara dâhil edilmiştir. Konsept tasarım öncesinde gerçekleştirilen ağırlık tahmini de kullanılarak, uçağın sahip olması gereken en düşük taşıma kuvveti miktarı hesaplanmıştır. (Brandt vd. 2004)

Uçağın silindirik bir taşıma çantası içerisine sığdırılacağı göz önünde bulundurularak, bir ön çizim yapılmış ve kanat veterininin en fazla 0,135 metre olabileceği görülmüştür.



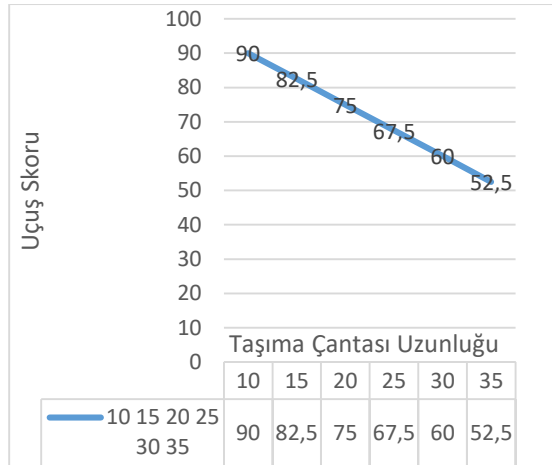
Şekil 8: Taşıma Çantası Yerleşimi

Yarışma alanında ölçülen hava yoğunluğu denkleme katılarak

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (1)$$

Taşıma denklemi (1) oluşturulmuş, denklemin kalan iki bilinmeyeni, kanat açıklığı ve taşıma katsayısı için bir değer elde edilmiştir. Tablo 2'deki grafikte gösterilen taşıma çantası uzunluğunun, uçuş skoruna etkisi ve seçilen S1223 kanat profilinin farklı hücum açılarındaki taşıma katsayıları birlikte değerlendirildiğinde, 1,2 metrelik toplam kanat uzunluğunun gerekli taşıma kuvvetini sağlayacağı görülmüştür. Kanat 0,3 metrelik 4 parça halinde tasarlanmıştır.

Tablo 2: Taşıma Çantası Boyunun Uçuş Skoruna Etkisi



### 2.3.2. İtki sistemi optimizasyonu

İtki sistemi uçağın ihtiyacı itki yoğunluğu gözetilerek belirlenmiştir. Literatürdeki mİHA'lar ve kargo uçakları için itki yoğunlukları incelenmiş ve %35 ile %40 arasındaki itki yoğunluklarının yeterli olacağı görülmüştür. (Sadraey, 2008)

Bir çeşit yelpazesi sağlamak için 3 farklı üreticiye ait 5 farklı motorun verimi Tablo 3'de gösterilen verilerden faydalanarak değerlendirmeye alınmıştır:

Tablo 3: Motor Verim Değerlendirmesi

Üretici	Motor Model	Ağırlık (lb.)	Limit Akım	T/W
OS Motors	OMA-2810	0,136	20 A	13,3
OS Motors	OMA-3805	0,172	25 A	12,5
Scorpion Motors	S-2212-960KV	0,134	18 A	11,1
Scorpion Motors	S-2208-1280KV	0,099	14 A	13,7
E-Max	BL-2215	0,141	18 A	11,7

Değerlendirme sonucu, İtki/Ağırlık oranı bakımından en yüksek verim Scorpion Motors'a ait S2208 motoruna aittir. Ancak söz konusu motor uçak için yeterli itki kuvvetini sağlayamadığı için OS Motors'a ait OMA-3805 motoru tercih edilmiştir.

### 2.3.3. Batarya kapasite optimizasyonu

Batarya kapasiteleri değerlendirilirken, yarışma kuralları uyarınca Lityum-Polimer piller incelenmiştir. 2 hücreli ve 3 hücreli piller OMA-3805 motoru ile test edilmiş, 2 hücreli pillerin voltajı yetersiz bulunmuştur. 3 hücreli bataryalar için;

- 800 mAh kapasiteli batarya ile 3 dakika 20 saniyelik uçuş süresi elde edilmiştir.
- 1300 mAh kapasiteli batarya ile 4 dakika 50 saniyelik uçuş süresi elde edilmiştir.

Yarışma uçuş parkuru dikkate alındığında, 800 mAh kapasiteli batarya ile sağlanabilen uçuş süresinin yeterli olduğu görülmüştür. Motor ve batarya konfigürasyonu kesinleştirildikten sonra, elektronik hız kontrol devresi ve pervane için farklı seçenekler ile statik itki testleri gerçekleştirilerek ana sistem oluşturulmuştur.

### 2.3.4. Boom uzunluğu optimizasyonu

Boom uzunluğu, kanadın oluşturduğu yunuslama momentinin kuyruk ile dengeleneceğini ve kuyruk yüzeylerinin alanı ile kuyruğun uçak ağırlık merkezine uzaklığı arasındaki ters orantı göz önünde bulundurularak, taşıma kutusunun limitlerinde tutulmuştur. 1 metrelik gövde, 35, 30 ve 35 santimetrelik 3 parça halinde teleskobik olarak tasarlanmıştır.

### 2.3.5. Kuyruk yüzeylerinin boyutlandırılması

Dikey ve yatay kuyruk yüzeyleri, uçağın kontrolünü ve kararlılığını sağlayan elemanlardır. Bu yüzeylerin verimli bir şekilde boyutlandırılması, kararlılığın ve kontrolün de daha kolay bir şekilde elde edilmesini sağlar.

Kuyruk yüzeylerinin profili için, düşük kalınlığa sahip simetrik NACA 0012 profili tercih edilmiştir. Kuyruk yüzeylerinin boyutlandırılmasında, Eşitlik 2 ve 3'de belirtilen kuyruk hacim katsayıları

kullanılmış ve bu katsayılar literatüre uygun olarak belirlenmiştir. (Raymer, 1992) (Sadraey, 2008)

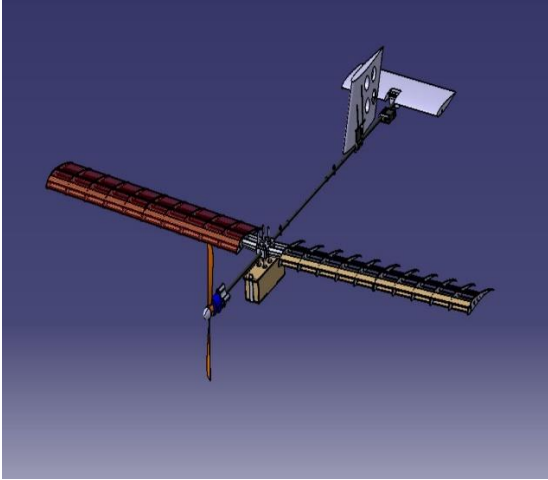
$$V_H = C_{HT} \cdot \frac{c_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{HT}} \quad (2)$$

$$V_V = C_{VT} \cdot \frac{b_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{VT}} \quad (3)$$

Kuyruk yüzeyinin Tablo 4'deki gibi boyutlandırılması ile birlikte, tüm boyutları bilinen uçağın tüm taslak çizimleri rahatlıkla tamamlanabilir.

Tablo 4: Kuyruk Yüzeyleri

Yüzey	Veter (ft.)	Açıklık (ft.)	Açıklık Oranı	Yüzey alanı (ft <sup>2</sup> )
Stabilator	0,262	0,984	3,750	0,258
Dikey Stabilize	0,393	0,410	1,04	0,161



Şekil 9: Taslak Çizim

Detaylı tasarım aşamasının boyutlandırma işlemi tamamlandıktan Şekil 9'da verilen taslak çizim ortaya koyulmuştur. Çizimin ortaya koyulmasından sonra detaylı tasarım gereksinimleri göz önünde bulundurularak Tablo 5'de gösterilen malzemelerin değerlendirme ve seçimi gerçekleştirilmiştir. Tasarım gereksinimlerine ek olarak, üretim sürecini hızlandırmak için, "üretim kolaylığı sağlamak" maddesi, hedefler arasına eklenmiştir. Üretim kolaylığı, yarışma takviminin yaklaşması sebebiyle bu süreçte birincil parametre olarak değerlendirilmiştir.

### 3. ÜRETİM VE YÖNTEM

Boyutlandırma ve malzeme seçimlerinin gerçekleştirildiği detaylı tasarım aşamasından sonra, uçak komponentlerinin üretimine geçilmiştir. Bu bölümde, uçak komponentleri ayrı ayrı ele alınacak, üretimi ve kullanılan yöntem değerlendirilecektir.

Tablo 5: Malzeme Seçimleri

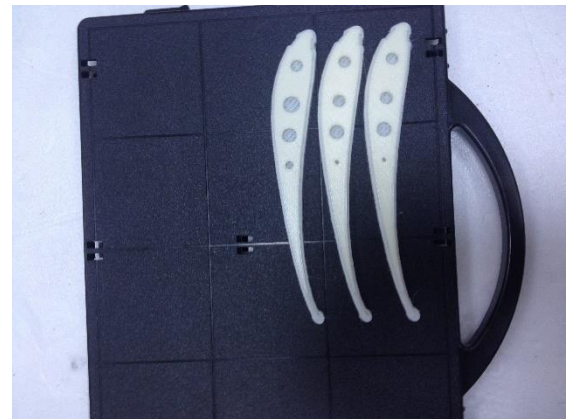
Parça	Materyal	Özellik	Üretim Yolu
Kanat Ribleri	ABS Polimer	Güvenilir, Üretim Kolaylığı, Ağır	3B Baskı
Gövde	Karbon Boru	Modüler, Sürüklenme Fazla	Hazır
Bağlantı Parçaları	ABS Polimer	Güvenilir, Üretim Kolaylığı, Ağır	3B Baskı
Kuyruk Yüzeyleri	Köpük Strafor	Hafif, Yekpare, Ağır	CNC Sıcak Tel

#### 3.1. Kanatların Üretimi

İHA sistemlerinin kanatları da tıpkı uçakların kanatları gibi birkaç farklı yapı unsurundan oluşur. Atlas mİHA için yapısal unsurların başlıcaları: kanat ribleri, kanat sparları, kanat destekleri ve kanat kaplamasıdır.

Kanat ribleri, kanadın profil şeklini veren, kaplamanın tutunmasını sağlayan, şekil ve destek elemanlarıdır. Riblerin herhangi bir yapısal dayanım sağlaması beklenmez. (Megson, 2013) Atlas mİHA sistemi için ribler, detaylı tasarım aşamasında seçim metodolojisi verilen kanat profili S1223'ü uygulayacak şekilde tasarlanmıştır.

Geleneksel olarak balsa ve huş gibi kontrplaklar kullanılarak oluşturulan kanat ribleri, S1223 profilinin firar kenarı inceliğinden dolayı bu malzemelerle oluşturulamamıştır. Bu durum üzerine, kanat ribleri ABS polimer malzemesi ile 3 Boyutlu Baskı yöntemi kullanılarak imal edilmiştir. (Şekil 10)



Şekil 10: 3B Baskı ile Üretilen Kanat Ribleri

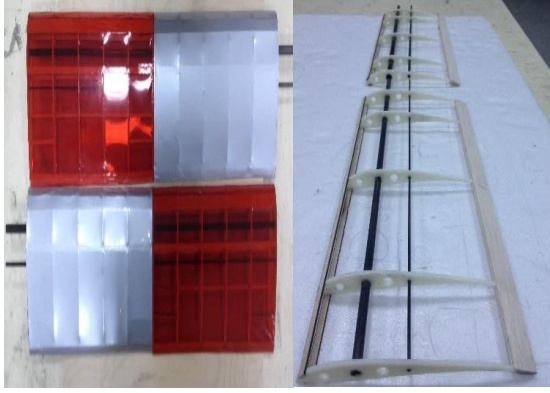
Kanadın temel yapı unsuru olan kanat sparları için İHA sistemlerinde yaygın olarak kullanılan, hazır

olarak alınmış farklı çaplarda karbon borulardan yararlanılmıştır.

Kanat kaplamasının kanat üzerine daha rahat yapışması ve profilin doğru olarak verilebilmesi için kullanılan kanat destekleri, hafif bir malzeme olduğu için balsa kontrplakların bilgisayar nümerik kontrollü lazer kesici ile kesilmesi ile imal edilmiştir. Atlas mİHA'nın kanat kaplamalarında ise, mikrolite adı verilen ultra hafif kaplama çeşidi tercih edilmiş, kaplamanın yapısal ağırlığa etkisi en aza indirilmiştir.

Titizlikle bir araya getirilen kanat parçalarının yapıştırma işlemlerinde epoksi temelli ve beş dakika işlem süreli yapıştırıcıların kullanılması ile kanadın montajı gerçekleştirilmiştir.

Sonuçta elde edilen Şekil 11'de gösterilen kanadın toplam ağırlığı 160 gram olarak ölçülmüştür.

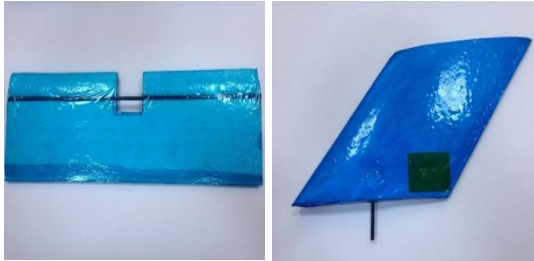


Şekil 11: Kanat Montajı

### 3.2. Kuyruk Yüzeylerinin Üretimi

Teleskobik olarak tasarlanan ana gövdeye bağlanabilen kuyruk yüzeyleri, hafif ve yekpare bir ürün sunan sıcak tel ile köpük kesim metodu ile imal edilmiştir.

Güç kaynağı vasıtasıyla elektrik verilen sıcak telin, önceden tanımlanan profil yolunu izleyerek köpük bloğun içerisinde dolaşması sonucu, kuyruk yüzeyleri elde edilmiştir. Servo motor ve tutucu yekeler yerlerine yerleştirildikten sonra yüzeyler kaplama kâğıdı ile kaplanarak Şekil 12'de gösterilen haline getirilmiştir.



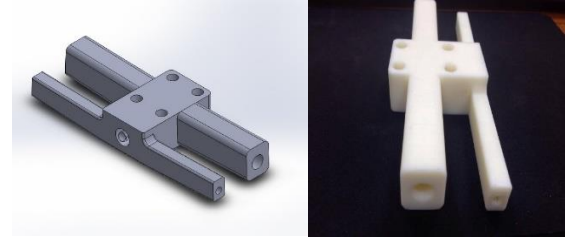
Şekil 12: Kuyruk Parçaları

### 3.3. Özel Bağlantı Parçaları

Modüler kanat ve kuyruk yapılarının gövde üzerine bağlanması için bazı özel tasarım bağlantı parçaları tasarlanmış ve üretilmiştir.

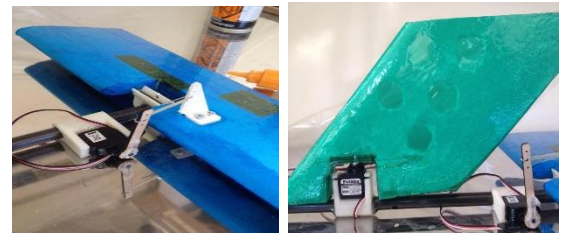
Şekil 13'de bilgisayar destekli teknik çizimi ve üretimi gösterilen kanat bağlantı parçası olarak tasarlanan ve 3B baskı yöntemiyle ABS Polimer malzemesi kullanılarak üretilen komponent ile

- Kanadın 3° pozitif dihedral açısı büyük bir kesinlik ile uygulanmıştır.
- Modüler kanat parçalarının ön ve arka sparları ile içine girebildiği bir dişi yapı oluşturularak kanat bütünlüğü sağlanmış, yapısal dayanım elde edilmiştir.
- Yarışma uçuş görevlerinde yük olarak taşınacak pirinç plakaların gövdeye sabitlenmesi sağlanmıştır.
- Kullanılan ABS malzeme ile polimer malzemelerin sahip olduğu enerji emebilme özelliği kanatları kazandırılmıştır. Bu özellik ile gövde üzerine yapılan inişler sırasında kanatlar yere çarpsa dahi darbe etkisinin azaltılması sağlanmıştır.



Şekil 13: Kanat Bağlantı Parçaları

Kuyruk bağlantı parçaları ise, tamamı hareketli kuyruk yüzeylerinin uçak gövdesine bağlanması ve bu yapılarla hareketi veren servo motorlar için yataklar oluşturulması için tasarlanmıştır. Şekil 14'te kuyruk üzerinde montajı yapılan bu parçalar bilgisayar destekli teknik tasarımı gerçekleştirildikten sonra kesinliğin ve üretim hızının artırılması için 3B baskı yöntemi ile ABS filaman kullanılarak üretilmiştir.

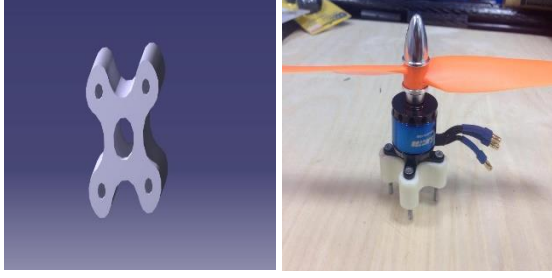


Şekil 14: Kuyruk Bağlantı Parçaları

Atlas mİHA platformunun motor mesneti ve öncesinde tasarlanan test mesneti de özel tasarım bağlantı parçalarıdır. Bu parçalar da bilgisayar destekli teknik tasarımı gerçekleştirildikten sonra kesinliğin ve üretim hızının artırılması için Şekil



15'te gösterilen motor mesneti gibi, 3B baskı yöntemi ile ABS filaman kullanılarak üretilmiştir.

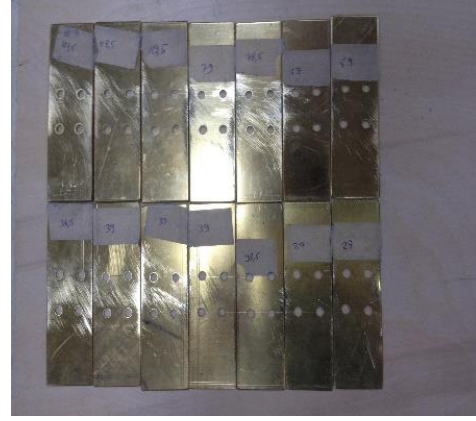


Şekil 15: Motor Bağlantı Parçaları

### 3.4. Yük Kutusu ve Yük Plakaları

Yarışma komitesi tarafından kesin olarak 5 inç, 1,5 inç, 1,5 inç belirlenen yük kutusu boyutları kullanılarak, bilgisayar nümerik kontrollü lazer kesim metoduyla kesilen balsa kontrplak parçalardan bir yük kutusu oluşturulmuştur.

Ön tanımlı yük kutusu içerisine sığabilecek yeterli ağırlık, pirinç bloklar kullanılarak ekonomik bir şekilde elde edilmiştir. Yük çeşitliliği sağlamak adına, 5mm, 4mm, 3mm ve 2mm'lik farklı kalınlıklarda pirinç plakalar spiral taşlama makinesi yardımıyla istenilen boyutlara getirilmiştir. Şekil 16'da görülebildiği gibi yük desteklerinin takılabileceği deliklerin de açılmasının ardından kullanıma hazır hale gelen yük blokları, uçuş testleri ve yarışma süresince sorunsuz biçimde kullanılmıştır.



Şekil 16: Yük Kutusu ve Yük Blokları

### 3.5. Taşıma Çantası

Yarışma komitesi tarafından çapı 6 inç olarak limitlenen ve geliştirilen modülerliği ön planda tutan tasarım yaklaşımı ile boyunu oldukça kısa tutulan taşıma çantası, bilgisayar destekli teknik çizim programı aracılığıyla tasarlanıp ve iç yerleşimi simüle edilmiştir. Yeterli iç hacmin sağlandığı ispat edildikten sonra, 3 eksenli CNC torna kullanılarak strafor köpükten bir kalıp oluşturulmuştur. Oluşturulan kalıp etrafına reçine kullanılarak karbon fiber elyaf uygulanmıştır. İşlem tamamlandıktan sonra reçinenin kurlenmesi süresince parçaya vakum uygulanmıştır. Bu işlem sonucunda ortaya çıkan taşıma çantası aksesuarları yerleştirildiğinde Şekil 17'deki görünümü almıştır.



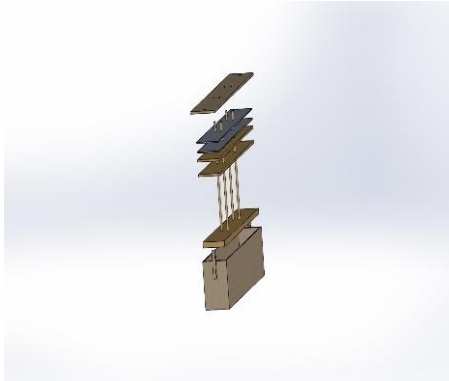
Şekil 17: Taşıma Çantası

## 4. TESTLER

Atlas mİHA sistemi üzerinde gerçekleştirilen testler, yapısal testler, itki sistem testleri ve uçuş testleri olarak üç farklı başlık altında incelenebilir.

Yapılan mekanik testler, kanat ve yük bloğu destekleri üzerinde gerçekleştirilmiştir.

Kanatlar uç noktalarından sabitlenerek ağırlık merkezine yük koyulmuş ve bu suretle yük altındaki burulma incelenmiştir. Şekil 18'de gerçekleştirilmesi gösterilen bu test ile kanadın farklı yük miktarlarında davranışı gözlemlenebilmiştir. 2,267 kilogram yük miktarı, kanatlar için kritik yük miktarı olarak belirlenmiştir.

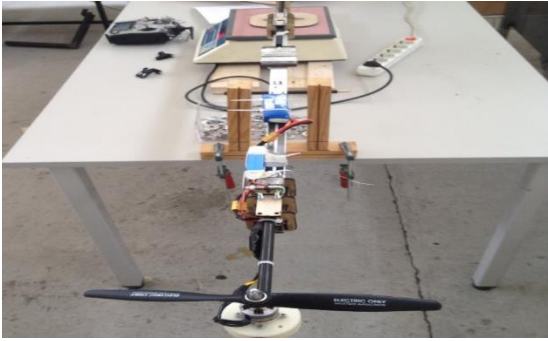




Şekil 18: Kanat Yükleme Testleri

Yük bloğu destek parçaları üzerinde yapılan inceleme ile bağlantı parçası olarak kullanılan 4 mm çaplı civata ve somun sistemi üzerinde çekme testi uygulanmıştır. Yapılan test sonucu, uçak yük kutusuna koyulacak ağırlık ile bağlantı parçalarının hiçbir şekilde zorlanmayacağı anlaşılmıştır.

İtki sistem testleri, Şekil 19’de incelenebileceği gibi bir kaldıraç şeklinde tasarlanan özel test bloğu üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu süreçte farklı komponent kombinasyonları ile gerçekleştirilen 82 test sonucu en yüksek itki performansı elde edilebilmiştir. Elden atış metodu ile kalkışın en büyük zorluğu olan enerjilenme sorunu en uygun itki kuvvetinin yakalanmasıyla en aza indirilmiştir.



Şekil 19: Statik Motor Testleri

Uçuş testleri, 2016 yılının ocak ayı içerisinde üretilen 2 prototip Atlas ve Mart ayında yarışma için üretilen 2 son ürün Atlas kullanılarak yarışmanın gerçekleştiği 22 Nisan tarihine kadar Türkiye ve ABD’de gerçekleştirilmiştir.

Türkiye’de gerçekleştirilen uçuş testlerinde, farklı yükler altında uçağın performansı gözlemlenmiş 1475 gramlık yük ile başarılı uçuşlar gerçekleştirilmiştir. Yapılan testler ile:

- Pilotun uçağın kontrolüne aşinalığı sağlanmıştır.
- Elden atışı gerçekleştiren atıcı, en yüksek performansla atış için denemeler yapmıştır.
- Dikey kuyruk yüzeyi bağlantı parçası, titreşimin azaltılması amacıyla değiştirilerek yeniden tasarlanmıştır.
- Dikey kuyruk yüzeyi üzerindeki akımın düşük hızlarda yaşadığı ayrılmayı geciktirmek amacıyla 45 derece ok açısı uygulanmıştır.

- Yapısal açıdan kuvvetli karbon pervaneler üzerine iniş yapıldığında pervanelerin kırılmayarak motor şaftına zarar verdiği gözlemlendi. Bu sorunun çözülebilmesi için daha hafif ve esnek bir pervane modeline geçiş yapılmıştır.
- Uçağın kurulum süresinin azaltılması için bağlantılar kolaylaştırılmıştır.

ABD’de gerçekleştirilen uçuş testleri ile:

- Yarışma alanına aşinalık sağlanmıştır.
- Saatlere bağlı olarak hava koşullarının değişimi incelendi, en uygun uçuş saatleri belirlendi.
- Rüzgâr karakteristiğine dair bilgiler edinildi.
- Yarışma alanının yüksek yoğunluğu sayesinde gündüz saatlerinde, Türkiye’de icra edilen uçuş testlerinden daha fazla yük taşınabileceği görülmüştür.

## 5. SONUÇLAR

Çalışma sonucu, boş ağırlığı 600 gram olup, 1,4 kilogram faydalı yük taşıma kapasitesine sahip, özel taşıma çantasında kolayca taşınabilen, yüksek modüler yapısı sayesinde üç dakika içerisinde montaj imkânı sunan, bir pist gereksizinden elden atılarak uçurulabilen, saha görevlerine uygun mikro sınıfı bir İHA olan Atlas ortaya çıkmıştır. (Şekil 20)



Şekil 20: ATLAS ve Taşıma Çantası

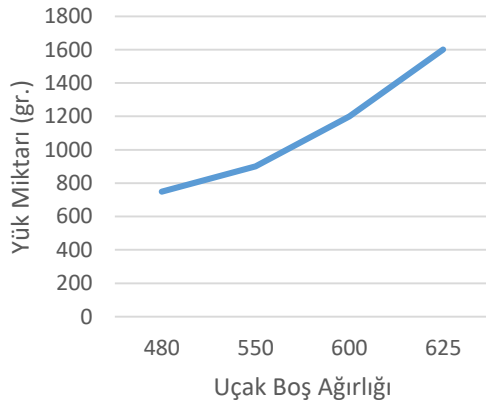
Atlas, 22-24 Nisan 2016 tarihlerinde SAE Aero Design West 2016 yarışmasında ülkemizi temsil eden tek Türk İHA’sı olmuş ve üç farklı kategoride ödül elde etmiştir. Bu kategori ve dereceleri:

- En Yüksek Taşıma Oranı kategorisinde 1.’lik.
- Taşınan En Yüksek Yük kategorisinde 2.’lik.
- Genel Klasmanda 3.’lüktür.

Yarışma kurallarının en doğru biçimde yorumlanması ve bu kurallar üzerine kurulan bir tasarım metodolojisinin bu tür tasarla, yap, uçur temalı yarışmalarda başarı sağlanması için ne denli önemli olduğu, çalışmanın ilerleyişi ve sonuçları ile ortaya konulmuştur.

Türkiye’de ve ABD’de gerçekleştirilen uçuş testleri sonucu elde edilen verilerin derlenmesi sonucu, 2 gün süren yarışmanın en rüzgârlı saati tespit edilebilmiş ve uçuş ağırlığı yine bu verilerle kararlaştırılmıştır. Bu tespit ve tecrübenin bir eseri olarak 23 Nisan sabahı saat 7’de yarışmadaki ilk uçuşlardan biri Atlas tarafından gerçekleştirilmiş ve taşınan 1600 gramlık yük ile en yüksek taşıma oranı başarısı elde edilmiştir. Bu sonuç, uçuş testlerine ait verilerin değerlendirilmesi ve etkin bir biçimde kullanılmasının önemini göstermektedir.

Uçağın ilk prototipinin üretilmesi ile başlayan ve yarışmaya hazırlık süresince gerçekleştirilen uçuş testlerinde, uçak üzerindeki yük miktarı artırılarak ilerlenmiştir.

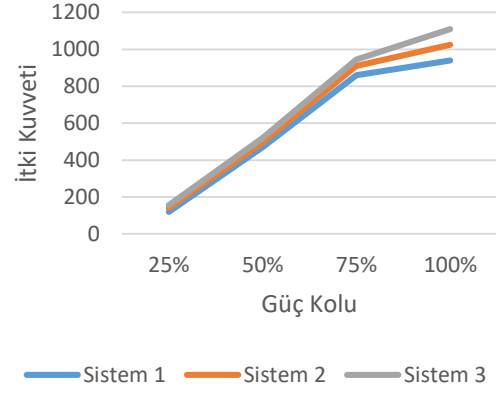


Şekil 21: Uçuş Testleri Yük Miktarları

Uçak boş ağırlığının artması, motor gücünün artırılması için gerçekleştirilen motor değişimi ve buna uygun kapasiteli bataryanın kullanımı sonucu meydana gelmiştir. Şekil 21’de gözlemlenebilen bu süreçte uçak yapısal ağırlıkları azaltılarak uçak boş ağırlığının artışı kontrol altında tutulmuştur. Üretilen itkinin artması sonucu uçağın elden atılması kolaylaşmış, hızının artması sonucu da taşıyabileceği en yüksek faydalı yük miktarı artmıştır.

Motor testleri gerçekleştirilirken, üretici firmanın önerdiği “en iyi” konfigürasyonun yanı sıra farklı konfigürasyonlar eldeki uygun komponentlerin kullanımı ile bir araya getirilerek uygulanmıştır. Bu testler sonucu, üretici firma önerilerinin en iyi performansı işaret etmediği, farklı konfigürasyon testleri ile daha iyi seçeneklerin oluşturulabileceği ortaya çıkmıştır.

Şekil 22’de gösterilen üreticinin önerdiği sistem olan “Sistem 1”in pervane ve elektronik hız kontrol devresi komponentlerinin değiştirilmesi ile Sistem 2 ve Sistem 3 oluşturulmuştur. Sistem 2 ve Sistem 3, üzerinde gerçekleştirilen testler sonucu, elde edilen itki performanslarının önerilen sistem olan “Sistem 1”den daha yüksek olduğu görülmüştür.



Şekil 22: Motor Testleri

Çalışmada tasarım ve üretimi anlatılan 3B baskı yöntemi ile üretilen ABS polimer kanat ribi ve bağlantı parçalarının, klasik malzeme ve üretim yöntemlerine olan üstünlüğü çalışmanın sonuçlarından biridir.

Akrilonitril bütadien stiren veya kısaltılmış ismi ile ABS, (kimyasal formülü  $(C_8H_8 \cdot C_4H_6 \cdot C_3H_3N)_x$ ) kalıp yolu ile üretilen ürünlerde çok yaygın olarak kullanılan hafif ve sert bir polimerdir. Komşu zincirlerden nitril grupları, kutupsal olarak diğer zincirleri çekip bağlayarak, saf polistirenden daha dayanıklı olan, ABS oluşturular. Stiren plastiğe parlaklık ve iyi yüzey verir. Bütadien, kauçuk özelliklerini, düşük sıcaklıkta esnek olabilmeyi sağlamaktadır.

ABS polimerler bu özellikler ile geleneksel kanat ve kuyruk üretim malzemeleri olarak kullanılan balsa ve huş kontrplaklara üstünlük sağlamaktadır. ABS polimer malzemesinden üretilen kanat ribleri, balsa ve huş kanat riblerine kıyasla çok daha fazla darbe enerjisi emebilmektedir. Gövde üzerine inişler sırasında oluşabilecek kanat çarpmalarında darbe enerjisini emen ribler, kırılmayarak kanat bütünlüğünü ve şeklini korumaktadır.

Çalışma ülkemizde yaygınlaşmakta olan tasarla, yap, uçur temalı yarışmaların organizatörlerine ve bu yarışmalara katılım gösterecek ekiplere yol göstermekte, uluslararası arenada edinilen deneyimlerin paylaşılmasını sağlamaktadır. Ayrıca mikro İHA konusunda çalışacak ekiplere gerçekleştirdikleri araştırmaları bilimsel yayınlara dönüştürme yolunda örnek teşkil etmektedir.

#### KAYNAKLAR

- Aksit, M.F, Çetinsoy, E., Dikyar, S., Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., ve Unel, M. 2012, “Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV”
- Alvarado O. “2016 SAE Aero Design 2016 Rules Document” s. 36-40
- Austin R. 2010, Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, s. 66-68

- Brandt S. A., Bertin J. J., Stiles R. J., Whitford R. 2004, Introduction To Aeronautics: A Design Perspective, Second Edition, AIAA, s. 124-128
- Broeren A. P., P. Giguere, J. J. Guglielmo, M. S. Selig 1995, Summary of Low-Speed Airfoil Data, Volume 1, Soartech Publications, s. 183-189
- Ekaterinaris J. A., Kontogiannis S. G., 2013, “Design, performance evaluation and optimization of a UAV”
- Fenelon, M.A.A., ve Furukawa, T. 2010, “Design of an active flapping wing mechanism and a micro aerial vehicle using a rotary actuator”, Mechanism and Machine Theory 45, s. 137–146
- Goraj, Z., Frydrychiewicz, A. ve Winiecki, J. 1999, “Design concept of a high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle”, Aircraft Design 2, s.19-44
- Megson T.H.G. 2013, Aircraft Structures for Engineering Students (Fifth Edition), s. 687-698
- Raymer D.P. 1992, Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA, s. 3-9
- Sadraey M. 2008, Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, Wiley, s. 113-145