

ATLAS-SAHA VE ARAZİ GÖREVLERİNE YÖNELİK, MODÜLER VE YÜKSEK FAYDALI YÜK ORANLI MİKRO SINIFI BİR İHA TASARIMI, ÜRETİMİ VE TESTLERİEmre ÖZBEK¹, Seyhun DURMUŞ² ve T. Hikmet KARAKOÇ⁴Yasin ŞÖHRET³

Anadolu Üniversitesi, Eskişehir

Süleyman Demirel Üniversitesi, Isparta

ÖZET

Bu çalışmada saha ve arazi görevlerine yönelik, modüler ve yüksek faydalı yük oranlı mikro sınıfı elektrik motorlu bir İHA 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 yapabilen 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. Üretim sonrasında insansız hava aracının kanat yükleme testleri, yapısal ve yardımcı elemanların çekme testleri, gövdenin darbe analizi ve kapsamlı uçuş testleri gerçekleştirilerek performans parametreleri belirlenmiş ve tasarım sürecinde yapılan yapısal analizler ve akış analizleri ile bu test sonuçları doğrulanmıştır. Bu çalışma; ülkemizde yaygınlaşmakta olan tasarla-yap-uçur temalı yarışmaların organizatörlerine ve bu yarışmalara katılım gösterecek ekiplere yol göstermeyi, uluslararası arenada edinilen deneyimin paylaşılmasını ve bu çalışmalarını yapacak olan ekiplere gerçekleştirdikleri araştırmaları bilimsel yayınlara dönüştürme yolunda örnek olmayı da amaçlamaktadır. Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesinde faaliyet gösteren; Anatolia Aero Design ekibi tarafından, tasarımı, üretimi ve uçuş performans testleri gerçekleştirilen Atlas, SAE Aero Design West 2016 yarışmasında ülkemizi temsil eden tek Türk İHA'sı idi.

GİRİŞ

Amerika Birleşik Devletleri'nde faaliyet gösteren SAE International (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) olan ATLAS, bu yıl 30.'su düzenlenen SAE Aero Design West 2016 yarışması gereksinimlerine 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 kavramlar tanımlanmalıdır.

¹Öğrenci, Uçak Gövde Motor Bakım ABD., E-posta: emreozbek@anadolu.edu.tr

²Uçak Müh., Sivil Havacılık Araştırma ve Uygulama Merkezi, E-posta: seyhundurmus@anadolu.edu.tr

³Öğr. Gör., Keçiörlü MYO., E-posta: yasinsohret@sdu.edu.tr

⁴Prof Dr. Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü, E-posta: hkarakoc@anadolu.edu.tr

Mikro Sınıfı İnsansız Hava Aracı ve Gereksinimleri

İnsansız hava aracı sistemleri, üzerinde veya içerisinde insan bulundurmeyen hava araçları olarak tanımlanabilirler. İHA'lar zorlu doğa koşulları altında hiçbir personelin hayatı riske edilmeden

görevlerini yerine getirebilme 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 ark. (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 temel gereksinimleri, modülerite, düşük sistem ağırlığı, yüksek taşıma oranı, kumanda kontrolü, göreve yönelik basit sistemler barındırma olarak özetlenebilir. Goraj ve ark. (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 tasarımının temel gereksinimleri modülerite, düşük sistem ağırlığı, yüksek taşıma oranı şeklindedir. Modülerite, 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 getirilebilmeli, şeklinde özetlenebilir. Düşük sistem ağırlığı, mİHA'nın kolaylıkla taşınabilmesi, güvenle elden atılabilmesi ve yine güvenle gövde üzerine veya paraşüt yardımı ile inebilmesi için gereklidir. 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 geliştirmişleridir. 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. Yani daha az sayıda görev gerçekleştirilebilir. 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.

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 metot 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 iyi bir 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.

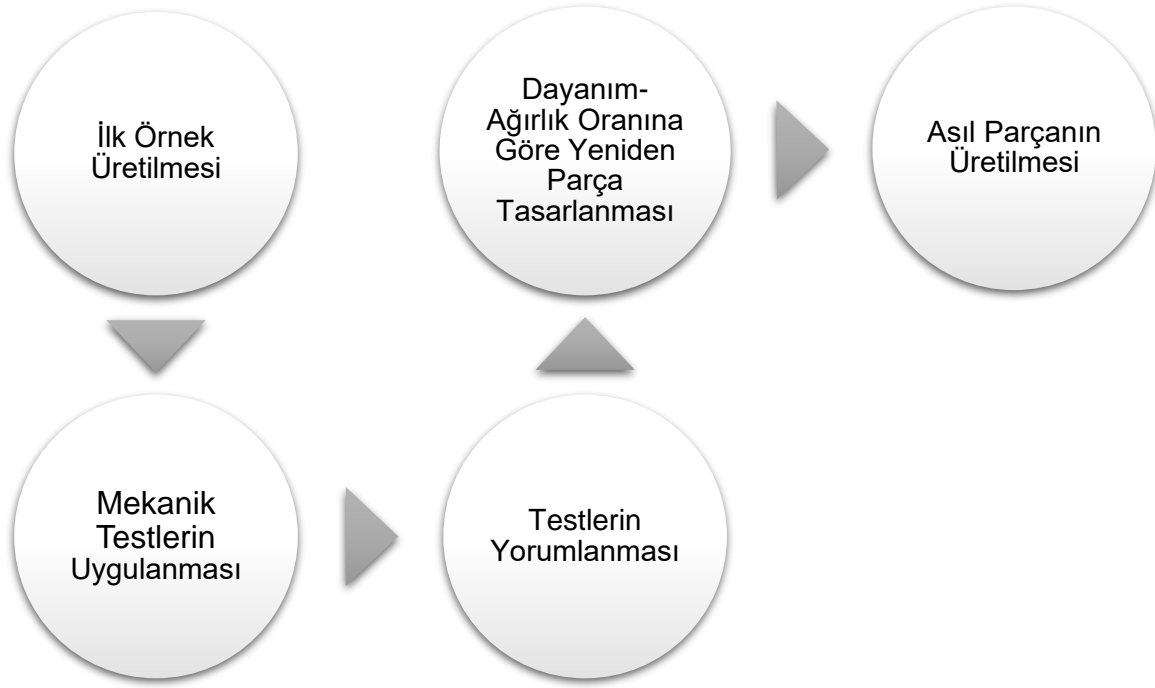
Kavramsal tasarım aşamasında, tasarım öncelikleri doğrultusunda uçağın konfigürasyon seçimleri gerçekleştirilmiş, ön ağırlık ve performans hedefleri belirlenmiş ve detaylı tasarım aşamasına geçilmiştir. Detaylı tasarım aşamasında, kavramsal tasarım aşamasında ortaya konulan ön ağırlık ve performans hedeflerine 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 planlanması ve malzeme seçimleri yine bu aşamada gerçekleştirilecek, aşamalar arası bağı kuvvetlendirilmiştir [Sadraey, 2008].



Şekil 1: Tasarım Aşamaları

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 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

Testler

Yapısal testler haricinde 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.

TASARIM

Tasarım Gereksinimleri

Tasarımın ilk adımı olarak belirlenen, yarışma komitesi tarafından yayınlanan kurallar kılavuzunun incelenmesi ve yorumlanması sonucu, aşağıdaki şekilde açıklanan tasarım gereksinimleri koyulmuştur.

Elden Atış
•Uçak mutlaka elden atılmalıdır.
Uçuş Skorlarının Hesaplanması
•Uçuş skorlarının hesaplanmasında en yüksek parametre taşıma oranına aittir. •Taşıma kabının hacmi ve montaj süresi de belli oranlarda etki etmektedir.
Güvenilirlik
•Yarışmaya katılan uçaktan, uçuş görevi sırasında parça düşmemelidir. •Uçak üzerinde yük olmadan da uçabilir halde olmalıdır. Yani yükler uçağın ağırlık merkezi dengelemesinde kullanılmamalıdır.
Taşıma Çantası
•Uçağın modüler yapıda olması için 6 inç çapında bir taşıma kabına sığdırılabilmesi gerekmektedir. • Kutunun boy uzunluğunun artması, puanı negatif yönde etkilemektedir.
Yük Kutusu
•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.

Şekil 3: Tasarım İsterleri

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 ve
- Gövde üzerine iniş yapıldığında bir sorunla karşılaşılması için gövde yapısal gerekliliklerinin incelenmesine karar verilmiştir.

Ağırlık ve performans öngörülerini 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 özümselebilir. Ancak bu hedefleri belirlemeden bir tasarıma başlamak da tasarımın oldukça spontane gelişeceğine delalettir [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 için 1,8 kilogram hedefleri belirlenmiştir.

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 aşağıdaki gibidir.

Çizelge 1: Tasarım Önem Ağırlık Yüzdeleri

Tasarım Parametresi	Önem Yüzdesi (%)
Yüksek Taşıma Kuvveti	35
Düşük Boş Ağırlık	25
Modülerite ve Üretilirlik	25
Sistem Güvenilirliği	10

Tasarım önem ağırlık yüzdeleri yönteminin 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 Konfigürasyonu: 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 santimetrelik birbirinin içine geçebilen 3 parça halinde üretilerek, taşıma kabında oldukça küçük bir hacme sığdırılmıştır.

- Yük Kompartımanı: 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

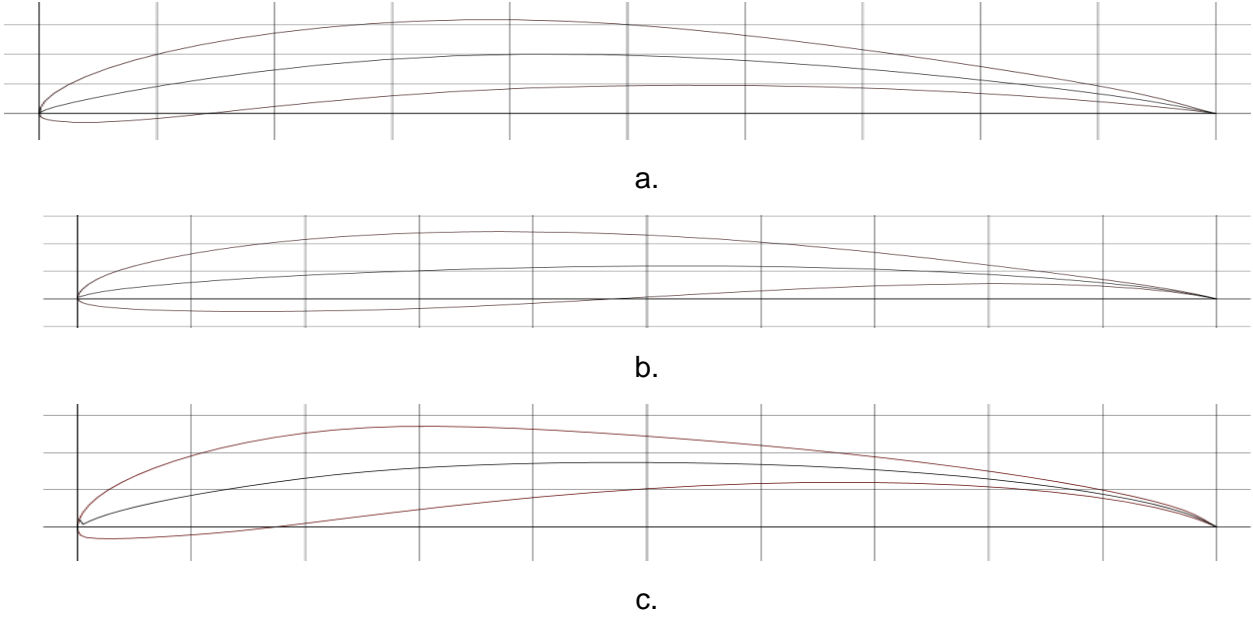
Yarışmada elden atış ile kalkışın tek seçenek ile sunulması ve çim zemine iniş yapılabilmesi, gövde üzerine iniş seçeneğini cazip kılmaktadır. Bu seçim ile iniş takımının getireceği ekstra yapısal ağırlık ve hava sürüklemesi elimine edilmiştir.

- 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.

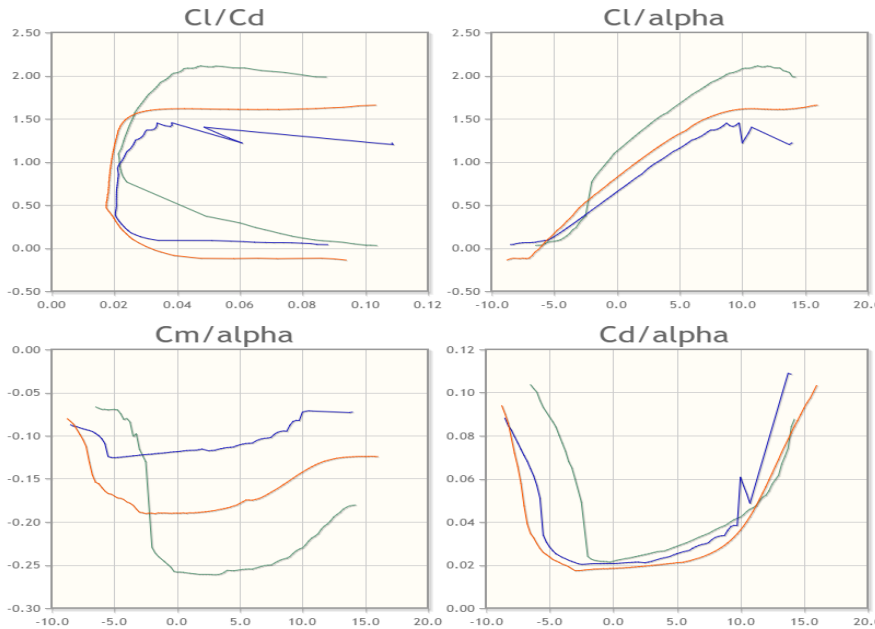
Konfigürasyon seçimlerinin belirlenmesinin ardından kanat profili belirlenmiştir.

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 Broeren ve ark. (1995) aldıkları ölçümler ışığında, Eppler 423, FX 63-137 ve S1223 profilleri incelenmiştir.



Şekil 4: Kanat Profil Seçimi, a-Eppler 423 b-FX 63-137 c-S1223.

Profillere ait taşıma ve sürüklenme katsayıları incelendiğinde, S1223 profilinin taşıma katsayısındaki üstünlüğü ortaya çıkmıştır. 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 5: 100.000 Reynolds Sayılarında Kanat Profil Parametreleri

Alt sistemlerin konfigürasyon seçimleri tamamlandıktan sonra, detaylı tasarım aşamasına geçilmiştir.

Detay Tasarım

Detaylı tasarım aşamasına, boyutlandırma işlemi ile başlanılmıştır.

Kanatların Boyutlandırılması: Kanatların boyutlandırılması için, uçağın ihtiyaç duyduğu taşıma kuvveti 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 veterinin en fazla 0,135 metre olabileceği görülmüştür.



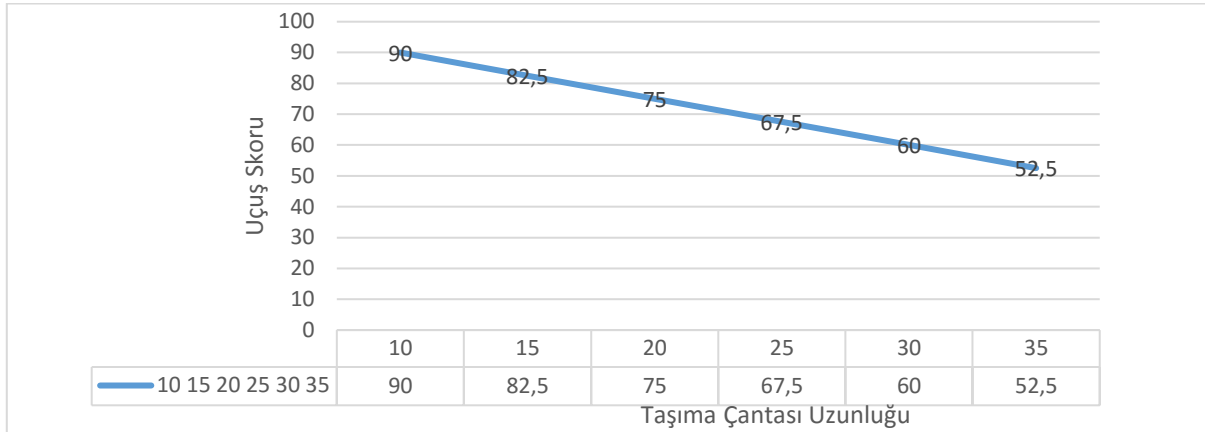
Şekil 6: Taşıma Çantası Yerleşimi

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 oluşturulmuş, denklemin kalan iki bilinmeyeni, kanat açıklığı ve taşıma katsayısı için bir değer elde edilmiştir. 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.

Çizelge 2: Taşıma Çantası Boyunun Uçuş Skoruna Etkisi



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 değerlendirmeye alınmıştır:

Çizelge 3: Motor Verim Değerlendirmesi

Üretici:	Motor Modeli:	Ağırlık(lb.):	Akım Limiti:	İtki/Ağırlık:
OS Motors	OMA-2810	0.136	20 Amper	13.3
OS Motors	OMA-3805	0.172	25 Amper	12.5
Scorpion Motors	S-2212-960KV	0.134	18 Amper	11.1
Scorpion Motors	S-2208-1280KV	0.099	14 Amper	13.7
E-Max	BL-2215	0.141	18 Amper	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.

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.

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 santimetrik 3 parça halinde teleskobik olarak tasarlanmıştır.

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.

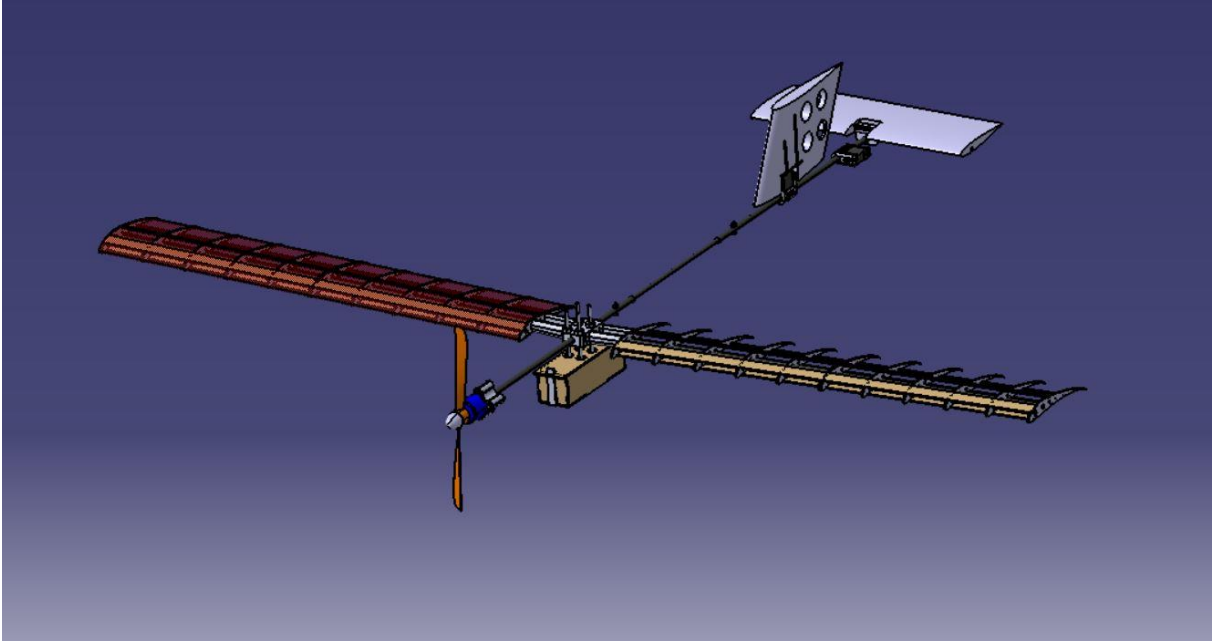
Kuyruk yüzeylerinin profili için, düşük kalınlığa sahip simetrik NACA 0012 profili tercih edilmiştir. Kuyruk yüzeylerinin boyutlandırılmasında, belirli kuyruk hacim katsayıları kullanılmış ve bu katsayılar literatüre uygun olarak belirlenmiştir [Raymer, 1992 ve Sadraey, 2008].

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

Kuyruk yüzeyinin boyutlandırılması ile birlikte, tüm boyutları bilinen uçağın tüm taslak çizimleri rahatlıkla tamamlanabilir.

Çizelge 4: Kuyruk Yüzeyleri

Yüzey	Veter (ft.)	Açıklık (ft.)	Açıklık Oranı	Yüzey alanı(ft^2)
Stabilator:	0.26246	0.98425	3.75009	0.25832
Dikey Stabilize:	0.39370	0.41010	1.04	0.16145



Şekil 6: Taslak Çizim

Detaylı tasarım aşamasının boyutlandırma işlemi tamamlandıktan sonra tasarım gereksinimleri göz önünde bulundurularak malzeme değerlendirme ve seçimi gerçekleştirildi. Tasarım gereksinimlerine ek olarak, üretim sürecini hızlandırmak için, “üretim kolaylığı sağlamak” maddesi, hedefler arasına eklendi. Üretim kolaylığı, yarışma takviminin yaklaşması sebebiyle bu süreçte birincil parametre olarak değerlendirildi.

Çizelge 5: Malzeme Seçimleri

Parça	Kullanılan Materyal	Alternatif	Avantaj	Dezavantaj	Üretim Metodu
Kanat Ribleri	ABS Polimer	Balsa, Huş	Güvenilir, Üretim Kolaylığı	Ağır	3B Baskı
Gövde	Karbon Boru	Balsa, Köpük	Modüler	Sürüklenme Fazla	Hazır
Bağlantı Parçaları	ABS Polimer	Huş, Balsa	Güvenilir, Üretim Kolaylığı	Ağır	3B Baskı
Kuyruk Yüzeyleri	Köpük Strafor	Balsa	Hafif, Yekpare	Ağır	CNC Sıcak Tel

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.

Kanatların Üretimi

İHA sistemlerinin kanatları da tıpkı uçakların kanatları gibi birkaç farklı yapı unsurundan oluşur. Atlas mİHA için unsurların başlıcaları: kanat ribleri, kanat sparları, kanat destekleri ve kanat kaplaması olmak üzere 4 tanedir.

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 tasarlandı.

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 7: 3B Baskı ile Üretilen Kanat Ribleri

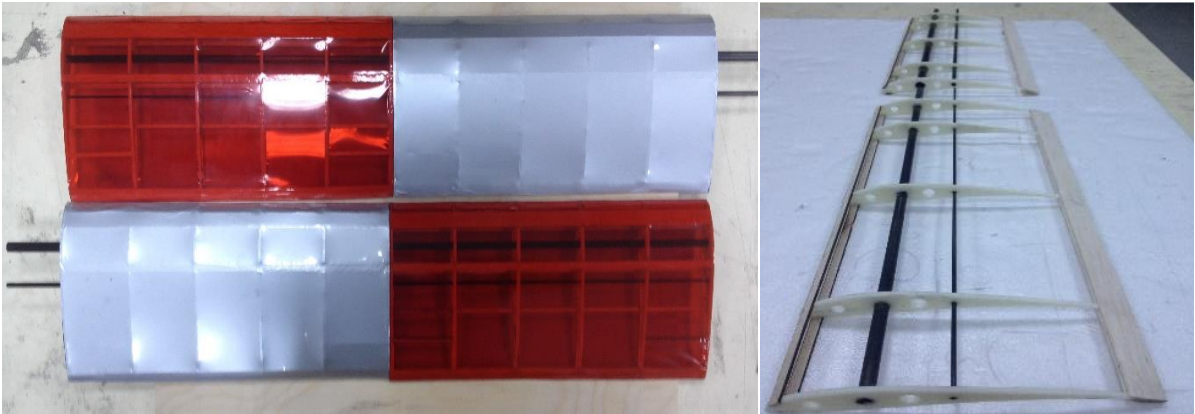
Kanadın temel yapı unsuru olan kanat sparları için İHA sistemlerinde yaygın olarak kullanılan, hazır olarak alınmış farklı çaplarda karbon borulardan yararlanılmıştır.

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 gerçekleştirildi.

Sonuçta elde edilen kanadın toplam ağırlığı 160 gram olarak ölçülmüştür.

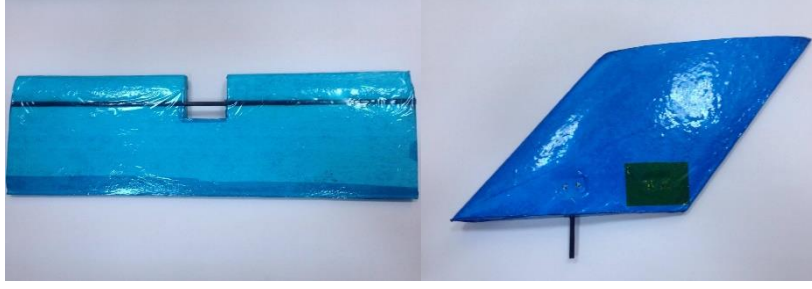


Şekil 8: Kanat Montajı

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 kaplanmıştır.



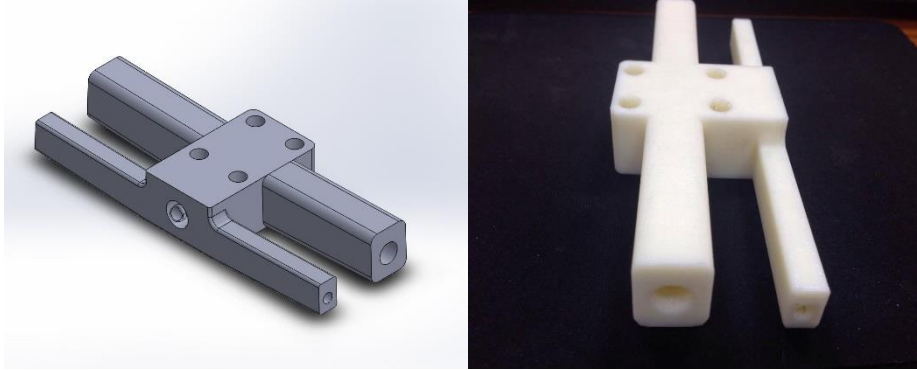
Şekil 9: Kuyruk Parçaları

Özgün Tasarım Bağlantı Parçaları

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

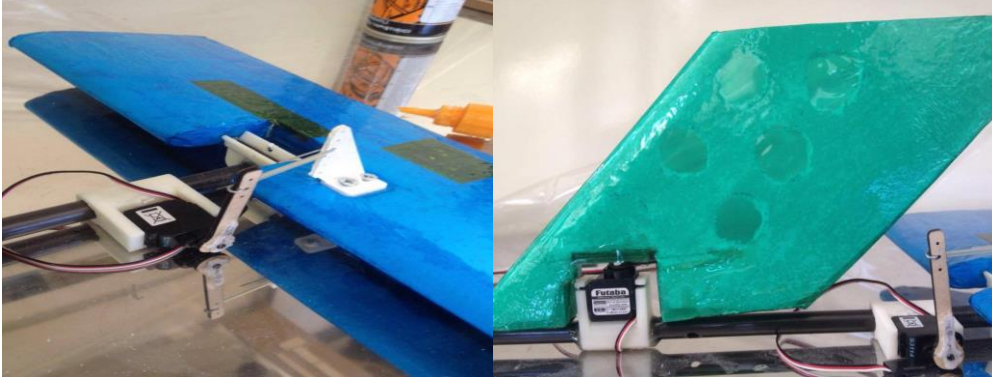
Kanat bağlantı parçası olarak tasarlanan, 3B baskı yöntemiyle ABS Polimer malzemesi kullanılarak üretilen komponent ile

- Kanadın 3° pozitif burulma 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 kanatlara kazandırılmıştır. Bu özellik ile gövde üzerine yapılan inişler sırasında kanatlar yere çarpsa dahi darbe etkisinin azaltılması sağlanmıştır.



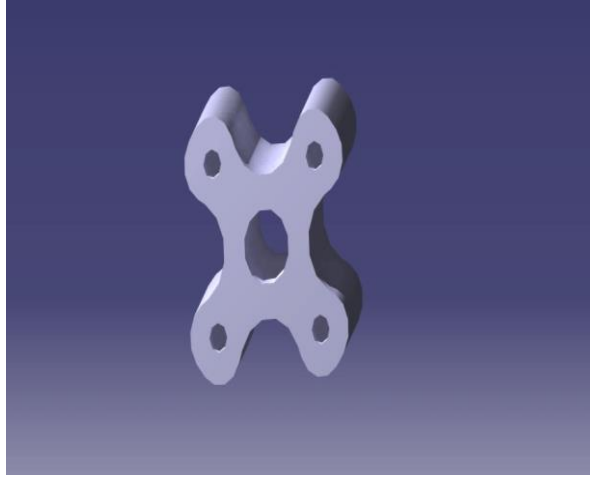
Şekil 10: Kanat Bağlantı Parçaları

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



Şekil 11: 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 3B baskı yöntemi ile ABS filaman kullanılarak üretilmiştir.

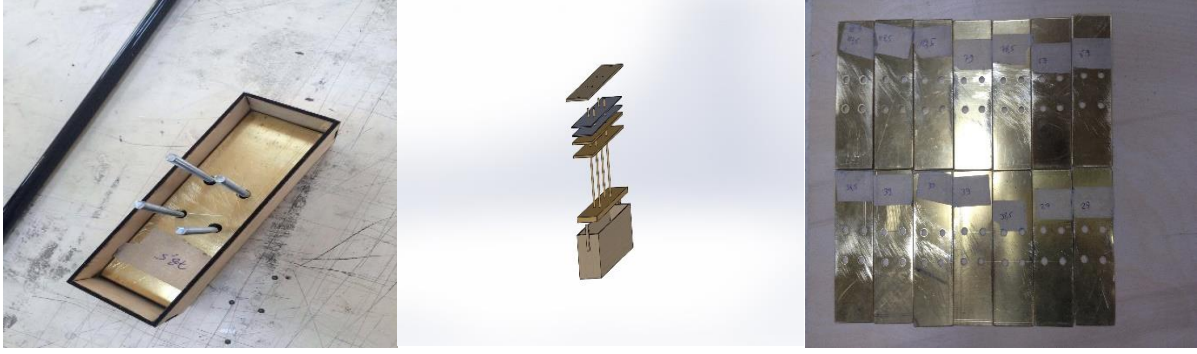


Şekil 12: Motor Bağlantı Parçaları

Yük Kutusu ve Yük Plakaları

Yarışma komitesi tarafından kesin olarak 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 edildi. Yük çeşitliliği sağlamak adına 5mm, 4mm, 3mm ve 2mm'lik farklı kalınlıklarda pirinç plakalar spiral taşlama makinesi yardımıyla istenilen boyutlara getirildi. Yük desteklerinin takılabileceği deliklerin de açılmasının ardından kullanıma hazır hale gelen yük blokları, uçuş testleri ve yarışma süresince sorunsuz biçimde kullanıldı.



Şekil 13: Yük Kutusu ve Yük Blokları

Taşıma Çantası

Yarışma komitesi tarafından çapı limitlenen ve geliştirdiğimiz modülerliği ön planda tutan tasarım yaklaşımı ile boyunu oldukça kısa tuttuğumuz taşıma çantası, bilgisayar destekli teknik çizim programı aracılığıyla tasarlandı ve iç yerleşimi simüle edildi. Yeterli iç hacmin sağlandığı ispat edildikten sonra, 3 eksenli CNC torna kullanılarak strafor köpükten bir kalıp oluşturuldu. Oluşturulan kalıp etrafına reçine kullanılarak karbon fiber elyaf uygulaması gerçekleştirildi. İşlem tamamlandıktan sonra reçinenin kürlenmesi süresince parçaya vakum uygulandı.



Şekil 14: Taşıma Çantası

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.

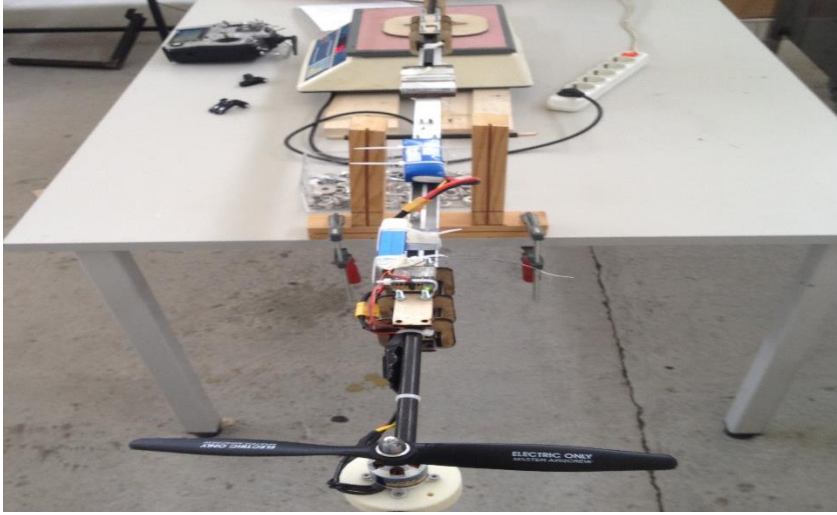
Kanatlar uç noktalarından sabitlenerek ağırlık merkezine yük koyulmuş ve bu suretle yük altındaki burulma incelenmiştir. Bu test ile kanadın farklı yük miktarlarında davranışı gözlemlenebilmiştir. 2,267 kilogram yük miktarı, kanatlar için kritik yük miktarı olarak belirlenmiştir.



Şekil 15: Kanat Yükleme Testleri

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

İtke sistem testleri, bir kaldıraç şeklinde tasarlanan özel test bloğu üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu süreçte farklı komponent kombinasyonları ile gerçekleştirilen 82 farklı testlerin sonucunda en yüksek itke performansı elde edilebilmiştir. Elden atış metodu ile kalkışın en büyük zorluğu olan enerjilenme sorunu en uygun itke kuvvetinin yakalanmasıyla en aza indirilmiştir.



Şekil 16: 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'de 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 pervanenin kırılmayarak motor şaftına zarar verdiği gözlemlendi. Bu sorunun çözülebilmesi için daha hafif ve esnek bir pervane modeline geçiş yapıldı.
- Uçağın kurulum süresinin azaltılması için bağlantılar kolaylaştırıldı.

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.

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 gerekmesizin elden atılarak uçurulabilen, saha görevlerine uygun mikro sınıfı bir İHA olan Atlas ortaya çıkmıştır.



Şekil 17: ATLAS mİHA 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 dereceler:

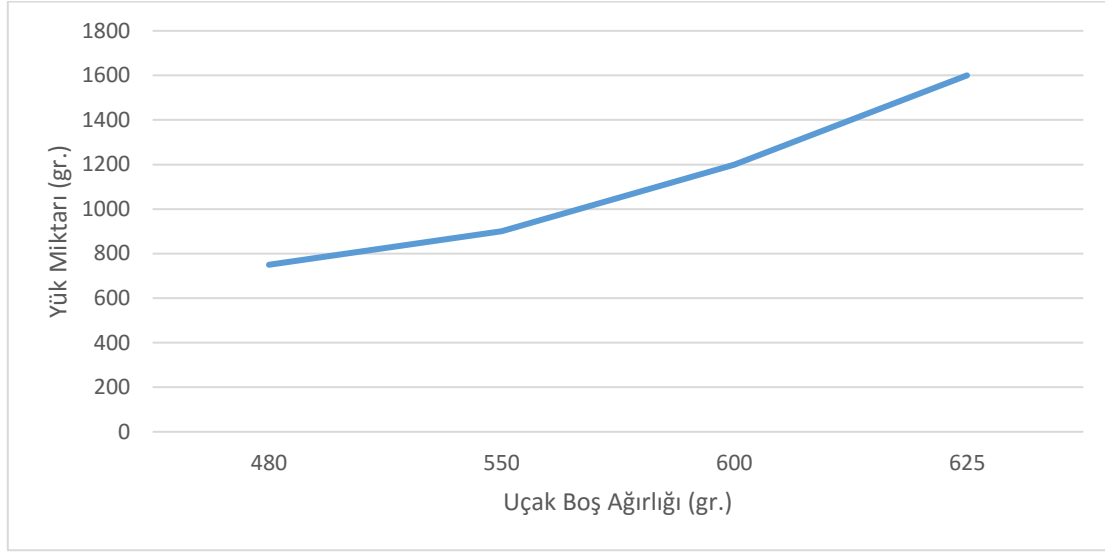
- En Yüksek Taşıma Oranı kategorisinde 1.'lik.
- Taşınan En Yüksek Yük kategorisinde 2.'lik.
- Genel Klasmanda 3.'lüktür.

Yarışma kurallarının en doğru biçimde yorumlanması ve bu kurallar üzerine kurulan bir tasarım metodolojisinin bu tür tasarla, yap, uçuş 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 2016 sabahı saat 7'de yarışmadaki ilk uçuşlardan biri Atlas tarafından gerçekleştirilmiş ve taşınan 1600 gramlık yük ile en yüksek taşıma oranı başarıyla 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 arttırılarak ilerlenmiştir.

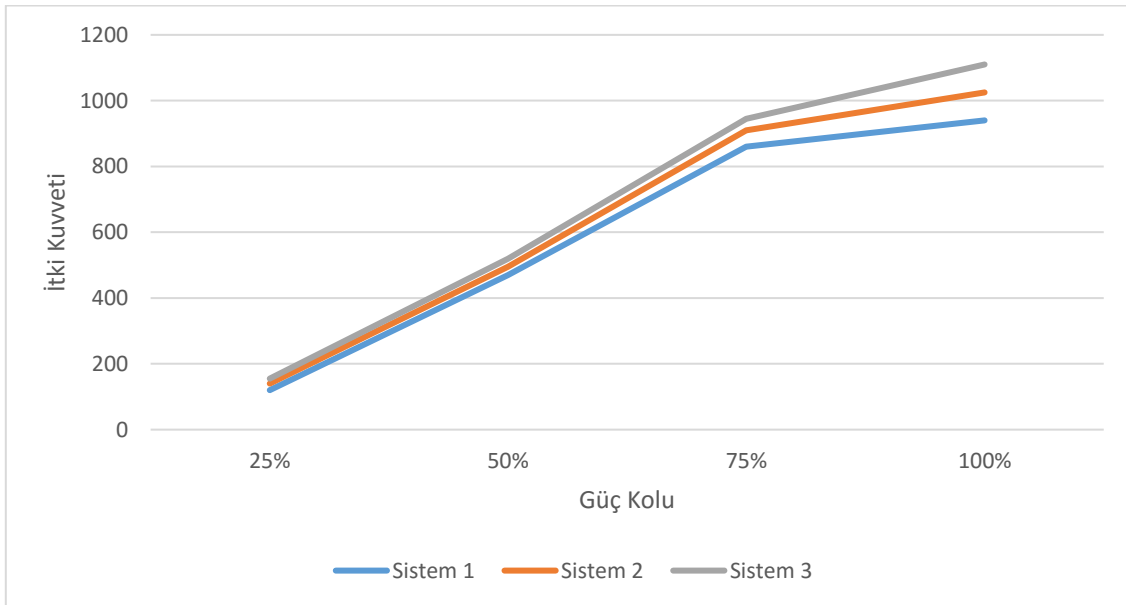
Çizelge 6: Uçuş Testleri Yük Miktarları



Uçak boş ağırlığının artması, motor gücünün artırılması için gerçekleştirilen motor değişimi ve buna uygun kapasiteli bataryanın kullanımı sonucu meydana gelmiştir. 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.

Çizelge 7: Motor Testleri



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.

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. Borular, otomotiv parçaları, koruyucu kasklar ve oyuncaklar (örneğin: Lego) kullanım alanlarında birkaçıdır. Bu malzeme polibütadien içinde stiren ve akrilonitrilin polimerizasyonu ile elde edilen bir kopolimerdir. İçerdiği madde oranları 15% - 35% arası akrilonitril, 5% - 30% arası butadien ve 40% - 60% arası stiren olarak değişiklik gösterebilir. Sonuç olarak, Poli(stiren ve akrilonitrilin) kısa zincirleri ile polibütadienin uzun zincirlerinin çapraz bağlanmasıdır. 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 sağlar. 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

- Alvarado O., 2016, *SAE Aero Design 2016 Rules Documents*.
- 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.
- Çetinsoy, E., Dikyar, S., Hançer, C., Oner, K. T., Sirimoglu, E., Unel, M., & Aksit, M. F. (2012). Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV. *Mechatronics*, 22(6), 723-745.
- 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.
- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 339-350.
- 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.