

# SÜHAD

SÜRDÜRÜLEBİLİR HAVACILIK ARASTIRMALARI DERGİSİ

Cilt 1, Sayı 2, 2016



# Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi

Cilt 1, Sayı 2, 2016

Yayıncı Web Sitesi: <http://www.sares.org>

e-mail: [info@sares.org](mailto:info@sares.org)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0108](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0108)

ISSN (Online): 2548 - 0464



Elektronik ortamda yayınlanacak olan dergimiz, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneğinin (SARES) bir yayımıdır. SÜHAD, kar amacı gütmeyen bilimsel bir dergidir. SÜHAD, sürdürülebilir havacılık konusunda Türkiye’de bir farkındalık yaratmak, bilimsel çalışmaların, etik kurallarını dikkate alarak bilim, sanayi ve kamunun paylaşımına sunmayı amaçlamaktadır. SÜHAD, yılda iki sayı yayınlanacak olup, kısa sürede ulusal indekslerde taranan bir dergi olması hedeflenmektedir. Derginin yayın dili Türkçe’dir. Dergiye yollanan yazılar hakemleme işlemine alındıktan sonra, olumlu görüş alınan yazılar yayınlanacaktır.

## Dergi Konuları

- Sürdürülebilir Havacılık ve Uzay Araçları
  - Sürdürülebilir uçak, helikopter, füze, fırlatma ve uydular tasarımı, teknolojik değişim, yenilik, araştırma ve geliştirme
  - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
  - Yeşil uçaklar
  - Yeşil havayolları
  - Yeşil havaalanları
  - Yeşil motor
  - Yeşil havacılık araçları
  - Elektrikli Uçaklar
    - Daha Elektrikli Uçaklar (More Electric Aircraft)
    - Tümü Elektrikli Uçaklar (All Electric Aircraft)
  - Yenilenebilir enerji kaynakları;
    - Alternatif / yeşil havacılık yakıtları
    - Enerji geri kazanım sistemleri, alternatif / yenilenebilir / temiz enerji teknolojileri
    - Yaşam döngüsü tasarımı ve yaşam döngüsü değerlendirmesi; maliyet verimliliği; atık / geri dönüşüm
    - Emisyon / gürültü / radyasyon, küresel ısınma / iklim değişikliği: Çevre etkileri ve ölçüm teknikleri
    - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
  - Uçaklarda Klima ve soğutma uygulamaları
    - Hava meydanlarında iklimlendirme ve optimizasyon
    - Alternatif soğutucu akışkan uygulamaları
  - Enerji, ekserji, performans analizi, uçuş mekaniği ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği
    - Enerji analizleri
    - Ekserji analizleri
    - Performans analizi
    - Uçuş mekaniği
    - Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
  - Havacılık araçları için motor tahrik teknolojileri
  - Yanma teknolojileri

- Yanma ve optimizasyon
- Yanma kararsızlıkları
- Yenilikçi yanma teknolojileri
- Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
- Aviyonik ve oto kontrolü
  - Aviyonik
  - Otomatik Kontrol
- Uzay araç malzemeleri, ölçüm teknikleri ve sensörler
- Tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uzay araç stratejik planlama, hükümet mevzuat, politika yapma
- Havacılık yönetimi, filo planlama / çizelgeleme; hava trafik yönetimi; Gelecekteki hava taşımacılığı
- Havaalanı tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uçak bakım, onarım ve revizyon; uçuşa elverişlilik, güvenilirlik / güvenlik

## **Dergi Yazı Girişleri**

Dergimize yazı girişleri <http://www.suhad.org/> internet sitesi üzerinden olup, site içerisinde bulunan dergi yazım kılavuzuna uygun şekilde gönderilmesi gerekmektedir.



## **Baş Editör**

Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ – Anadolu Üniversitesi

## **Yardımcı Editör**

Öğr. Gör. Dr. Yasin ŞÖHRET – Süleyman Demirel Üniversitesi

## **Editörler Kurulu**

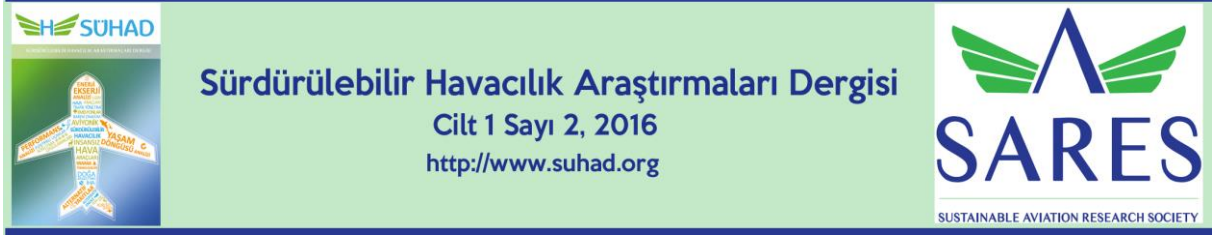
Prof. Dr. İbrahim Sinan AKMANDOR – Pars Makina  
Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU – Atılım Üniversitesi  
Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ – Anadolu Üniversitesi  
Doç. Dr. Can Özgür ÇOLPAN – Dokuz Eylül Üniversitesi  
Prof. Dr. Yalçın GÖĞÜŞ – Ortadoğu Teknik Üniversitesi (E)  
Prof. Dr. Cengiz HACIZADE – İstanbul Teknik Üniversitesi  
Prof. Dr. Arif HEPBAŞLI – Yaşar Üniversitesi  
Prof. Dr. Beycan İBRAHİMOĞLU – Giresun Üniversitesi  
Prof. Dr. Birol KILKIŞ – Başkent Üniversitesi  
Doç. Dr. Dilek Funda KURTULUŞ – Ortadoğu Teknik Üniversitesi  
Prof. Dr. Rafiq MEHDİYEV – Gebze Teknik Üniversitesi  
Prof. Dr. M. Barış ÖZERDEM – İzmir Ekonomi Üniversitesi  
Prof. Dr. Yavuz YAMAN – Ortadoğu Teknik Üniversitesi  
Prof. Dr. Nadir YILMAZ – Howard University

## **Yazı İşleri**

Evren Yılmaz YAKIN – Eskişehir Osmangazi Üniversitesi  
Semih DABAN – Anadolu Üniversitesi







## KONUK EDİTÖR YAZISI

İsmail Hakkı Tuncer

Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Ankara

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0109](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0109)

Değerli Okurlar,

“Sürdürülebilir Havacılık” havacılığın çevresel etkileri ve kaynakların verimli kullanımı göz önüne alındığında günümüzde oldukça önem kazanan bir dalı olmuştur. Havacılık malzemelerinin üretiminin sürdürülebilirliği, havacılıkta kullanılan yakıtların sürdürülebilirliği ve sürdürülebilir havacılık yönetimi, bu yeni bilim dalının önemli konularıdır.

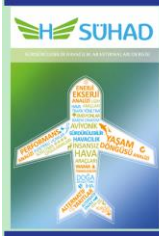
Bu alanda Türkiye'nin tek yayını olan Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi (SÜHAD)'nin ikinci sayısı 28-30 Eylül'de düzenlenen VI. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK)'ın ardından UHUK özel sayısı olarak hazırlandı.

Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı ilk kez 2006 yılında ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünün öncülüğünde düzenlenmiştir. Daha sonra Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı sırasıyla iki yılda bir olmak üzere İTÜ'nün ev sahipliğinde İstanbul'da, Anadolu Üniversitesi bünyesinde Eskişehir'de, Hava Harp Okulu tarafından İstanbul'da, Erciyes Üniversitesi'nin ev sahipliğinde Kayseri'de düzenlenmiştir. Konferansımız son olarak Kocaeli Üniversitesi ev sahipliğinde gerçekleştirilmiştir. Araştırmacı, akademisyen ve sektör temsilcilerinin katılımıyla gerçekleşen konferansta uygulamalı ve hesaplamalı aerodinamik, aeroelastik analiz ve tasarım, hava-uzay yapıları, hava-uzay malzemeleri, hava-uzay itki sistemleri, uçuş dinamiği ve kontrolü, uçak tasarımı, uçak performansı, hava aracı bakımı ve onarımı, hava trafik yönetimi, hava ulaştırma işletmeciliği konularında 110'un üzerinde bildiri sunulmuştur.

Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi'nin ikinci özel sayısında VI. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı'ndan seçilmiş beş makaleye yer verilmiştir.

Bu makalelerin havacılık alanında çalışmalar yapan araştırmacılara yararlı olmasını dilerim.

Saygılarımla.



## ALÇAK İRTİFA UYDULAR İÇİN OTONOM ÇARPIŞMA ANALİZİ VE MANEVRA ÖNERİ SİSTEMİ

Raşit ABAY<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Üniversiteler, Eskişehir Yolu No:1, 06800 Çankaya/Ankara, [rasitabay84@gmail.com](mailto:rasitabay84@gmail.com)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0110](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0110)

### ÖZET

Her geçen gün bir çok yeni ülkenin uzaya uydu gönderme becerisi kazanmasıyla beraber özellikle de alçak irtifa uyduların yörüngelerindeki çarpışma riski artmaktadır. Uzay'da aktif uydular, roket parçaları ve pasif uydular, görevine devam edemediği için kontrol edilmeyen uydular, bulunmaktadır. Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri tüm bu cisimleri tanımlar, takip eder ve kataloglar. Bu işlemleri gerçekleştirirken SGP4 isimli analitik yörünge tahmin metodu ve dünya üzerinde farklı konumlarda bulunan optik teleskop ve radarlar aracılığıyla yapar. Aynı zamanda uzay ortamı farkındalığı için tüm aktif uydular için çarpışma analizi yapar ve daha önce tanımladığı kriterlere göre ilgili uydu sahiplerini çarpışma anıyla ilgili detayları göndermek suretiyle ikaz eder. Fakat, manevra kararı ve sorumluluğu tamamen uydu sahibindedir. Bu çalışma, yapılan ikaz metninde yer alan bilgileri kullanarak optimum manevra parametrelerini hesaplamayı amaçlar. Böylelikle verilen manevra kararı uyduyu muhtemel çarpışma alanından çıkarır ve bunu gerçekleştirirken mevcut kaynakların kullanımını minize eder ve görevin devamlılığına katkıda bulunur. SGP4 yörünge tahmin metodu ile diferansiyel doğrulama metodu ile aktif uydu çarpışma anından manevra kararı verilecek zamana geriye doğru yörünge ötelenir. Hesaplanan başlangıç noktasından itibaren hız vektöründe değişiklik yapılarak tekrar çarpışma anına ileri ötelenir ve çarpışma olasılığında yaratılan değişim gözlenir. Bu çalışma yer istasyonlarında görev alan uydu operatörleri için otonom optimum manevra tavsiyeleri yapılabilir. Bunun yanında uydu sahipleri kendi uydularının hassas verilerini de kullanıp bu uygulamanın doğruluğunu arttırabilir.

**Anahtar Kelimeler:** Yörünge Mekanikliği; Alçak İrtifa Uydular; Çarpışmadan Kaçınma; SGP4 ve TLE; Sayısal Optimizasyon

### AUTONOMOUS COLLISION AVOIDANCE ANALYSIS AND OPTIMAL MANEUVER CALCULATION SYSTEM FOR LEO SATELLITES

#### ABSTRACT

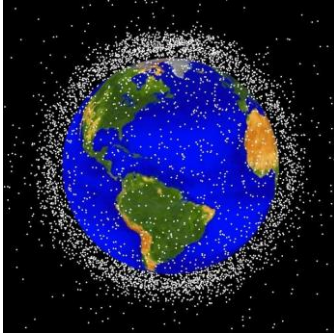
Collision risk is increasing at Low-Earth Orbit (LEO) altitude for satellites as many new countries can build and launch satellites in orbit. There are active satellites, spent rocket stages and dead satellites in space. US Air Force (USAF) detects, tracks and catalogs these space objects. USAF uses radars and optical telescopes located at different locations on Earth and an analytical orbit determination method called Simplified General Perturbations (SGP4). Moreover, USAF calculates collision probabilities for all active satellites and warns satellite operators using predefined criteria for the sake of Space Situational Awareness (SSA). However, maneuver decision and responsibility belong to the satellite owners. In this paper, a method for calculating optimal maneuver direction, magnitude and time is investigated using the data within Conjunction Summary Message (CSM) published by USAF. Optimal maneuver decision not only avoids the collision by minimizing collision probability but also minimizes the fuel requirement. Because the smallest velocity requirement for the collision avoidance is calculated, the satellite operations will be minimally interrupted. Method is initiated by propagating the orbit of maneuverable satellite from close approach time to maneuver time. Optimal maneuver direction for velocity vector is calculated by defining the problem as a constraint optimization problem and the orbit is propagated to close approach time with the new velocity vector. The probability of collision is calculated for many different maneuver times and magnitudes is calculated and stored for analysis. Satellite controllers can use the method to calculate optimal maneuver for a given collision warning. In addition, satellite owners can use their precise orbit data to increase the accuracy of the method.

**Keywords:** Orbital Mechanics; LEO Satellites; Collision Avoidance; SGP4 and TLE; Numerical Optimization



## 1. GİRİŞ

Uzay'da iki cisim birbirlerinden iki kilometre uzaklıkta olduklarında çarpışma riski altında olduklarına kanaat getirilir. Bu mesafe uyduların yakın geçiş zamanı, her iki uydunun yörüngedeki en yakın oldukları noktaya ait zaman, için endişe vericidir. İridium 33 ve Cosmos 2251 uydularının 2009 yılında çarpışması milyon dolarlık İridium uyudusunun yok olmasına ve çarpışmanın sonucu olarak çok yüksek hızlı 1000 adet uzay çöpünü de ardında bırakmıştır (NASA 2009). Çarpışma sonrası oluşan yeni parçalar daha uzay'da gerçekleşecek çarpışma olasılığını arttırır. Uzay'daki tüm cisimler aktif uydu, roket parçaları veyahut görevini tamamlamış pasif uydular olsalarda mutlaka takip edilmelidir. Sayıları 21,000 'ne varan 10 cm çapından büyük tüm uzay cisimleri dünya'da yer alan birçok optik teleskop ve radarla takip edilir, tespit edilir ve kataloglanır. Alçak irtifa uyduların dağılımını Şekil 1 üzerinde gösterilmiştir (NASA 2016).



Şekil 1: Alçak İrtifa Uydular

Uzay farkındalığına en büyük katkıyı Amerikan Uzay Operasyonları Merkezi (JSpOC), dünya üzerinde farklı bölgelerde bulunan optik teleskop ve radarlardan oluşan Uzay İzleme Ağı (SSN) aracılığıyla uzaydaki cisimlerin tespit, takip, kataloglanması ve tanımlanması faaliyetlerini gerçekleştirerek yapar. Elde ettikleri veriyi gelecekte gerçekleşebilecek muhtemel çarpışmaları tespit etmek için de kullanırlar. Bu işleme çarpışma analizi denir. Her iki cismin dinamik durumunda bir belirsizlik söz konusudur. Cisimlerin yörüngesindeki belirsizlik nedeniyle çarpışma hesaplamaları oldukça kompleks hale gelir ve her iki cismin de belirsizlikleri hesaplamalar yapılırken birleştirilir. Aktif uydular dışındaki tüm cisimlerin yörüngelerindeki belirsizlik daha çoktur. Aktif uyduların GPS çözümleri gibi ekstra veriler sayesinde yörüngeleri daha hassas hesaplanabilir. Fakat, diğer cisimlerin yörüngeleri için radarlar ve optik teleskoplar kullanılır. Sayıları artan uzay çöplüğü takip işlemini zorlaştırmaktadır. Uydular için başarılı bir çarpışma manevrası yapılabilmesi doğrudan çarpışması muhtemel cisimlerin yörüngelerinin ne kadar doğru bilindiğine bağlıdır.

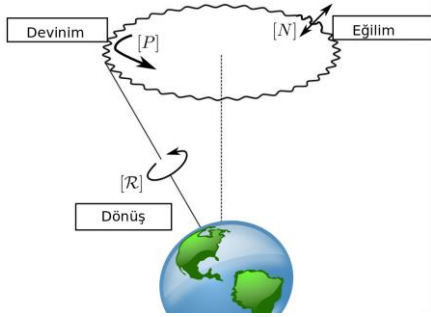
JSpOC muhtemel çarpışmayı tespit ettiğinde uydu sahiplerine çarpışma mesaj özeti (CSM) gönderir. CSM 'ler günlük olarak hazırlanır ve çarpışmadan 7 gün öncesine kadar uydu sahipleri bilgilendirilir. CSM içerisinde raporun oluşturulma tarihi, çarpışmanın tahmini zamanı, çarpışma zamanında uyduların pozisyon ve hız vektörleri ve bunlara bağlı kovaryans matrisleri ve aralarındaki görece mesafe bulunur (JSpOC 2016). Uydu sahipleri bu bilgileri kullanarak çarpışma olasılığını hesaplayabilirler. Önceki araştırmalar gösteriyor ki 'den daha küçük olasılıklar manevra yapmayı gereksiz kılıyor (Klinkrad ve diğ. 2006). Fakat daha büyük değerler için ise kaçınma manevrası planlamak gerekiyor.

Her ne kadar birçok aktif uydunun manevra kabiliyeti olsa da, bu manevralar uydunun görevini negatif yönde etkileyebilir. Uydunun yapacağı bir manevra icra ettiği görev için önemli olan hassas ayarlarını bozabileceği gibi, uydunun kısıtlı yakıtının da bitmesine yol açar. Hatta manevranın istenildiği gibi olmaması sonucu uydunun kaybedilmesi gibi uç örnekler de manevra kararının verilmesinde etkilidir. Bu nedenlerden dolayı, CSM bilgilerinden faydalanarak hem yakıt tüketimini minimize edecek hem de çarpışma olasılığını en aza indirecek bir metot geliştirilmesi önemlidir. Bu metot uydu sahiplerinin üçüncü parti hizmet sağlayıcılarına olan ihtiyaçlarını ortadan kaldıracaktır. Deneve muhtemel çarpışma alanını minimize etmek için SGP4 ve TLE kullanarak bir metodoloji geliştirmiştir. Bir çarpışma senaryosunu ele almış ve uyduları birer nokta olarak ele almıştır. Tüm uydular için genel bir optimum manevra metodu geliştirmeye çalışmışlardır. Bunun yanında koordinat dönüşümleri kaba hesaplamalar ile yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar test edilen yörünge özelliklerine özel sonuçlar vermiştir ve uygulanabilir metodun limitleri ve potansiyeli konusunda detayları yansıtmaktan uzak kalmıştır. Bu çalışmada Deneve'nün kullandığı metodun benzeri geliştirilmiş (Deneve 2014) ve Uluslararası Astronomi Birliği standartları kullanılarak koordinat hesaplamaları yapılmıştır (International Astronomical Union 2014). Aynı zamanda yeni geliştirdiği bu metodu Monte Carlo testleriyle karşılaştırmıştır. Benzer bir şekilde, bu çalışmada çarpışma olasılık hesaplamasına hız vektörünün eklenmesi düşünülmüş fakat yapılacak manevraların küçük olması nedeniyle çarpışma olasılığında kayda değer bir değişiklik olmamıştır (Coppola 2012).

Alfriend uzaydaki cisimlerin süratlerinin çok yüksek olması nedeniyle çarpışma olasılığı hesabının 3 boyuttan 2 boyuta indirgenebileceğini göstermiştir (Akella ve Alfriend 2000). McKinley rölatif lineer yörünge hesaplamalarının yerine nonlineer rölatif yörünge hesaplamalarının yapılmasına yönelik algoritma geliştirmiştir. Bu algoritmanın operasyonel kullanım için uygunluğunu kanıtlamıştır (McKinley 2006).

## 2. YÖNTEM

Bu çalışmada birbirinden farklı yörüngeye sahip 5 adet uzay cismine ait çarpışma senaryosu sunulacaktır. Çarpışma senaryoları Uzaydaki Tehlikeli Karşılaşmaları Değerlendirme ve Uydu Yörüngesel Çarpışma Raporları (SOCRATES) yazılımından sağlanan uzay cisimlerine aittir (International Astronomical Union 2014). Bahsi geçen cisimlere ait CSM bilgileri senaryolardan biri, GÖKTÜRK-II senaryosu, hariç JSpOC'un sağladığı TLE verileri kullanılarak elde edilmiştir. Çarpışma olasılığının hesaplanabilmesi için gerekli olan kovaryans matrisleri CSM içerisinde yer aldığı için rasgele seçilmiştir. Kovaryans matrisleri hassas olmasa da TLE ve sayısal öteleme yöntemi ile elde edilebilir, fakat bu hesaplama mevcut çalışmanın ilgi alanı içerisinde değildir. Bu bildiride kısıt altında ve kısıt olmaksızın iki farklı şekilde optimizasyon denklemleri oluşturulmuştur. Kısıtlar manevra sonrası rölatif hız ve pozisyon vektörün birbirine dik olması, yörüngesel enerjinin korunmasıdır. Bu senaryolardan birinde ise GÖKTÜRK-II'ye ait GPS datası kullanılarak oluşturulan Two-Line Element Sets (TLEs) kullanılmıştır. Böylelikle gerçek bir durum karşısında geliştirilen metodun nasıl kullanılabileceği görülecektir.



Şekil 2: Dünya'nın Kendi Etrafında Dönüşü

İlk olarak SGP4 ve TLE kullanılarak CSM oluşturulur. SGP4 ve TLE metodu Gerçek Ekvator Ortalama Ekinoks (TEME) koordinat sisteminde çalışır. Çarpışma anındaki pozisyon ve hız verileri CSM'e uygun olacak şekilde Dünya Sabit Greenwich (EFG) koordinat sistemine dönüştürülür. EFG ve TEME koordinatları arasındaki fark dünya'nın devinim, eğilim ve kendi etrafında dönmesinden kaynaklanmaktadır. Aşağıdaki denklem bu iki koordinat arasındaki dönüşümü göstermektedir (Kelso ve Alfano, 2005).

$$\vec{R}_{EFG(t_i)} = [R_{(t_i)}][Q_{(t_0)}][N_{(t_0)}][T_{(t_i,t_0)}][N_{(t_0)}]^T [Q_{(t_0)}]^T \vec{R}_{TEME(t_0)} \quad (1)$$

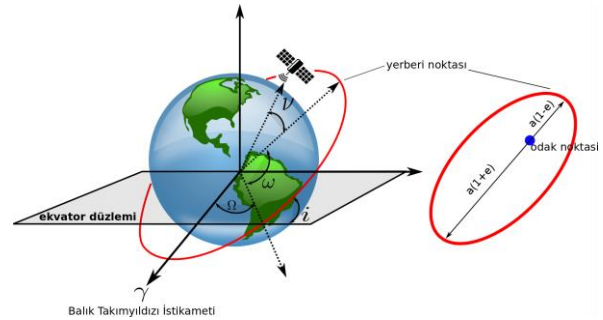
$t_i$  gözlemin yapıldığı zaman iken  $t_0$  integrasyonun yapıldığı referansın başlangıç zamanı.  $[R]$  matrisi dünyanın kendi etrafında dönüşünden kaynaklanan açı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Bu açı Greenwich Ortalama Yıldız Sabit Zaman (GMST) açısı olarak bilinir.  $[Q]$  matrisi ise ekinoks

denklemleri açısı bilinen açı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Bu iki açının toplamı Greenwich Yıldız Sabit Zaman (GST) açısı olarak bilinir.  $[P]$  matrisi dünyanın külesinin homojen dağılmış olmaması nedeniyle ideal dönüş eksenini ile mevcut dönüş eksenini arasındaki açının oluşturduğu devinim açısı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir.  $[N]$  yine dünyanın dönüş eksenini ile mevcut dönüş eksenini arasındaki açının oluşturduğu eğilim açısı kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisidir. Uluslararası Astronomi Birliği standartları (SOFA) dönüşüm kütüphanesi yüksek doğrulukta dünya ve güneş sabit koordinatları arasında dönüşümü gerçekleştirebilir (International Astronomical Union, 2014). Burada dikkat edilmesi gereken husus hız vektörü dönüşümünde taşıma teorisini hesaba katmaktır. Aşağıdaki denklem hız vektörleri arasındaki dönüşümleri gösterir.

$$\vec{v}_{TEME} = [R_{EFG2TEME}] \vec{v}_{EFG} + [\tilde{\omega}] [R_{EFG2TEME}] \vec{r}_{EFG} \quad (2)$$

$[R_{EFG2TEME}]$  denklem 1'de gösterilen dönüşüm matrisinin transpozu,  $[\tilde{\omega}]$  matrisi dünyanın radyal cinsinden açısal dönüş hızından yaratılan eğik simetrik matris. Aynı zamanda CSM içerisinde yer alan kovaryans matrisleri ve rölatif hız ve pozisyon vektörleri radyal, uçuş yönü paralel ve uçuş yönü dik (UVW) koordinat sistemindedirler. Aşağıdaki denklem kullanılarak bu dönüşüm matrisi elde edilebilir.

$$\vec{r}_{TEME} = \left[ \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} : \frac{\vec{r} \times \vec{v}}{|\vec{r} \times \vec{v}|} : \frac{\vec{r} \times \vec{v}}{|\vec{r} \times \vec{v}|} \times \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \right] \vec{r}_{UVW} \quad (3)$$



Şekil 3: Klasik Yörünge Parametreleri

Bu çalışmada optimizasyon için gerekli olan parametrelerin elde edilmesi için SGP4 yörünge öteleme metodu TLE parametreleri ile kullanılmıştır. Çarpışma anı konum ve hız vektöründen TLE parametreleri oluşturması gerekmektedir. TLE parametreleri önceden belirlenmiş bir tolerans değerine kadar her parametrenin diferansiyel düzeltme metodu ile adım adım düzeltilmesi ile gerçekleşir. SGP4, TLE parametrelerinden 7 tanesine ihtiyaç duyar, fakat hava sürtünmesi ile ilgili olan bstar parametresi belirli bir zaman sürecini kapsayan ardışık konum ve hız verisi olmadan kestirilemez. Bu nedenle ilk algoritma 6 adet klasik yörünge elemanlarından, şekil 3'de gösterilmiştir, TLE parametreleri yaratır. Aşağıdaki denklem çarpışma

anında TLE parametrelerindeki küçük değişimlerin yine çarpışma anındaki hız ve pozisyon vektöründe yarattığı değişikliği göstermektedir.  $\Upsilon$  matrisi 6x6 boyutunda bir matris olup, TLE elemanlarında  $10^{-8}$  kadar değişikliğin pozisyon ve hız vektörlerinde yarattığı değişikliğin hesaplanması yoluyla yaratılır. Daha sonra kestirilen TLE elemanlarından sağlanan pozisyon ve hız vektörü ile gerçek pozisyon ve hız vektörü arasındaki fark hesaplanır.  $\Upsilon$  matrisinin tersinin alınıp bu fark vektörü ile çarpılması sonucu TLE elemanlarında yapılması gereken değişiklik hesaplanır. Tüm bu işlemler fark vektörü belirli bir tolerans değerine ulaşıncaya kadar devam eder. Bu çalışma için bu tolerans değeri  $10^{-12}$  'dir.

$$\delta v_{yg} = \frac{\partial f_{sgp4}}{\partial tle} \delta tle_{yg} = \Upsilon \delta tle_{yg} \quad (4)$$

İkinci algoritma çarpışma anındaki TLE elemanlarında meydana gelen değişikliklerin daha önceden belirlenmiş bir manevra zamanındaki pozisyon ve hız değişiklikleri ile ilişkisinin hesaplanmasıdır. Aşağıdaki denklem 6x6 boyutunda bir matris olan  $\chi$  matrisinin çarpışma zamanında TLE elemanlarında  $10^{-8}$  kadar değişiklik ile manevra zamanına ait pozisyon ve hız vektörlerinde yarattığı değişikliğin hesaplanması yoluyla oluşturulduğunu gösterir. Bir önceki denklemden yapısal olarak değişiklik olmasa da bu denklemde iterasyon yoktur ve tek seferde hesaplanır. Aynı zamanda ilk algoritmada  $\Upsilon$  matrisi oluşturulurken her TLE elemanında yapılan kadar değişiklik öncesi ve sonrası elde edilen hız ve pozisyon vektörleri çarpışma zamanına aittir. İkinci algoritmada her TLE elemanında yapılan  $10^{-8}$  kadar değişiklik öncesi hız ve pozisyon vektörleri çarpışma zamanına aitken değişiklik sonrası hız ve pozisyon vektörleri manevra zamanına aittir.

$$\begin{aligned} \delta v_{mz} &= \frac{\partial f_{sgp4}}{\partial tle} \delta tle_{yg} = \chi \delta tle_{yg} \\ \delta tle_{yg} &= \chi^{-1} \delta v_{mz} \end{aligned} \quad (5)$$

Denklem 4 ve denklem 5 birleştirilerek, manevra zamanında yapılan hız değişikliğinin çarpışma zamanında meydana getireceği pozisyon değişikliği elde edilmiş olur (Deneve, 2014). Yeni oluşturulan denklem, denklem 6, SGP4 algoritmasının lineer olarak ifade edilmesini sağlamıştır. Bu nedenle yapılacak manevranın çok büyük olması ve manevra zamanının çarpışma zamanından çok önce olması hesaplamalardaki hassasiyete zarar verecektir. Alçak irtifa uydular için 90 dakika önce gerçekleşecek bir manevra zamanı ve 1 m/s'lik bir manevra çarpışma anında yaklaşık 20 metrelik bir konum farklı meydana getirir. Çarpışma manevrası için mümkün en son anda yapılması gerektiği için hesaplamadaki SGP4 metodu ve lineer denklemler arasındaki hata kabul edilebilir. Geliştirilen algoritma çarpışma olasılığını  $10^{-9}$  'e düşürecek şekilde en uygun manevra zamanını,

yönünü ve büyüklüğünü verir. Optimizasyon algoritmalarında lineer denklemler kullanılırken raporlama esnasında SGP4 metodu kullanılır. Böylelikle hesaplanan optimum manevranın yüksek doğrulukla çarpışma olasılığını ne kadar düşüreceği bilinebilir. Hava sürtünme parametresinin kullanılmaması çarpışma zamanı ve manevra zamanı

$$\delta v_{yg} = \Upsilon \chi^{-1} \delta v_{mz} \quad (6)$$

$$\delta v_{yg} = J \delta v_{mz}$$

arasının saatlerle ifade edilen süre kadar kısa olması nedeniyle hesaplamaların doğruluğunu zedelemeyecektir. Aşağıdaki denklemde sadece manevra zamanında hız değişimi gerçekleştirilir çünkü anlık pozisyon değişimi mümkün değildir.  $J$  matrisi ve  $\Upsilon \chi^{-1}$  arasındaki ilişkisi şekil 4'de gösterilmiştir.

$$\Upsilon \chi^{-1} = \begin{bmatrix} & & & & & \\ & & & & & \\ & & & & & \\ & & & & & \\ & & & & & \\ & & & & & \end{bmatrix}_{6 \times 6}$$

Şekil 4: J Matrisi ve  $\chi^{-1} \Upsilon$  Arasındaki İlişki

Optimizasyon denklemlerinin oluşturulabilmesi için öncelikle maliyet fonksiyonunun yaratılması gerekir. Bu çalışma için amacımız çarpışma olasılığını en aza indirmektir. Çarpışma ihtimali aşağıdaki denklem ile hesaplanabilir (Wiesel, 2010).

$$P_{yg} = \frac{1}{2\pi} |C_{ortak}|^{-\frac{1}{2}} e^{(-\frac{1}{2}(\Delta r + \delta v_{yg})^T C_{ortak}^{-1} (\Delta r + \delta v_{yg}))} \quad (7)$$

Yukarıdaki denklemdeki  $C_{ortak}$  çarpışma ihtimali olan her iki cismin ortak kovaryans matrisi. İki cismin pozisyonlarındaki hataların birbirinden bağımsız olması nedeniyle aynı koordinat sisteminde ifade edildikleri müddetçe toplama işlemi ile ortak kovaryansları bulunabilir (Chan, 2008).

$$M = (\Delta r + J \delta v_{mz})^T C_{ortak}^{-1} (\Delta r + J \delta v_{mz}) \quad (8)$$

$\Delta r$ , çarpışma anındaki ikincil cismin manevra yaptırılacak uyduya olan rölatif pozisyonudur.  $\delta v_{yg}$ , yakın geçiş anındaki yapılan manevra sonrası meydana gelen konum değişikliğidir. Denklem 7 kullanılarak optimizasyon için gerekli olan maliyet fonksiyonu yaratılabilir (Deneve, 2014).

Denklem 8 aşağıdaki gibi de ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} M &= \Delta r^T C_{ortak}^{-1} \Delta r + \Delta r^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \\ &+ \delta v_{mz}^T J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r \\ &+ \delta v_{mz}^T J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \end{aligned} \quad (9)$$

Birinci derece yeterlilik koşullarını kontrol etmek amacıyla  $\delta v_{mz}$ 'ye göre türevini alıp 0'a eşitliyoruz. Denklem 10 matris formunda aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\frac{\partial M}{\partial \delta v_{mz}} = 2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r + 2J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \quad (10)$$

$$= 0$$

$$\begin{bmatrix} \delta v_{mz} \end{bmatrix}_{3 \times 1} = [2J^T C_{ortak}^{-1} J]_{3 \times 3}^{-1} [-2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r]_{3 \times 1} \quad (11)$$

Yukarıdaki denklem sonucunda elde edilen  $\delta v_{mz}$  vektörü normalize edilerek minimum yakıt harcayarak çarpışma olasılığını minimize edecek manevra yönü elde edilmiş olur. Çarpışma olasılığının  $10^{-9}$  olması kovaryans matrislerinin normal dağılım olması ve sonsuz uzunlukta kuyruk yapısına sahip olması nedeniyle çarpışmanın gerçekleşmeyeceği kabul edilir. Bu yöntem kısıt olmadan yapılan optimizasyondur (Deneve, 2014).

Maliyet fonksiyonuna kısıtlar eklenerek Hamilton denklemi oluşturulur. Daha sonra Hamilton yöntemi ile birinci derece yeterlilik koşulunu kontrol etmek suretiyle extremum noktası bulunur. Bu çalışmada iki kısıt hesaplamalara eklenmiştir. İlk kısıt kovaryans matrislerinin birbiri içinden geçmesini engelleyen kısıttır. Yakın geçiş anında birincil ve ikincil cisim arasındaki rölatif hız ve konum vektörünün birbirine dik olmasıdır (Deneve, 2014).

$$\vec{v}_{fark}(\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}) = 0 \quad (12)$$

İkinci kısıt ise yörüngedeki enerji değişimini 0'a eşitleyen kısıttır. Burada amaç manevra yapılırken çarpışma ihtimalini minimize ederken uydunun irtifa kaybetmesini engellemektir. Bu uydunun görevine kusursuz devam edebilmesi için gerekli olduğu kadar takımda içindeki uyduların rejimlerini korumaları için de önemlidir (Deneve, 2014).

$$\Delta \varepsilon = \Delta \left( \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \right) = 0 \quad (13)$$

Denklem 11 lineer denklem olarak ifade edilir ve manevra anında konum değişikliği yapmak mümkün olmadığı için pozisyon değişimi kısmı yukarıdaki denklemden çıkarılır (Deneve, 2014).

$$\vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz} = 0 \quad (14)$$

Hamilton denklemi, maliyet denklemine, kısıtların Lagrange parametresi ile çarpılarak eklenmesi sonucu aşağıdaki gibi oluşturulur.

$$H = M + \lambda_1 (\vec{v}_{fark}(\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}_{mz})) + \lambda_2 (\vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz}) \quad (15)$$

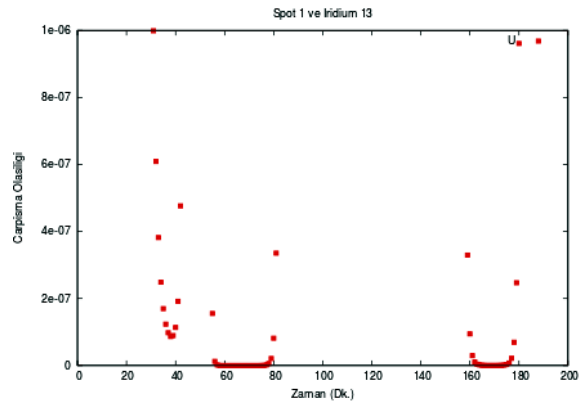
Hamilton yaklaşımı uygulanarak birinci derece yeterlilik şartları aşağıdaki gibi kontrol edilir.

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \delta v_{mz}} &= 2J^T C_{ortak}^{-1} \Delta r \\ &\quad + 2J^T C_{ortak}^{-1} J \delta v_{mz} \\ &\quad + \lambda_1 \vec{v}_{fark} \vec{J} + \lambda_2 \vec{v}_{mz} \\ &= 0 \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_1} &= \vec{v}_{fark} (\vec{\Delta r} + \vec{J}\vec{\delta v}_{mz}) = 0 \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_2} &= \vec{v}_{mz} \vec{\delta v}_{mz} = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

Bu çalışma GNU/Linux makina üzerinde Cython programlama dilinde kodlanmıştır. Cython programlama dili Python ve C++ programlama dillerinin birleşiminden oluşur. Cython dilinde yazılan kod öncelikle optimum şekilde C++ diline çevrilir ve makina diline derlenir ve Python modülü olarak kullanılabilir. Matris ile ilgili tüm hesaplamalarda Python matris kütüphanesi olan Numpy kullanılmıştır.

### 3. UYGULAMALAR

İlk olarak SOCRATES yazılımından elde edilen 4 adet yakın geçiş geliştirilen algoritma ile test edilmiştir. Burada amaç geliştirilen yazılımın en etkin kullanma yolunun tespit edilmesi ve çarpışma analizi ile ilgili farklı parametrelerin hesaplamalar üzerindeki etkilerini incelemektir. Daha sonra GOKTURK-II GPS konum verisi kullanarak oluşturulan çarpışma senaryosunda geliştirilen algoritma test edilmiştir. Bu çarpışma senaryosu gerçek durumda algoritmanın kullanımı ve etkinliği üzerine bilgi vermektedir.

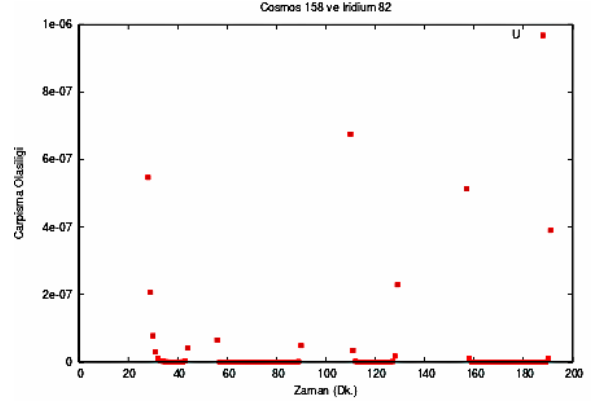


Şekil 5: Spot 1 ve Iridium 13

Birinci test senaryosu Spot 1 ve İridium 13 uydularının yakın geçişinden yaratılmıştır. Her ikisi de aktif uydulardır. Çarpışma zamanı tarihi 10 Ağustos 2016 saati 8:48:56.971 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 15.36 metredir. Çarpışma olasılığı 155 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri olarak gerçek hesaplamalarda olabilecek şekilde rasgele seçilmiştir. Tüm 9 senaryoda da uydular merkezde olacak şekilde hesaplanan UVW koordinat sisteminde birincil uydular için 10 metre, ikincil uydular için 100 metre. Bu değerler her ne kadar rasgele seçilse de 10 metre

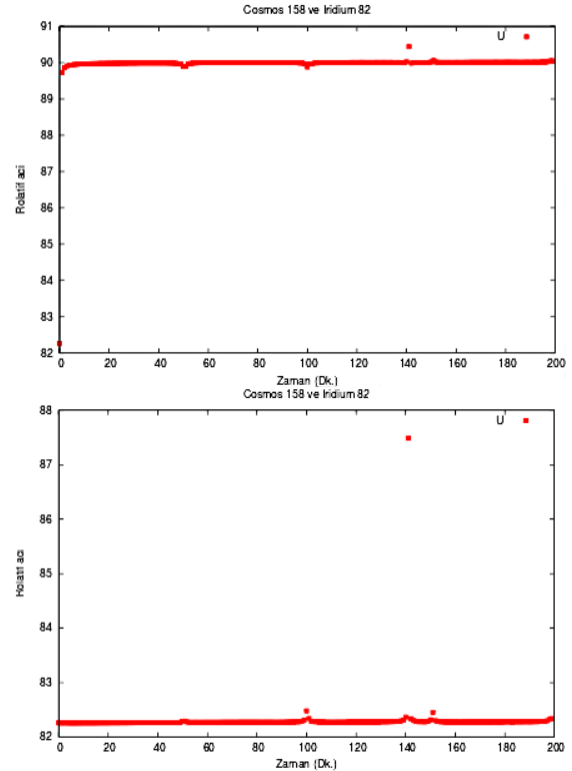
ve altı doğrulukta hesaplama uydu sahipleri için gerek GPS çözümleri gerekse mesafe-mesafe farkı yöntemi kullanılarak hesaplanabilmesi olağandır. Diğer cisim için JSpOC radarlarından elde edilen veriler kullanıldığı varsayılmış ve bu radarlardan 100 metre ve biraz üzerinde doğruluğu olduğu bilinmektedir. Eğer her iki uydu da aktif uydu ise uydu sahipleri karşılıklı bilgi paylaşımında bulunarak çarpışma senaryolarını gerçeğe çok yakın hesaplayabilirler. Kısıtsız olarak geriye doğru 200 dakika, 1 dakikalık aralıklarla, ötelenerek yapılan ve 0,5 m/s'lik manevra uygulanarak yapılan hesaplamamın sonuçları şekil V 'de görüldüğü gibidir. Bu şekil incelendiğinde yörünge üzerinde bazı noktalarda yapılan optimum manevraların daha iyi sonuç verdiği ve çarpışma olasılığını düşük tuttuğunu görebiliriz. Spot 1 uydusunun periyodu 98 dakikadır. Bu hesaplama da iki tam dönüş esnasında optimum manevraların durumu gösterilmiştir. Bu şekil çarpışma olasılığını minimize edecek manevranın yörünge üzerinde hangi noktada yapılırsa daha etkin olacağına dair önemli bilgiler veriyor. En uygun manevra aralığı çarpışmadan 62-68 dakika önce aralığında gözükmektedir. Bu nedenle uydu operatörleri ve görev mühendisleri sadece yapılan manevranın büyüklüğünü azaltarak çarpışma olasılığını istedikleri seviyeye indirebilir veya arttırabilir. Burada izlenecek en iyi metot hesaplanan optimum manevranın yörünge üzerindeki uygulanacağı optimum noktayı bularak çarpışma olasılığını istenen seviyeye indirecek manevra büyüklüğünü seçmektir. Tüm bu işlemler operatör girdisi olmadan yapılarak istenen optimum manevra önerisi algoritmadan çıktı olarak alınabilir.

İkinci test senaryosu Cosmos 158 ve İridium 82 uydularının yakın geçişinden yaratılmıştır. Her ikisi de aktif uydulardır. Çarpışma zamanı tarihi 12 Ağustos 2016 saati 9:35:15.91 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 1.048 metredir. Çarpışma olasılığı 156.79 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Kısıtsız olarak geriye doğru 200 dakika, 1 dakikalık aralıklarla, ötelenerek yapılan ve 0,5 m/s'lik manevra uygulanarak yapılan hesaplamamın sonuçları şekil 6 'da görüldüğü gibidir. İlk test senaryosuna benzerlikler olsa da iki uydunun da farklı yörüngeye sahip olmasından dolayı



Şekil 6: Cosmos 158 ve İridium 82

bazı değişiklikler mevcuttur. En uygun manevra aralığı çarpışmadan 160-188 dakika önce aralığında gözükmektedir. İkinci en uygun manevra aralığı çarpışmadan 58-87 dakika önce aralığında gözükmektedir. Manevra kararı verilirken yörünge üzerinde çarpışma olasılığının ani değiştiği noktalar yerine geçişin yumuşak olduğu noktalar tercih edilmelidir çünkü yörünge tahmininde oluşabilecek herhangi bir hata veya ateşleyicilerdeki gecikme çarpışma olasılığı üzerinde büyük değişiklik yaratmamalıdır. Bu nokta bulunamıyorsa manevra büyüklüğü arttırılarak manevra noktası ve etrafındaki noktalar için arzu edilen çarpışma olasılık değerine ulaşılabilir.

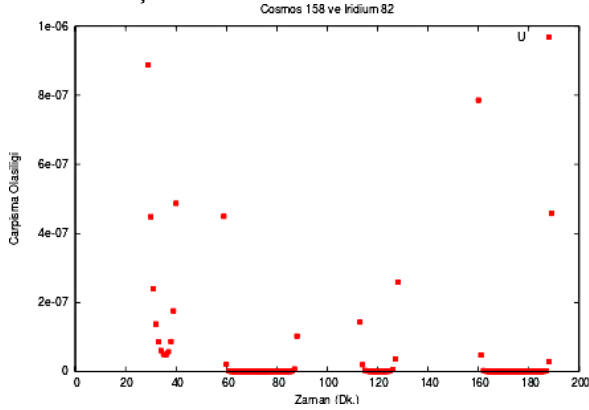


Şekil 7: Cosmos 158 ve İridium 82

Geliştirilen algoritma kısıtlar altında optimum manevra hesaplamasında yapabilmektedir. Bu

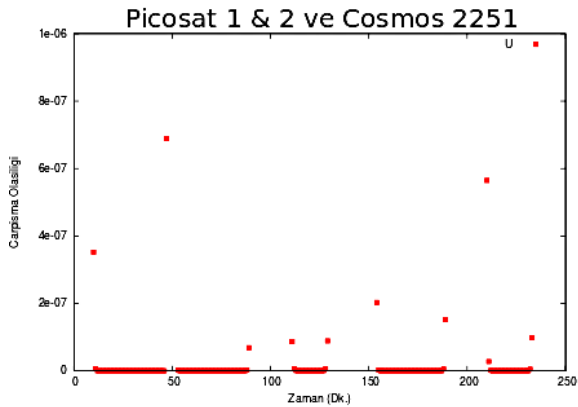


kısıtlardan biri rölatif hız ve pozisyon vektörü arasındaki açının dik olmasıdır.



Şekil 8: Cosmos 158 ve Iridium 82

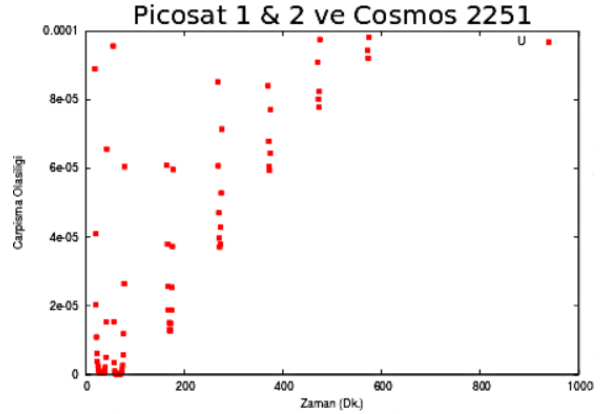
Rölatif hız ve pozisyon vektörü arasındaki açının 90° olması kovaryans matrislerinin birbiri içinden geçmemesini garanti eder. Şekil 8'de dik açı kısıtlı ve kısıtsız olarak çarpışma anındaki zamana göre açı değerleri verilmiştir. Eklenen ekstra kısıtın çarpışma olasılığı üzerindeki etkisi şekil 8 'de görülebilir. Eklenen kısıt çarpışma olasılıklarının artışına neden olmuştur çünkü yapılan manevra büyüklüğünün bir kısmı rölatif açıyı dik yapmaya harcanmıştır. Aynı zamanda kısıt uygulandıktan sonra oluşan rölatif açıdaki küçük dalgalanmalar tekil matrislerle karşılaşıldığında tersini almak için uygulanan Tekil Değer Ayrıştırma (SVD) yönteminden kaynaklanmaktadır.



Şekil 9: Picosat 1&2 ve Cosmos 2251

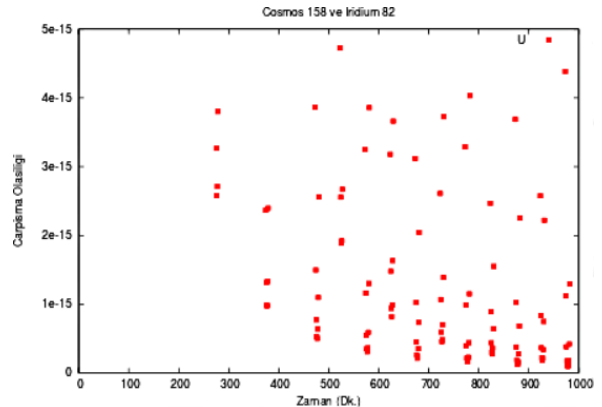
Üçüncü test senaryosu Picosat 1-2 uyduları ve Cosmos 2251 uzay çöpü arasındaki yakın geçişten yaratılmıştır. Çarpışma zamanı tarihi 11 Ağustos 2016 saati 8:7:55.396 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 14.5 metredir. Çarpışma olasılığı 155.18 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Bu senaryoda geriye doğru 1000 dakika öteleme yapılmıştır çünkü yapılan manevra sonrasında yörünge etkisinde bulunduğu bozunmalara maruz kalacağı sürenin artmasının çarpışma olasılığına olan etkisi incelenmiştir. Şekil IX 'da görüldüğü gibi çarpışma anından uzaklaştıkça

çarpışma olasılığı artmıştır. Bu testte manevra büyüklüğü 1 m/s seçilmiştir çünkü 0,5 m/s çarpışma olasılığını yörüngedeki optimum noktada manevra yapılsa dahi  $10^{-7}$  'nin altına düşürememiştir. Fakat 0,5 m/s'lik bir manevra aynı trendin tespit edilmesi için kullanılabilir. Şekil X 'da 0,5 m/s'lik bir manevranın çarpışma esnasından geriye doğru gidildiğinde çarpışma olasılığı üzerindeki etkisini göstermektedir.



Şekil 10: Picosat 1&2 ve Cosmos 2251

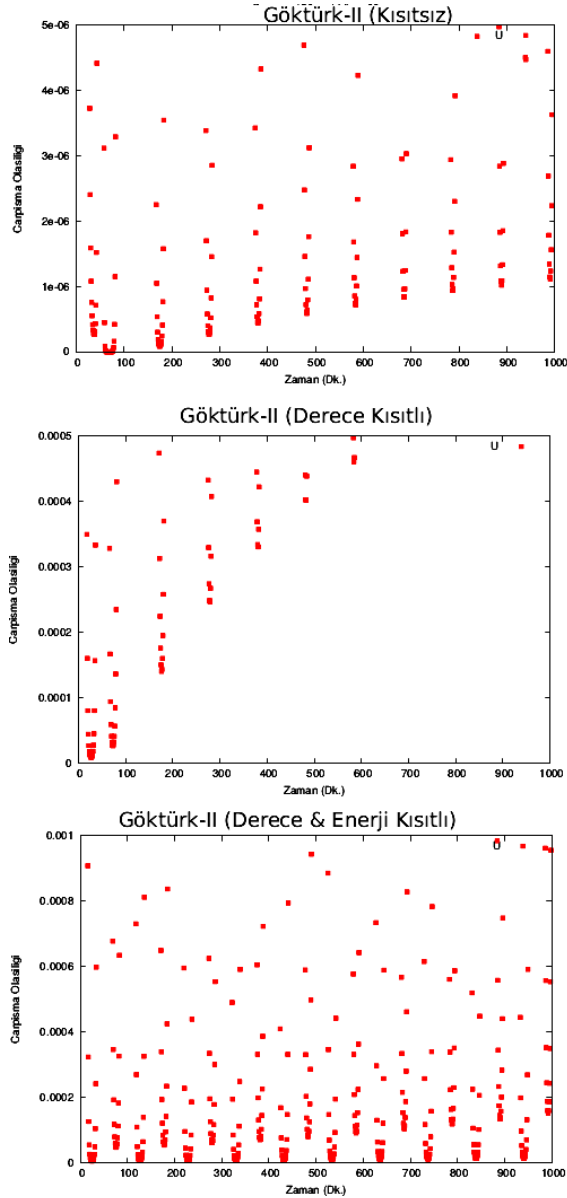
Dördüncü test senaryosu Cosmos 158 ve Iridium 82 uyduları arasındaki yakın geçişten yaratılmıştır. Çarpışma zamanı tarihi 12 Ağustos 2016 saati 9:35:15.913 olarak hesaplanmıştır. Yakın geçiş esnasındaki mesafe 3.3 metredir. Çarpışma olasılığı 156 gibi çok büyük bir sayıdır. Kovaryans matrisleri ilk testte uygulanan hesaplama yöntemi ile hesaplanmıştır. Bu senaryoda geriye doğru 1000 dakika öteleme yapılmıştır çünkü yapılan manevra sonrasında yörünge etkisinde bulunduğu bozunmalara maruz kalacağı sürenin artmasının çarpışma olasılığına olan etkisi incelenmiştir. Şekil 10'da 0,25 m/s'lik bir manevra büyüklüğünün çarpışma esnasından geriye doğru gidildiğinde çarpışma olasılığı üzerindeki etkisini göstermektedir. Şekilde görüldüğü üzere çarpışma anından uzaklaştıkça, şekil 10 'un aksine, çarpışma olasılığı azalmıştır.



Şekil 11: Cosmos 158 ve Iridium 82



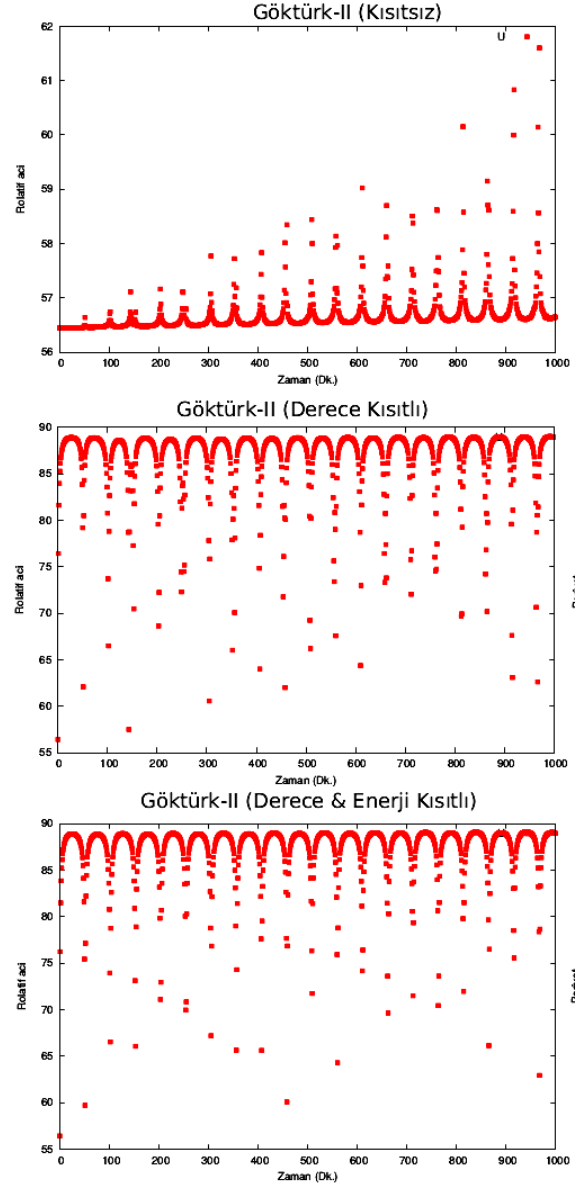
Yapılan testler sonucu, optimum manevra yönü ve yörünge üzerindeki optimum manevra noktası hesaplandıktan sonra arzu edilen çarpışma olasılığına denk gelen manevra büyüklüğünün kullanıcıya verilmesi en iyi metot olacağı değerlendirilmiştir.



Şekil 12: Göktürk-II Çarpışma Olasılığı

Aynı zamanda her yörüngeye kendine has farklı özellikleri olduğu için algoritmanın her çarpışma için koşutlanması gerekir. Unutulmaması gereken bir diğer nokta algoritmanın sayısal yöntemlere değil SGP4 gibi analitik bir yönteme dayanmasıdır. Bu nedenle, algoritmanın çarpışma anından başlayarak manevra zamanına kadar yörünge üzerinde her nokta için hesaplanmasına gerek yoktur. Bunun yerine, en iyi yöntem manevra için tam periyot ve katları ve yarım periyot ve katlarından uzak zaman aralıklarının verilmesi olacaktır. Kısıtlı yapılacak hesaplama için de aynı yöntem başarılı olacaktır.

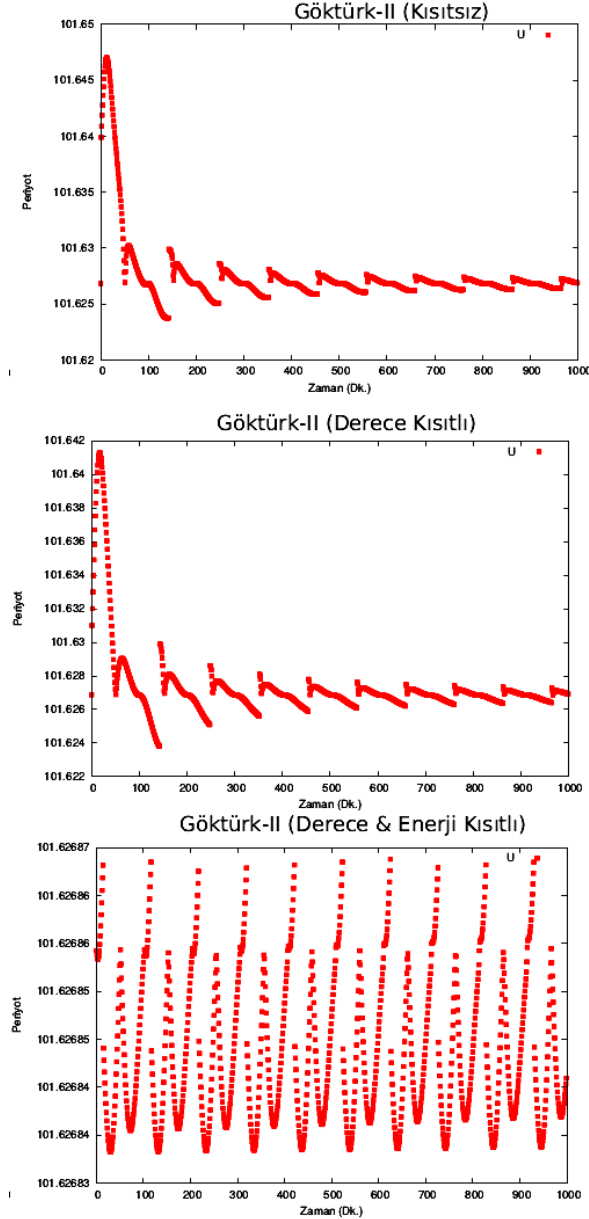
Son test senaryosu Göktürk-II ve parametreleri yakın geçişe uygun olacak şekilde belirlenen hayali bir uzay cismi olacak. İkincil cismin gerçek bir cismin seçilmemesinin nedeni kovaryasyon matrisleri ve diğer parametrelerinin değiştirilerek uydu çarpışma analizi ile ilgili önemli bazı tespitler yapmaktır. Göktürk-II üzerinde GPS alıcı olması nedeniyle çarpışma anındaki kovaryans matrisi konum için 10 metre kabul edilmiştir. Son test ikincil cismin yörüngesinin doğru tahmin edilmesinin de yapılacak manevraya olan etkisinin incelenmesi açısından önemlidir.



Şekil 13: Göktürk-II Rölatif Açısı

Bu senaryoda kısıtsız, rölatif dik açı kısıtı ile ve hem rölatif dik açı kısıtı hem de enerjinin korunması kısıtı ile optimum manevra hesaplanmıştır. Şekil 12 'de yapılan manevranın çarpışma olasılığı üzerindeki etkisi verilmiştir. Şekil 13 'de çarpışma esnasındaki rölatif açının manevra sonrası gösterdiği değişim verilmiştir. Şekil 14 'de Göktürk-II uydusunun

yörüngesinin periyodunun manevra sonrası gösterdiği değişim verilmiştir. Kısıtsız manevranın hesaplanamadığı her zaman aralığında kısıtlı manevrada hesaplanamamaktadır. Bu nedenle şekillerde dalgalanmalar görülmektedir. Dikkat çeken bir diğer nokta her eklenen kısıtın çarpışma olasılığını arttırması. Fakat sadece manevra büyüklüğünü arttırarak istenen çarpışma olasılığı değerine ulaşmak mümkündür.



Şekil 14: Göktürk-II Enerjisinin Korunumu

İkincil cisim konum bilgisi hatasının 100 metre olduğu bu çarpışma senaryosu sonucunda çarpışma olasılığını  $6.08 \times 10^{-10}$  yapabilecek çarpışmadan 68 dakika önceki yörüngedeki konumunda uygulanacak manevra vektörü, manevra büyüklüğü 0,5 m/s, birincil uydu merkezli UVW koordinat sisteminde  $[-0.4532; -0.0262; -0.2095]$ 'dir. Eğer ikincil cismin konum belirsizliği TLE'lerden elde edilebilecek en iyi değer olan 1 km olmuş olsaydı, çarpışma olasılığını

$6.07 \times 10^{-10}$  yapabilecek çarpışmadan 68 dakika önceki yörüngedeki konumunda uygulanacak manevra vektörü, manevra büyüklüğü 4,4 m/s, birincil uydu merkezli UVW koordinat sisteminde  $[-3.9883; -0.2305; -1.8439]$ 'dir. Eğer 4,4 m/s yerine 0,5 m/s'lik bir manevra büyüklüğü seçilmiş olsaydı, çarpışma olasılığı 0.122 olacaktı. Bu nedenle JSpOC'un yayınladığı TLE'leri kullanarak çarpışmaya engel manevra yaptırmak gerçekçi olmayacaktır. Burada izlenebilecek iki yöntem vardır. Birincisi JSpOC ile anlaşma yoluna gidilerek, kendilerinin istedikleri veri formatında birincil uydunun konum ve pozisyon verilerini kendileriyle paylaşmak ve yapılan manevra sonrası değerlendirmelerini almaktır. Eğer sahip olunan uydunun bu verilerini başka ülke ile paylaşmak mümkün değilse, JspOC 'un ikazlarını son geçişe, uydu ile irtibata geçilebilecek son an, kadar beklemek ve eğer ikazlar devam ediyorsa birincil uydunun GPS yörünge konum ve pozisyon verisi kullanarak TLE ve bu TLE'nin kovaryans bilgisinin kestirimini yapmak ve çarpışma zamanına bu TLE ve kovaryans bilgisini taşımak ve bu kovaryans matrisi ile JSpOC radarlarının sağlayabildiği hata payına ekleme yaparak birincil ve ikincil uyduların kovaryans matrislerini birleştirerek geliştirilen algoritma ile optimum manevra hesabı yapmaktır. İkincil cismin kovaryans matrisinin hatasının kilometre düzeyinde olduğu bir durumda uydu sahiplerinin çarpışmadan kaçınma için manevra yapması mantık dışı gözükmektedir.

#### 4. SONUÇ

Bu çalışmada SGP4 yörünge tahmin metodu ve onun başlangıç değerleri olan TLE parametreleri kullanılarak çarpışma ihtimali olan uydular için optimum manevra yönü, yörünge üzerinde manevranın yapılacağı optimum nokta ve yapılacak manevranın istenilen çarpışma olasılığına göre manevra büyüklüğünü hesaplayan algoritma geliştirilmiş ve kapsamlı analizleri yapılmıştır. Geliştirilen algoritmanın görev ile ilgili kısıtlar dışında kullanıcı girdisi olmadan tüm hesaplamaları yaparak çarpışma olasılığı değerini minimize eden optimum manevrayı, manevra büyüklüğü açısından, verebilmesi hedeflenmiş ve başarıya ulaşılmıştır. Yapılan kapsamlı analizler hem geliştirilen algoritmanın işleyişi hem de uydu çarpışma manevra hesaplamaları ile ilgili detaylı bilgi vermiştir. Geliştirilen algoritmaya ek kısıtlar eklemek suretiyle farklı görevler için kullanılabilir hale getirmek mümkündür. Geliştirilen algoritma hesaplanan manevranın etkinliğini değerlendirmek için SGP4 algoritması ve içinde hava sürtünme parametresi bulunmayan algoritma tarafından kestirimi yapılmış TLE kullanılmaktadır. Algoritmanın değerlendirme kısmı için uydunun irtifasına göre kapsamlı kuvvetlerin modellendiği doğruluğu yüksek sayısal yörünge öteleme yönteminin kullanılması algoritmanın daha doğru hesaplama yapabilmesini

mümkün kılacaktır. Aynı zamanda algoritmanın geliştirilmesi aşamasında kullanılan metot sayısal öteleme yöntemleri ve yarı analitik yörünge tahmin metotları içinde uygulanabilir. Doğruluğu SGP4 ve TLE'ye göre daha hassas olan bahsi geçen metotlar daha başarılı çarpışmadan kaçınma manevrası planlamasını mümkün kılacaktır.

#### **KAYNAKLAR**

- Air Force Space Command (AFSPC). 2016. "Space-Track.org's Documentation," erişim tarihi Aralık 11, <https://www.space-track.org/documentation>.
- Akella, M. R., Alfriend, K. T., 2000. "Probability of Collision between Space Objects." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23: 769-772.
- Coppola, V. T. 2012. "Including Velocity Uncertainty in the Probability of Collision between Space Objects." *Advances in the Astronautical Sciences* 143:20.
- DeNeve, Elizabeth-Ann R., 2014. "Informing spacecraft maneuver decision to reduce probability of collision." M.Sc. thesis, US Air Force Institute of Technology.
- International Astronomical Union. 2014. "Standards of Fundamental Astronomy Astrometry Tools," erişim tarihi Aralık 11, <http://www.iausofa.org/>
- Klinkrad, H., Alarcon, J. R., Sanchez, N.. 2005. "Collision avoidance for operational ESA satellites." 4th European Conference on Space Debris, Germany, 18-20 Nisan.
- McKinley, D. P., 2006. "Development of a Nonlinear Probability of Collision Tool for the Earth Observing System." *Astrodynamics Specialist Conference*, Keystone, Colorado, 21-24 Ağustos.
- NASA, "Satellite Collision Leaves Significant Debris Clouds," *Orbital Debris Quaterly News*, April, 2009, 13, 2.
- NASA. 2016. "LEO Images," erişim tarihi Aralık 11, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/images/beehives/leo256.jpg>.
- Stoll, E., Merz, K., Krag, H., Souza, B. D., Virgili, B. B. 2013. "Collision Probability Assessment for the Rapideye Satellite Constellation." 6th European Conference on Space Debris, Germany, 22-25 Nisan.



## YÜKSEK HIZLI SAHTE HEDEF İHA TASARIMI

Umut BAYKARA<sup>1</sup>, Nafiz ALEMDAROĞLU<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Umut Baykara, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, [umut.baykara@metu.edu.tr](mailto:umut.baykara@metu.edu.tr)

<sup>2</sup>Nafiz Alemdaroğlu, Atılım Üniversitesi, Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü, [nafiz.alemdaroglu@atilim.edu.tr](mailto:nafiz.alemdaroglu@atilim.edu.tr)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0111](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0111)

### ÖZET

Bu çalışma, yüksek hızlı hedef İHA tasarımını, HAD aerodinamik analizini ve en iyi aerodinamik performansı veren yüksek hızlı İHA'nın seçilmesini içermektedir. Temel gereksinimler geçmiş tasarımlardan elde edilen tecrübelerle dayanmaktadır. Gereksinimler şunları içermektedir. 15000 ft yüksekliğe çıkabilme, 450 knot hıza çıkabilme, en az 1 saat dayanım süresine sahip olma. Hedef İHA pnömatik mancınık tarafından fırlatılıp, paraşüt sistemi ile inecektir. İleri derecede çevik olacak bu uçak, yüksek manevra kabiliyetine sahip olacaktır. Devamlı 6g ve anlık 9g yük faktörü kabiliyetine sahip olması amaçlanmıştır. Gerekli görülen yük kapasitesi 10 kg olarak ayarlanmıştır ve duman atıcısı, pasif radar iz arttırıcı ve karşı tedbir atım sistemi içerir. Bu çalışmanın amacı akranları ile rekabet edebilecek düzeyde optimize edilmiş bir yüksek hızlı İHA tasarlamak olduğu için, yeni jenerasyon hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı kullanılacak ve en uygun aerodinamik performansı gösteren yüksek hızlı hedef İHA konfigürasyonu seçilecektir. Ana tasarım ve diğer konfigürasyonlar farklı kanat ve kuyruk geometrik şekillerinde oluşturulmuştur. Bütün geometriler, bilgisayar destekli tasarım yazılımında oluşturulmuş ve farklı akış rejimlerinde analiz edilmiştir. Son olarak, farklı dizayn ve performans kriterlerine göre konfigürasyon seçimi yapılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Hedef, İHA, Tasarım, HAD, Optimizasyon

## DESIGN OF A HIGH SPEED DECOY UAV

### ABSTRACT

This study consists of design, CFD aerodynamic analysis and optimized selection of a high-speed decoy UAV. The mission requirements for the high-speed decoy are based upon the previous experiences in literature. The requirements are specified as: Maximum altitude of 15000 ft, maximum speed of 450 knots and an endurance of at least 1 hour. The decoy UAV is launched from a pneumatic catapult and lands via a parachute system. It is a highly agile aircraft having a very high maneuverability capability. The aircraft has a 6g sustained and 9g instantaneous load factor. Required payload capacity is set to be as 22 lbs, consisting of a smoke dispenser, a passive radar cross section augmentor (luneberg lens), a chaff and IR dispenser and a miss distance indicator. Since, the aim of this study is to design an optimized high-speed decoy that surpasses its predecessors, a new generation CFD tool is used to achieve the high speed decoy configuration which gives the best aerodynamic performance. Baseline design and other configurations were created according to their vertical wing and tail geometry designs. All models were created in CAD environment and analyzed for different flow regimes and envelopes. Finally, configuration is selected considering various design and performance criteria.

**Keywords:** Decoy, UAV, Design, CFD, Optimization

## 1. GİRİŞ

İHA'lar boyut, menzil/irtifa ve fonksiyonlarına göre sınıflandırılırlar. İHA fonksiyonları keşif, saldırı, lojistik, sahte hedef ve ar-ge olarak bilinmektedir. Sahte hedef İHA'lar yeni silah sistemlerinin test edilebilmesi için düşman uçağını simülasyonunu yapar. Bu İHA çeşidi, iz duman atıcısı, karşı tedbir atım sistemi, luneberg lensleri ve kaçırma mesafe ölçeri gibi kendine özel faydalı yükler içerir. Sahte hedef İHA'lar da üç formda kategorize edilir, bunlar: Düşük Hızlı, Yüksek Hızlı ve insanlı hava araçlarının çevrilmesi ile oluşturulan sahte hedeflerdir. Bu çalışmanın amacı, geçmiş tecrübelerden faydalanılarak yüksek hızlı bir Sahte Hedef İHA tasarımı yapmaktır. Geçmiş tecrübelerden faydalanabilmek için öncelikle literatür araştırması yapılmıştır. Literatür araştırmasında Şimşek (TUSAŞ, 2016), Meggit Banshee Twinjet (Meggit Defence, 2016), Yperion (BSK Defence, 2016), Nemisis[BSK Defence,2016], Firejet (Composite Engineering, 2016), BQM-167A (Composite Engineering, 2016) gibi sahte hedef İHA'ların ölçüleri, faydalı yük kapasiteleri, motor güçleri ve çıkabildikleri maksimum hız ve irtifaları incelenmiştir.

## 2. YÖNTEM

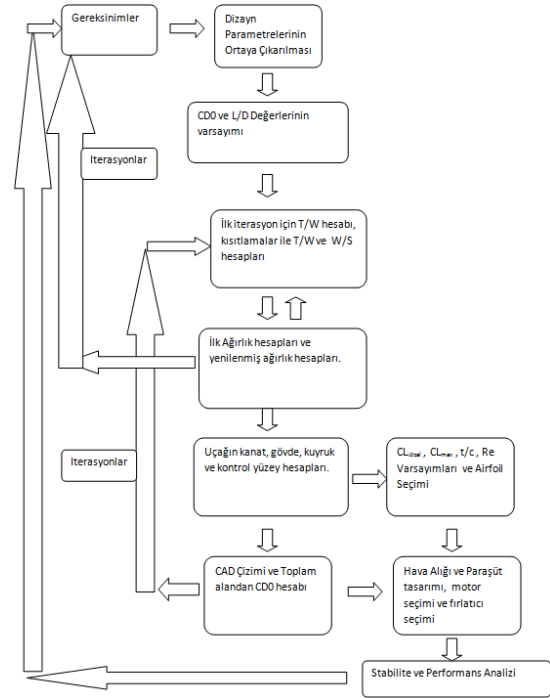
### 2.1. Gereksinimlerin Belirlenmesi ve Görev Profili

Uçak dizaynı aerodinamik, yapısal, kontrol ve itki gibi birçok alanın kombinasyonundan oluşmaktadır. Uçak dizayn süreci uçağın gerekliliklerinin belirlenmesi ile başlar. Uçağın gereksinimleri dizayn süreci boyunca değişebilir (Raymer, 2012). Literatür araştırması sonrasında tasarlanmak istenen uçağın gereksinimleri tablo 1 de verilmiştir.

Tablo 1: Yüksek Hızlı Hedef İHA Gereksinimleri

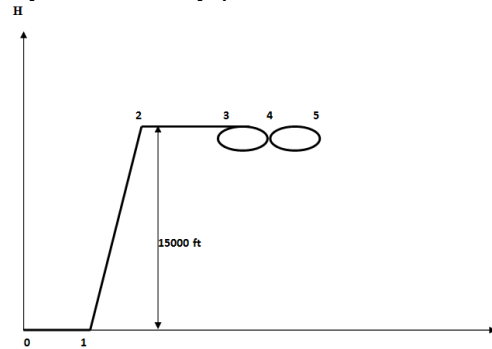
Faydalı yük kapasitesi	22 lbs / 10kg
Maksimum hız	450 KTS / 231 m/s
Dayanım süresi	1 saat
Maksimum irtifa	15000 ft
Manevra Kabiliyeti	9g anlık 6g devamlı yük faktörü
Kalkış ve İniş	Pnömatik Mancınık / Paraşüt
Uçuş Menzili	100 km

Dizayn adımlarının dizayn sırasında kolayca izlenebilmesi için dizayn metodu akış tablosu hazırlanmıştır.



Şekil 1: Yüksek Hızlı Hedef İHA Dizayn Metodolojisi

Hazırlanan gereksinimlere uygun olarak tasarlanacak Sahte Hedef İHA için görev profili oluşturuldu. Görev profilindeki her bir görev bölümüne uygun olarak uçağın ağırlık hesapları ve boyutlandırılması yapıldı.



Şekil 2: Yüksek Hızlı Hedef İHA görev profili

Tasarlanacak Hedef İHA'nın görev profili açıklaması aşağıdadır;

0 - 1: Deniz seviyesinde pnömatik mancınıkla kalkış

1 - 2: 15.000 ft yüksekliğe tırmanış

2 - 3: 15.000 ft yükseklikte kalkış bölgesinden hedef bölgesine 100 km seyir

3 - 4: 15.000 ft yükseklikte hedef bölgesinde 50 dakika oyalanma

4 - 5: Hedef bölgesinde 10 dakika manevra gerçekleştirme

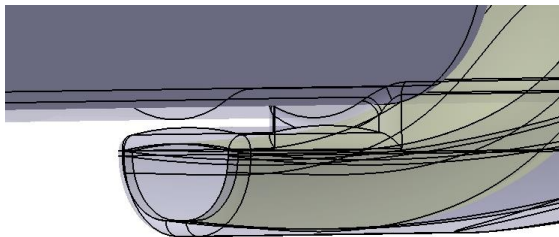


## 2.2. Hedef İHA Tasarımı

İlk aşamada görev bölümlerine uygun olarak Hedef İHA'nın yaktığı yakıt hesaplanmış ve uçağın ağırlığı hesaplanmıştır. Uçağın ağırlık analizi tamamlandıktan sonra uçağın gövde, kanat ve kuyruk boyutları ortaya çıkarılmıştır. Uçağın dikey kanat pozisyonu olarak orta-kanat seçilmiştir. Orta kanat şeklinin, hem yüksek-kanat hem alçak-kanat şekil özelliklerine sahip olacağı hem de gövde ile olan etkileşiminin ve bunun sağladığı sürüklenme katsayısının minimum olacağı düşünülmüştür. Uçağın yatay kuyruk pozisyonu olarak T-kuyruk seçilmiştir, T-kuyruğun tasarımı basittir ve düz uçuş sırasında yatay kuyruğun, kanadın ve jet motorunun etkisinde kalmama avantajına sahiptir.

Airfoil seçimi aşamasından önce, uçak için gerekli olan Mach Sayısı(M), Reynolds Sayısı(Re), Dizayn kaldırma katsayısı( $C_{LDesign}$ ), maksimum kaldırma katsayısı( $C_{Lmax}$ ) hesaplanmıştır. Hesapları takiben XFRL5 yazılımı kullanılarak farklı airfoil çeşitleri karşılaştırılmıştır. Airfoiller arasından en düşük sürüklenme katsayısı  $C_{d(min)}$ , en yüksek  $C_l/C_d$ , en yüksek stall açısı ( $\alpha_{stall}$ ), en yüksek maksimum kaldırma katsayısı( $C_{Lmax}$ ), uygun dizayn kaldırma katsayısı( $C_{LDesign}$ ) ve uçağın uçağı mach sayısı için uygun t/c oranı özelliğine sahip olan airfoil seçilmiştir. Uçağın yatay ve dikey kuyrukları için simetrik airfoil seçilmesi uygun görülmüştür.

Uçağın hava alığı, gövdenin altında pitot tipi olarak seçilmiştir. Bu sayede yüksek hücum açılarında uçağın uçabilecek kadar hava alması amaçlanmıştır. Sınır katmanı oluşumunun uçağa giren hava akışını engellememesi için uçağın gövdesi ile hava alığı arasına bir miktar boşluk bırakılmıştır. Uçağın hava alığı aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



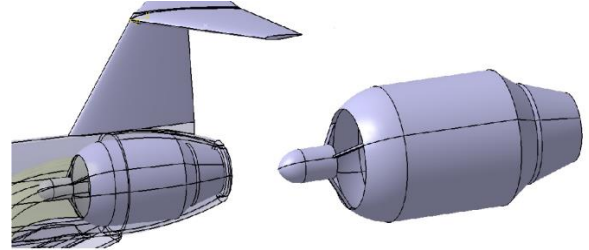
Şekil 3: Hedef uçağın Hava Alığı

Uçağın maksimum hızına ulaşabilmesi için yeterli itiş gücünü sağlayabilen motorun seçimi gerekmektedir. Düşük ağırlığı ve akranlarına oranla daha yüksek itiş gücü kapasitesi ve uçağa gerekli itiş gücünü verebilecek bir motor olan NİKE turbo jet motoru hedef uçak için seçilmiştir. NİKE turbo jet motoru alttaki şekilde verilmiştir.



Şekil 4: Nike Turbojet Motoru (AMT Nederlands, 2012)

Nike Turbojet motoru Catia-v5 yazılımında teknik resminden birebir çizilmiş ve modele eklenmiştir.



Şekil 5: Nike Turbo jet Motorunun CAD Çizimi ve Modele Entegrasyonu

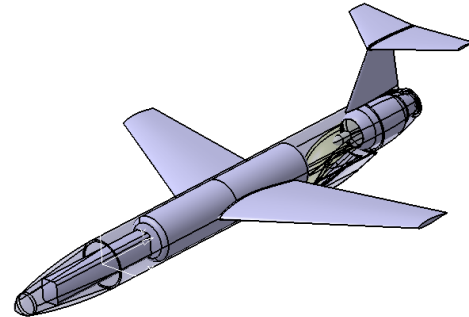
Tablo 2: Yüksek Hızlı Hedef İHA Geometrik Özellikleri

Uzunluk	2,75 m
Gövde Çapı	0,25 m
Kanat Görünüş oranı	5
Kanat Açıklığı	1,94 m
Maksimum kalkış Ağırlığı	85 kg

Tablo 3: Yüksek Hızlı Hedef İHA Uçuş Hızları

$V_{stall}$ (ft/s)(m/s)	143,46 / 43,5
$V_{loiter}$ (ft/s)(m/s)	238,44 / 72,7
$V_{cruise}$ (ft/s)(m/s)	323,232 / 98,5
$V_{max}$ (ft/s)(m/s)	759,5 / 231,5
$V_{combat}$ (ft/s)(m/s)	452 / 137,8

Tasarlanan İHA'nın temel tasarımının Catia-v5 yazılımında çizimi aşağıdaki şekilde verilmiştir.

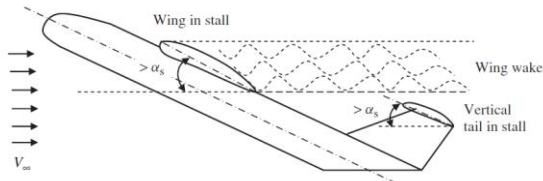


Şekil 6: Yüksek Hızlı Hedef İHA Temel Tasarım CAD Çizimi

## 2.3. Hedef İHA Konfigürasyonları

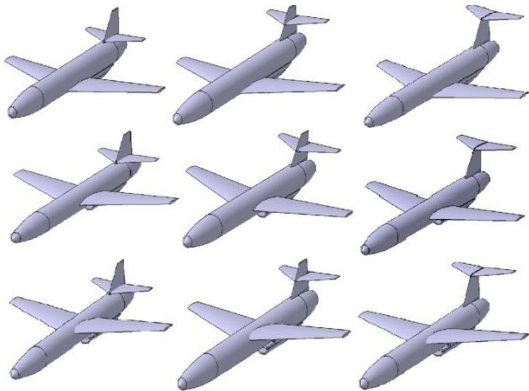


Hedef İHA için orta-kanat ve T-kuyruk seçilmiştir. Ancak, T-kuyruk dikey kuyruğun kendisini taşımasını gerektirdiği için dikey kuyruğun yapısal olarak daha sağlam ve ağır olmasını gerektirir. T-kuyruğun önemli bir dezavantajı daha vardır. Derin stol adı verilen bu durum, yüksek hücum açılarında kuyruktaki kontrol yüzeyi olan elevatorun kanadın etkisinde kalması ile oluşur. Elevator kanadın etkisinde kaldığı için uçak yönlendirilemez ve bu durum uçağın düşmesine bile neden olabilmektedir. Derin stall durumu aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 7: T-kuyruk Şeklindeki Derin Stall Durumu (Sadraey, 2013)

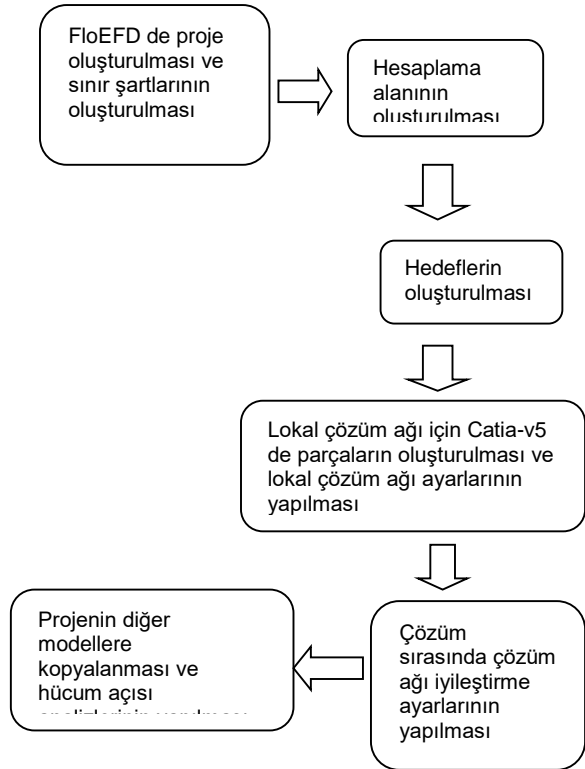
Ana tasarım bitirildikten sonra kanadın ve kuyruğun dikey pozisyonlarının değiştirildiği diğer konfigürasyonların da tasarımı yapıldı. Bu diğer tasarımları yapmanın amacı, farklı kanat ve kuyruk dikey pozisyonlarının değiştirildiğinde uçağın verdiği aerodinamik performansının nasıl değiştiğini gözlemlemektir. Uçağın kanadının kuyruğu nasıl etkilediğini gözlemleyip optimum kanat-kuyruk dikey pozisyonlarını yakalamak. Bunun için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri kullanılmıştır.



Şekil 8: Yüksek Hızlı Hedef Uçak Konfigürasyon Matrisi

### 3.1. Seyir Hızı HAD Analizleri ve Konfigürasyon Seçimi

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) araçları, uçağın istenilen atmosfer koşullarında ve istenilen hızlarda simüle etmeye olanak tanır. Son günlerde, HAD simülasyonları ticari/askeri uçakların ve İHA'ların optimum şekilde tasarlanmasında önemli rol oynamaktadır. FloEFD, Mentor Graphics tarafından geliştirilen ve birçok alanda kendini kanıtlamış modern HAD yazılımlarından biridir. Catia-v5, Solidworks, Creo ve Siemens NX gibi modern CAD yazılımlarına gömülü olarak çalışan FloEFD, bu sayede zaman tasarrufu sağlamaktadır. Bu çalışmada Catia-v5 içerisine gömülü FloEFD-v14.2 kullanılmıştır. HAD analizinin metodolojisi sonraki şekilde gösterilmektedir:



Şekil 9: HAD Analizi Methodolojisi

Tablo 4: Oluşturulan Proje Koşulları ve Sınır Şartları

### 3. UYGULAMALAR

Hava Özkütlesi	0,771 kg/m <sup>3</sup> (15000 ft)
Dış Basınç	57205 Pa (15000 ft)
Analiz Tipi	Dış
Türbülans Parametresi	Yoğunluk ve Uzunluk (%0,1) (0,00625m) (Modelin boyutlarına göre FloEFD tarafından otomatik hesaplanmıştır)
Uzunlamasına Düzlem	XY Düzlemi
Uzunlamasına Eksen	Y Koordinatı
Akış Tipi Opsiyonu	Laminar ve Turbulent (Akışın tipi ve sıkıştırılabilir olup olmadığı FloEFD tarafından otomatik hesaplanır)

Hesaplama Alanı  
X = 0 / 10m  
Y = 23m / -10m  
yönü daha uzun)  
Z = 10m / -10m

Toplam 20m (simetri)  
Toplam 33m (Akıntı)  
Toplam 20m

FloEFD yazılımında istenen hedefi tanımlamak gereklidir. FloEFD de beş farklı hedef çeşidi vardır bunlar, nokta hedefleri, düzlem hedefleri, hacim hedefleri, tüm alanı kapsayan genel hedefler ve denklem hedefleri. Hedefler (Mentor Graphics, 2010) a göre belirlenmiştir. Hesaplama alanında bulunan (0, -9,8, 0) bölgesine bir nokta atanmıştır, bu noktaya akışın hızı, Y ve Z bileşen hızları ve yoğunluğu tanımlanmıştır. Hesaplama alanının içine Y ve Z yönüne doğru toplam kuvvet genel hedefi tanımlanmıştır. Genel ve nokta hedefleri tanımlandıktan sonra aşağıdaki denklem hedefleri yazılıma tanımlanmıştır. (Mentor Graphics, 2010)

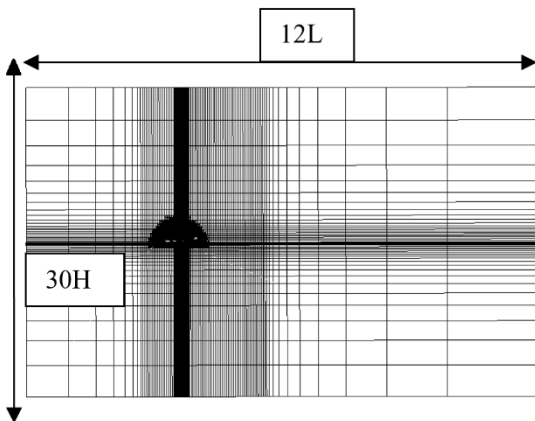
$$Dikey Kuvvet Katsayısı = \frac{GG Force(Z)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S} \quad (1)$$

$$Eksenel Kuvvet Katsayısı = \frac{GG Force(Y)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S} \quad (2)$$

$$Yunuslama Moment Katsayısı = \frac{GG Torque(Z)}{\frac{1}{2} * (PG Density (fluid)) * (PG Velocity)^2 * S * \bar{C}} \quad (3)$$

$$Kaldırma Katsayısı = \left( Dikey Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Y)}{PG Velocity} \right) - \left( Eksenel Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Z)}{PG Velocity} \right) \quad (4)$$

$$Sürüklenme Katsayısı = \left( Eksenel Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Y)}{PG Velocity} \right) + \left( Dikey Kuvvet Katsayısı * \frac{PG Velocity (Z)}{PG Velocity} \right) \quad (5)$$

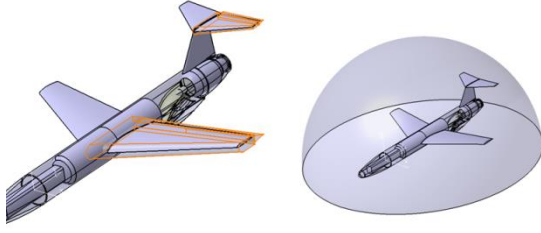


Şekil 11: İHA Hesaplama alanı ilk çözüm ağı

Hesaplama alanı için ilk çözüm ağı kontrol düzlemleri kullanılarak oluşturulmuştur. İlk mesh "NASA Common Research Model (CRM)" baz alınarak oluşturulmuştur (Mentor Graphics, 2014). Kontrol düzlem yerleri yüksek hızlı İHA model boyutlarına göre kalibre edilmiştir. İlk çözüm ağı yapısı aşağıdaki şekilde verilmiştir. Şekilde siyah görünen dikey çizgi, kanadın bulunduğu kontrol düzlem bölgesidir.

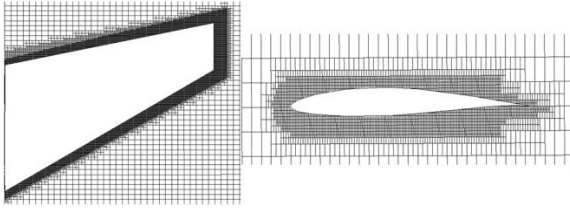
Yüksek Hızlı Hedef uçak geometrisine genel çözüm ağının yanı sıra üç farklı bölgeye lokal çözüm ağı atılmıştır. Bu bölgelerde çözüm ağı atılmış ve bu bölgeleri yazılımın katı olarak algılamaması sağlanmıştır. Bu bölgeler:

- 1- Dış yarı küre lokal çözüm ağı
- 2- Kanat lokal çözüm ağı
- 3- Kuyruk lokal çözüm ağı



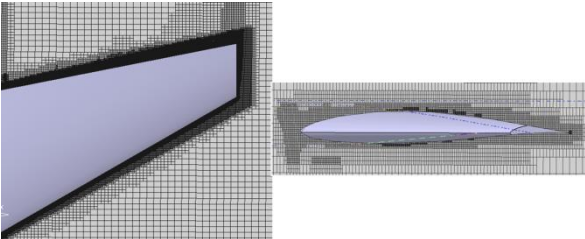
Şekil 12: Kanat, kuyruk ve yarıküre lokal ilk çözüm ağı bölgeleri

Optimum çözüm ağına ulaşabilmek için, kanat ve kuyruk lokal çözüm ağı için çözüm ağı iyileştirme ayarı 4. Seviye ve yarı küre için 1. Seviye olarak ayarlanmıştır. Kanatlardaki ilk çözüm ağı Alttaki şekilde gösterilmektedir.

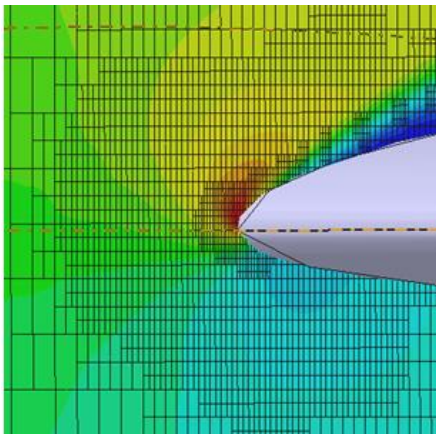


Şekil 13: Kanat ve Airfoil etrafındaki lokal ilk çözüm ağı

FloEFD çözüm sırasında çözüm ağını yenileyebilme kapasitesine sahiptir. Çözüm ağı, akışın fiziksel ve kimyasal parametrelerin değiştiği alanlarda sıklaştırılırken, akış parametrelerinin sabit kaldığı yerlerde otomatik olarak seyrekleştirilir. (Mentor Graphics, 2010) daha iyi çözüm elde edebilmek için hem lokal çözüm ağını hem de çözüm sırasında çözüm ağı artırıcı sistemin(SAR) beraber kullanılmasını önermiştir. SAR sistemi, çözüm içerisinde 0,7, 1,5 ve 2,2 "travel" noktalarında olmak üzere üç sefer harekete geçmek üzere programlanmıştır.

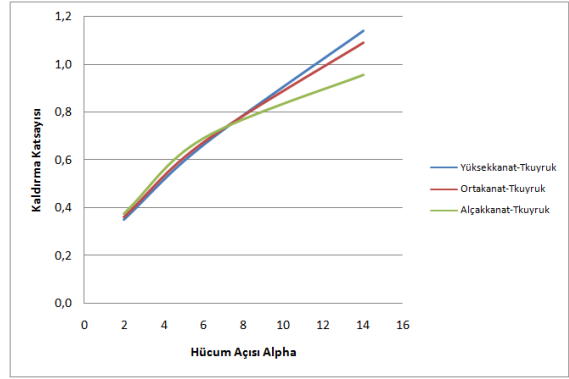


Şekil 14: Kanat ve Airfoil etrafındaki lokal son çözüm ağı

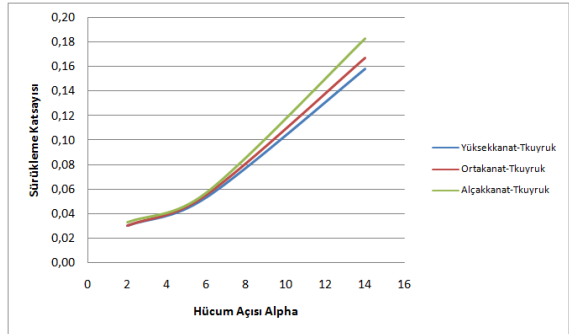


Şekil 15: 16° hücum açısı çözümü sırasında Airfoil hücum kenarında çözüm adaptasyonlu çözüm ağı iyileme örneği

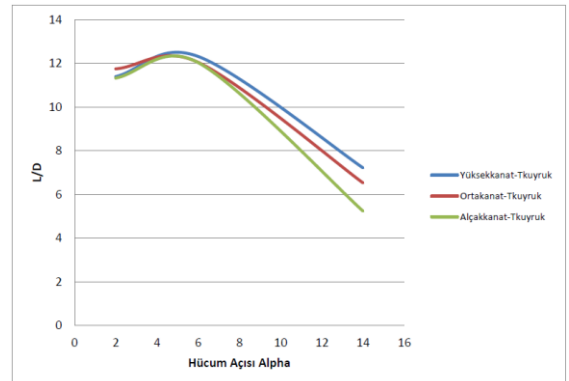
HAD analizlerin ilk aşamasında Kuyruk kısmı sabit tutularak yüksek-kanat, orta-kanat ve alçak-kanat çeşitleri karşılaştırılmıştır. Yani, Karşılaştırılan üç konfigürasyon Yüksek kanat-T kuyruk, Orta kanat-T kuyruk ve Alçak kanat-T kuyruk modelleridir. Aşağıdaki şekillerde CL, CD ve L/D vs hücum açısı grafikleri verilmektedir.



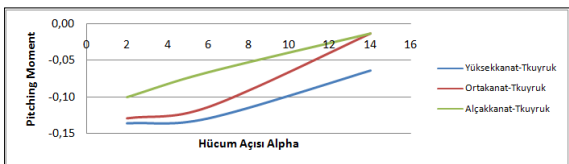
Şekil 16: Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



Şekil 17: Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



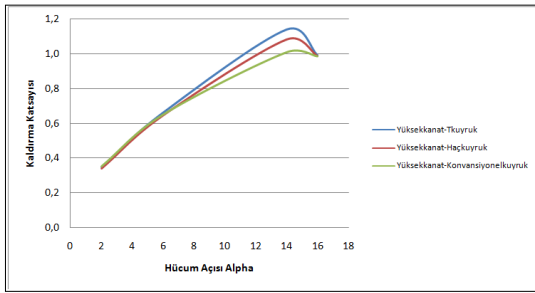
Şekil 18: L/D parametresinin hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat



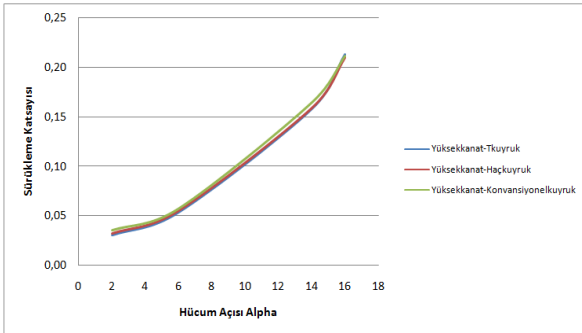
Şekil 19: Yunuslama Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi Yüksek kanat, orta kanat ve alçak kanat

Kaldırma ve sürüklenme katsayıları ve L/D parametrelerin hücum açılarında göre değişim grafikleri incelendiğinde özellikle orta ve yüksek hücum açılarında yüksek-kanat modeli en düşük sürüklenme katsayısını, en yüksek L/D performansını verdiği görülmüştür. Bu sebeple yüksek-kanat modeli seçilmiştir.

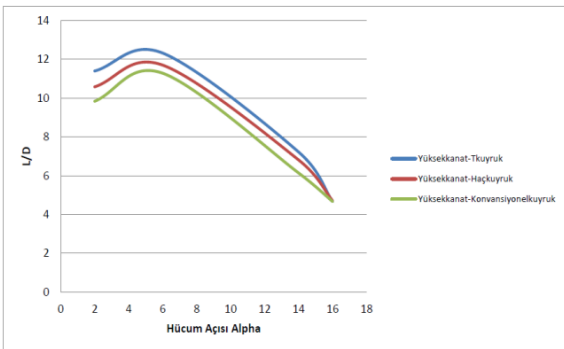
Yüksek kanat seçimi yapıldıktan sonra kanat pozisyonu sabit tutulmuş ve kuyruk dikey pozisyonu değiştirilmiştir. Kaldırma ve sürüklenme katsayıları ve yunuslama momenti katsayılarının hücum açısı ile değişimi ile, kaldırmanın sürüklemeye oranı grafikleri aşağıdaki şekillerde verilmiştir.



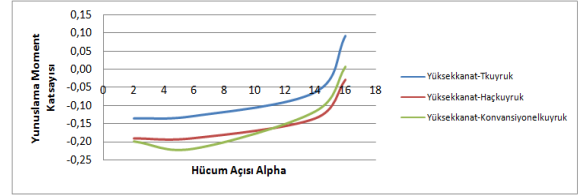
Şekil 20: Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç kuyruk ve konvansiyonel kuyruk



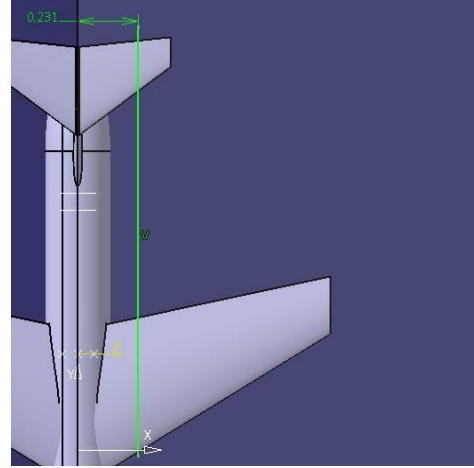
Şekil 21: Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



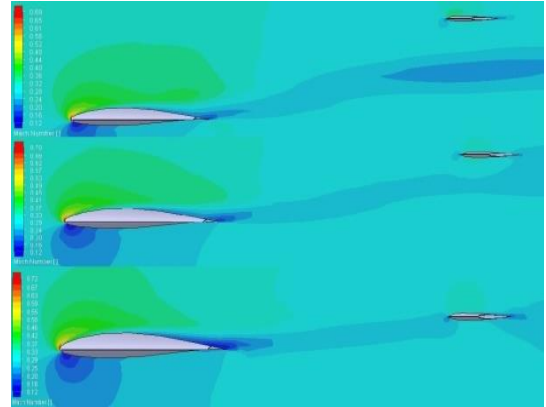
Şekil 22: L/D değerinin hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



Şekil 23: Yunuslama Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi T-kuyruk, haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk



Şekil 24: Kanat Açıklığı yönünde 0,231 m Dikey Kesit



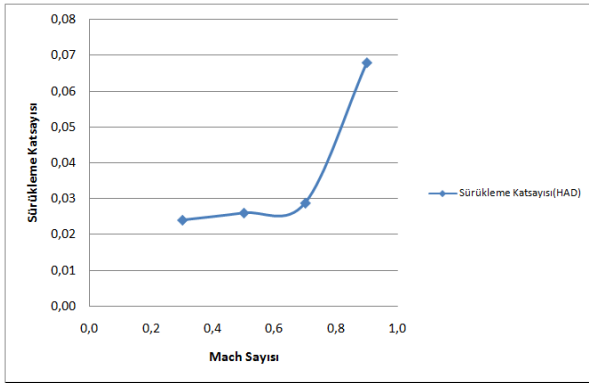
Şekil 25: 16 derece hücum açısında Mach sayısının kontur kesitlerinin farklı kuyruk çeşitleri için gösterimi. Yukarıdan aşağıya: T-kuyruk, Haç-kuyruk ve konvansiyonel-kuyruk.

Kanadın kuyruğa etkisini ölçmek maksadı ile 16 derece hücum açısında kanat stall durumunda iken dikey kesit alınmıştır. Dikey kesit bölgesi Şekil 24' de gösterilmiştir.

HAD analizleri sonucunda Yüksek kanat-T kuyruk konfigürasyonunun yüksek hücum açılarında en düşük sürüklenme katsayısı ürettiği ve en yüksek L/D değerini verdiği tespit edilmiştir. Kanat uçlarından başlayan stall durumunun 16 derece hücum açısında merkez hattından 0,231 m açıklığına ulaşmadığı gözlemlenmiştir. Bununla beraber 16 derece hücum açısında yüksek kanattan en az etkilenen kuyruk tipi T-kuyruk olarak belirlenmiştir. Bir sonraki tabloda İHA'nın seyir koşulları için teorik değerleri ile HAD analizlerinin karşılaştırılmasını içermektedir.

Tablo 5: Yüksek Hızlı Sahte Hedef İHA HAD Sonuçları

Parametre:	Ana Tasarım (Teorik)	Yüksek Kanat-Tkuyruk (HAD) 0,3M Seyir
$C_{LDesign(teori)}$	0,242	0,187
$C_{Lseyir(HAD)}$		
$C_D$ seyir	0,024	0,0239
$C_L$ Max	1,09	1,14
$L/D$ Seyir	9,86	7,84
$L/D$ max	12,72	12,61



Şekil 26: Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Şekil 26 ya göre uçağın sürüklenme katsayısı 0,7 mach sayısında kayda değer bir yükselme göstermemiştir. Sürüklenme katsayısının 0,9 M da yükselmesi, şok dalgasının bu hızda etkili olduğunu gösterir.

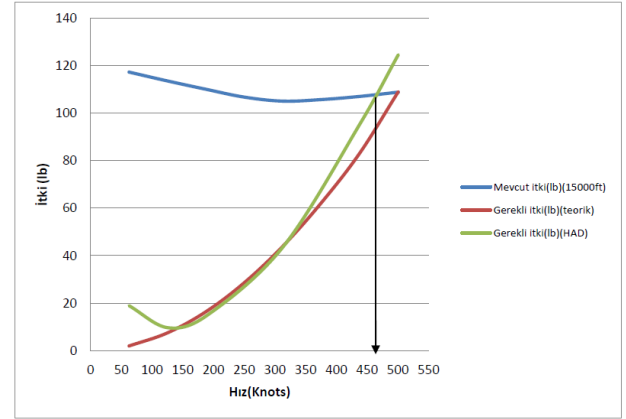
Uçağın çıkabileceği maksimum hız, uçağın itki kuvveti gereksinimi ile doğru orantılıdır ve itki kuvveti gereksinimi de uçağın ürettiği sürüklenme katsayısı ile doğru orantılıdır. Uçak için gereken itki kuvveti aşağıdaki denklemde verilmiştir (Anderson, 1999).

$$T_R = q * S * C_D \quad (6)$$

HAD analizleri sonrasında uçağın farklı hızlarda uçarken ürettiği sürüklenme katsayıları kullanılarak aşağıdaki şekil elde edilmiştir. Şekilde gösterilen mevcut itki, uçağa motor takıldığındaki itkidir.

### 3.2 Maksimum Hız HAD Analizleri

Tasarlanan İHA'nın, 0,7 Mach sayısında uçabilmesi hedeflenmiştir. Hedef İHA'nın bu hızda uçabildiğini görebilmek için HAD simülasyonu yapılmıştır. 0,7 Mach sayısı uçaklar için transonik bir hızdır. Uçak, bu hızda uçarken kanadın üst yüzeylerinde akış hızının 1 Mach'ın üzerine çıkarak kanatlarda şok dalgası oluşma tehlikesi bulunmaktadır. Uçağın kanatlarının üst yüzeyinde oluşan şok dalgaları, uçağın kanadında oluşmuş olan sınır tabakası ile etkileşime girerek akışın kanatlardan kopmasına neden olmaktadır. Şok dalgası oluştuğu zaman, uçağın sürüklenme katsayısına şok dalgası sürüklenme katsayısı bileşeni eklenir ve uçağın ürettiği sürüklenme katsayısı katlanarak artar. Şekil 26 uçağın farklı hızlardaki ürettiği sürüklenme katsayılarını göstermektedir.



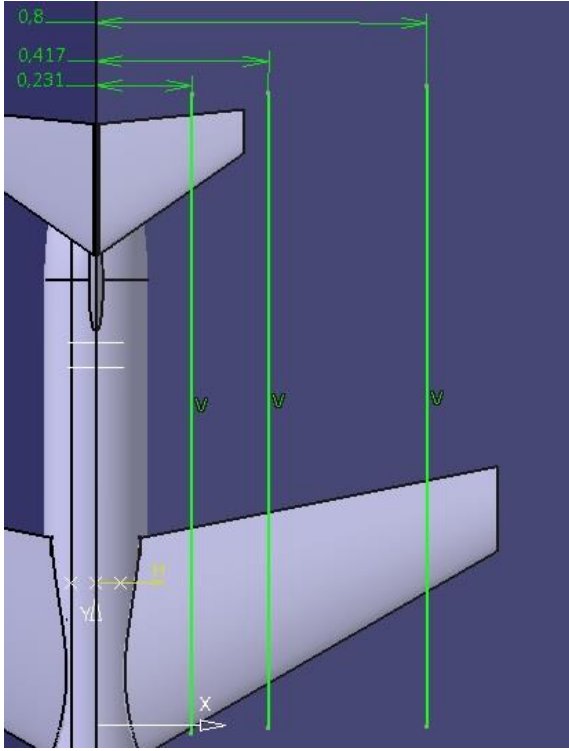
Şekil 27: Mevcut itki ve Gerekli itkinin hızla bağlı grafiği

0,7 Mach hızında, farklı hücum açıları HAD analizleri sonucunda İHA'nın verdiği sürüklenme katsayılarından yola çıkılarak bulunan gerekli itki eğrilere bakıldığında, uçağın 450 knot hızına ulaşabildiği görülmüştür.

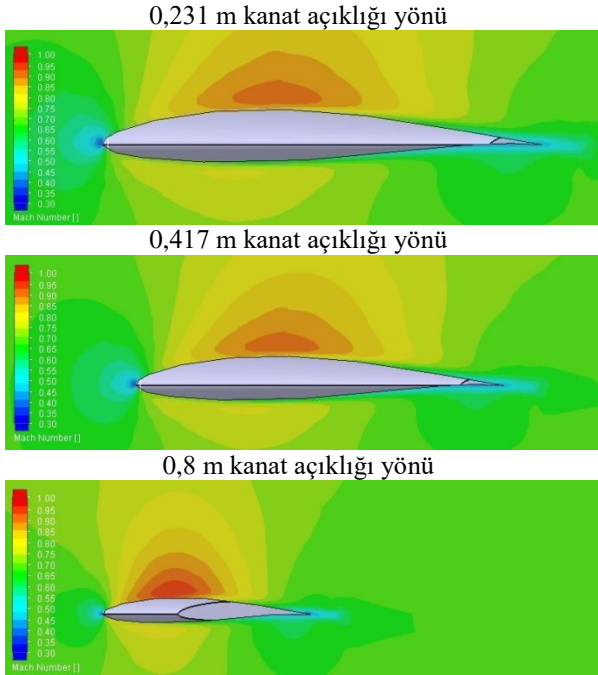
Uçağın 0,7 mach hızında 0 derece hücum açısında uçarken kanat yüzeyindeki hava akış hızını kontrol edebilmek için merkez hattından kanat açıklığı yönünde üç farklı uzaklıktan kesit alınmıştır. Bu uzaklıklar, kuyruk aerodinamik merkez noktasının bulunduğu 0,231m, kanat aerodinamik merkez noktasının bulunduğu 0,417m ve kanat ucuna yakın bir düzlem olan 0,8m olarak seçilmiştir. Bu noktalar aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.

Maksimum hız için yapılan HAD analizi sonucunda tasarlanan İHA 0 derece hücum açısında uçarken kanat üzerindeki akış hızının 1 Mach'ı aşmadığı gözlemlenmiştir. Tespit edilen kanat üzeri akış hızları 0,94 ile 0,96 Mach sayısı dolaylarında seyretmektedir.





Şekil 28: Mach kontur kesitlerinin bulunduğu kanat açıklığı yönündeki düzlemler



Şekil 29: 0,7 M hızında 0 Derece Hücum Açısında Seyir Halinde İHA Kanat Üzeri Mach Sayısı Kontur Çizimleri

#### 4. SONUÇ

Bu çalışmada yüksek hızlı hedef İHA tasarımı yapılmıştır. Tasarımın gereksinimleri daha önce tasarımı yapılmış hedef İHA tecrübelerinden faydalanılarak hazırlanmıştır. Bu dizayn için 231 m/s maksimum hız, 1 saat dayanım süresi ve 100 km menzil hedeflenmiştir. Tasarlanan İHA geometrik ve aerodinamik parametreleri, daha önce tasarlanmış başarılı İHA istatistikleri kullanılarak ve tekrarlanan

uçak dizayn hesapları ile ortaya konmuştur. Hedef uçak için gereken jet motoru dikkatle seçilmiş ve motorun teknik resmi kullanılarak 3 boyutlu bilgisayar destekli tasarım programı olan CATIA-v5 yazılımında çizimi yapılmış ve uçağın gövdesine entegrasyonu yapılmıştır. Temel tasarımda kuyruk ve kanat dikey pozisyonu olarak Orta-kanat ve T-kuyruk konfigürasyonu seçilmiştir. Bu konfigürasyonlar arasındaki aerodinamik performans farklarını karşılaştırabilmek ve en uygun kanat ve kuyruk pozisyonlarını belirleyebilmek amacıyla farklı kanat ve kuyruk dikey pozisyonlarının olduğu sekiz farklı konfigürasyonun dizaynı yapılmıştır ve konfigürasyon matrisi oluşturulmuştur. Bu konfigürasyonların arasındaki farkı ölçebilmek için CAD yazılımlarına entegre çalışan FloEFD HAD yazılımı tercih edilmiştir. Aerodinamik performans testleri 15000 ft irtifa şartlarında 2, 6, 14 ve 16 derece hücum açılarında yapılmıştır. HAD analizleri neticesinde YüksekKanat-Tkuyruk dizaynının en iyi aerodinamik performansı verdiği tespit edilmiştir.

Tasarlanan İHA'nın, çıkması istenen 0,7 Mach sayısında da HAD analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde uçağın farklı hızlarda ürettiği sürüklenme katsayısı ve itki gereksinimleri incelenmiş, uçağın var olan Nike turbojet motoru ile maksimum hızda uçuşunu sürdürebileceği öngörülmüştür. Uçağın maksimum hızda seyrederken kanat üzerindeki farklı kesitlerden hava akışı incelenmiş ve kanat üzeri akışın süpersonik hıza çıkmadığı gözlemlenmiştir.

Sonuç olarak, uçak dizaynı sürecinde, uçağın verdiği aerodinamik performansın anlaşılabilmesi için prototipler üretilip bu prototiplerin rüzgâr tüneline test edilmesi gerekmektedir. Rüzgâr tüneli testleri gerçeğe en yakın aerodinamik performansı verdiği için şüphesiz vazgeçilmezdir. Fakat, her bir konfigürasyon için prototip üretip rüzgâr tüneline testini yapmak hem çok fazla zaman tüketimi hem de çok maliyetlidir. Bu çalışmada HAD yazılımı olan FloEFD, hem farklı konfigürasyonların karşılaştırılmasında rol oynamış hem de uçağın limit hızlarında nasıl tepki verdiğinin anlaşılabilmesini sağlamıştır.

#### KAYNAKLAR

- AMT Netherlands B.V. (2012), *Description of the AMT Netherlands Nike Gasturbine*, www.amtjets.com, Spaarpot 34 NL-5667 KX Geldrop, Holland, NEDERLANDS.
- Anderson, John D. (1999), *Aircraft Performance and Design*, Mc-Graw-Hill. University of Maryland
- BSK Defence S.A. (2016), URL: [http://www.redstar.gr/Foto\\_red/Eng/HAF/BSK\\_defense/Yperion.html](http://www.redstar.gr/Foto_red/Eng/HAF/BSK_defense/Yperion.html) [Son ziyaret tarihi Mart 2016]
- BSK Defence S.A. (2016), URL: [http://www.redstar.gr/Foto\\_red/Eng/HAF/BSK\\_defense/Nemesis.html](http://www.redstar.gr/Foto_red/Eng/HAF/BSK_defense/Nemesis.html) [Son ziyaret tarihi Mart 2016]
- Composite Engineering, Inc. (2016), URL: [www.kratosusd.com](http://www.kratosusd.com), [Son ziyaret tarihi Nisan 2016].
- Meggitt Defence Systems Ltd, (2016), URL: [https://meggittargetsystems.com/static/media/files/Banshee\\_Twin\\_Jet\\_2015.pdf](https://meggittargetsystems.com/static/media/files/Banshee_Twin_Jet_2015.pdf) [Son ziyaret tarihi Nisan 2016].
- Mentor Graphics Corporation, (2010) *"FloEFD Aerospace Validation and Test-Cases,"*



[www.mentor.com](http://www.mentor.com),8005 S.W. Boekman Road,  
Wilsonville, Oregon 97070-7777

Mentor Graphics Corporation, (2014) “*NASA Common Research Model Aerodynamics*,”  
[www.mentor.com](http://www.mentor.com),8005 S.W. Boekman Road,  
Wilsonville, Oregon 97070-7777

Raymer, D.P. (2012), “*Aircraft Design: A Conceptual Approach*(5th ed.),” Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Sadraey, Mohammad H. (2013), “*Aircraft Design:A Systems Engineering Approach*”, Daniel Webster College, New Hampshire, USA.

Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş, (2016), URL:  
[www.tai.com.tr](http://www.tai.com.tr),[Son ziyaret tarihi Nisan 2016].

## SABİT VE DÖNER KANATLI HAVA ARACININ YÖNELİM DİNAMİKLERİNİN HİBRİT DENETİMİ

Anıl GÜÇLÜ<sup>1</sup>, Dilek Funda KURTULUŞ<sup>2</sup>, Kutluk Bilge ARIKAN<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Anıl Güçlü, ROKETSAN A.Ş., [aguclu@roketsan.com.tr](mailto:aguclu@roketsan.com.tr)

<sup>2</sup>Dilek Funda KURTULUŞ, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, [dfunda@ae.metu.edu.tr](mailto:dfunda@ae.metu.edu.tr)

<sup>3</sup>Kutluk Bilge ARIKAN, Atılım Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği, [kutluk.arikan@atilim.edu.tr](mailto:kutluk.arikan@atilim.edu.tr)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0112](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0112)

### ÖZET

Bu çalışma, hibrit insansız hava aracının (HİHA) tasarımı, matematiksel olarak modellenmesi, denetimci tasarımını ve döngüde donanım testlerinden oluşmaktadır. Sabit kanatlı hava aracı olarak uzaktan kumandalı E-Flite Apprentice marka model uçak seçilmiş ve şaside yapılan değişiklikler ile dikey iniş kalkış özelliği kazandırılmıştır. Bu tarz hibrit bir sistem, döner kanatlı sistemlerde olduğu gibi herhangi bir piste ihtiyaç duymadan dikey olarak iniş kalkış yapabilmekte ve sabit kanatlı sistemler gibi sabit kanat uçuş gerçekleştirebilmektedir. Bu hibrit sistemi matematiksel olarak modelleyebilmek için HİHA'nın sabit ve hareketli bileşenlerine yönelik sistem tanılama işlemlerinin yapılması gerekmektedir. Hava aracında dikey kaldırma ve yatay itki kuvvetlerinin üretimi için fırçasız motorlar; kanatçık, yatay dümen ve dikey dümen gibi kontrol yüzeylerinin denetimi için ise servo motorlar kullanılmaktadır. Fırçasız motorlara yönelik sistem tanılama çalışmaları için bir itki ölçüm sistemi, servo motorların sistem tanılama çalışmaları için ise bir açı ölçüm sistemi kullanılmaktadır. HİHA'nın kütle eylemsizlik momentleri ise çift telli sarkaç deneyi yapılarak bulunmaktadır. HİHA, Matlab/Simulink ortamında, deneysel olarak hesaplanan, sisteme özgü parametreler kullanılarak modellenmektedir. HİHA, dikey kalkış-iniş, sabit kanat – döner kanat uçuşu arasında geçiş ve sabit kanat uçuşu olmak üzere üç ana uçuş moduna sahiptir. HİHA otopilot algoritması olarak oransal-integral-türevsel (PID) ve doğrusal aktif bozucu sönümlenme (LADRC) tip denetimci algoritmaları geliştirilip, performansları kıyaslanacaktır.

**Anahtar kelimeler:** Hibrit, PID, LADRC, VTOL, Sabit- Döner Kanat

## HYBRID STABILIZATION OF ATTITUDE DYNAMICS OF A FIXED AND ROTARY WING AIR VEHICLE

### ABSTRACT

The aim of the current study is to introduce an overview about the design, manufacturing and testing of a Hybrid Air Vehicle (HAV). The designed vehicle will have the ability to vertically takeoff and landing in addition to fly horizontally as a fixed wing aircraft. A remotely piloted model aircraft (E-Flite Apprentice Model Plane) is selected for the initial tests and it is modified for the current purpose. A thrust measurement setup is used to obtain the thrust characteristics of the motors which are used in the model aircraft for system identification. Another test stand is also designed and manufactured to test the servo motor responses at the control surfaces of the HAV. Inertia tensor of the HAV is obtained experimentally by means of bifilar pendulum test method. The wing of the aircraft will be tested in the 1m x 1m test section wind tunnel of Aerospace Engineering Department of METU to obtain aerodynamic characteristics. By means of experimentally identified system parameters, the HAV is modeled in Matlab/Simulink environment mathematically. The HAV has three main operating modes such as vertical takeoff and landing, transition to fixed wing flight or vice versa, and fixed wing flight. Combinations of a Linear Active Disturbance Rejection Controller (LADRC) and a Proportional Integral Derivative (PID) based control topologies will be designed for operating modes. To observe performance and enhance the developed system models and controllers, hardware in the loop tests will be done by means of a Flight Motion Simulator (FMS) of ROKETSAN Missile Inc.

**Keywords:** Hybrid, PID, LADRC, VTOL, Fixed Wing, Rotary Wing

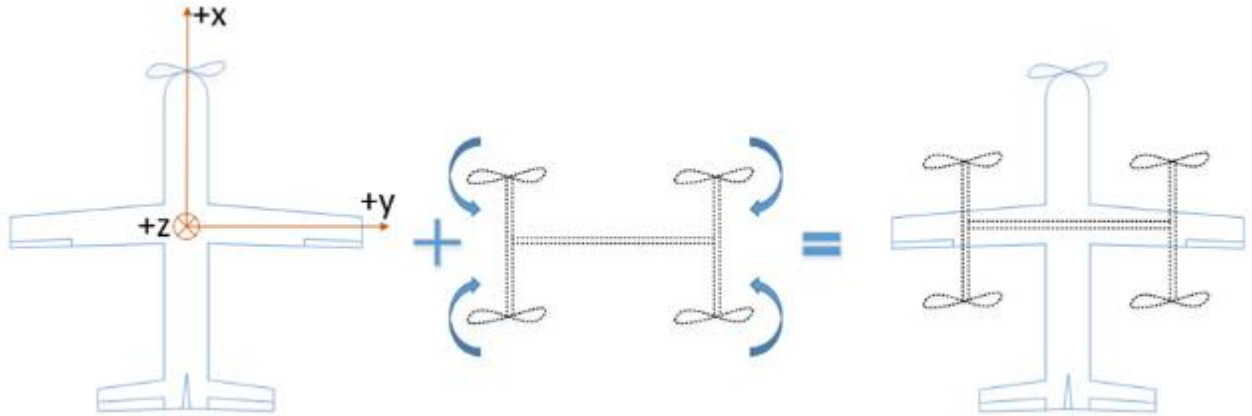
## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları günümüzde birçok sivil ve askeri uygulama için kullanılmaktadır (Kurtuluş vd., 2010; Kurtuluş, 2011). Hava araçları genel olarak döner kanatlı (Dang, 2014; Altug, Dilshan, 2013; Bae, 2007; Tekinalp vd., 2015; Sahin vd.; 2015; Guclu vd. 2016; Kaya vd, 2016) ve sabit kanatlı (Ahmed, Kohno, 2014; Baek, 2013; Dahsyat, 2012; Mutlu vd., 2012, 2013; Önen vd., 2014; Yayla vd. 2013, 2014; Senipek vd., 2013) olmak üzere iki ana grupta incelenebilmektedir. Hava araçlarının kanat yapılarına göre avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Sabit kanatlı hava araçları, basit bir şasi ve uzun uçuş süresine sahiptirler. Ayrıca, döner kanatlı hava araçlarına

kıyasla, güç harcamadan (süzülerek) daha fazla yük taşıyabilmektedirler. Sabit kanatlı hava araçlarının dezavantajı ise iniş ve kalkış için bir piste ihtiyaç duymalarıdır. Döner kanatlı hava araçlarının avantajı ise dikey iniş – kalkış yapabilmeleri ve havada asılı kalabilmeleridir. Bunun yanında, düşük uçuş hızı, kısa menzil ve havada kalış süresi gibi dezavantajları vardır. Bu çalışmanın amacı, daha karmaşık bir yapı, ağırlık ve daha fazla sürtünme gibi dezavantajlar olmasına rağmen (Green, 2006; Osder, 1994), sabit ve döner kanatlı hava araçlarının avantajlarını tek bir sistemde birleştirmektir. HİHA'nın sahip olduğu uçuş fazları Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1: HİHA'nın Uçuş Fazları



Şekil 2: Sabit ve Döner Kanatlı Hava Araçlarının Birleşimi

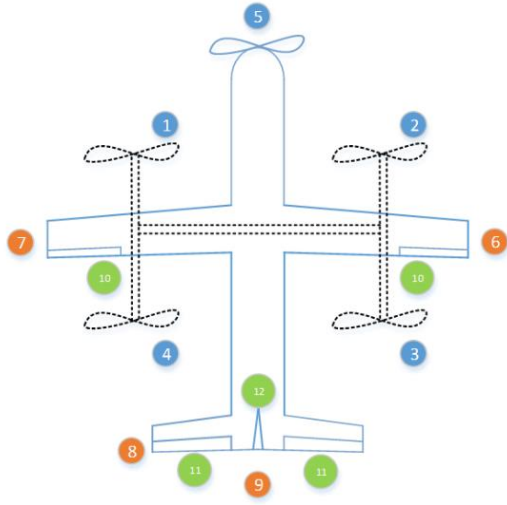
## 2. SİSTEM TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama, istikamet ve yükseliş durumları döner kanat modunda döner kanatlar ile sabit kanat modunda uçarken ise sabit kanatlar ile kontrol edilmektedir. HİHA'nın fiziksel yapısı, Şekil 2'den de görüldüğü üzere, sabit ve döner kanatlı hava araçlarının birleşiminden oluşmaktadır.

HİHA'nın eyleyicileri ve kontrol yüzeyleri Şekil 3'te gösterilmektedir. 1, 2, 3 ve 4 numara ile

gösterilen eyleyiciler, döner kanat platformda kullanılan, HİHA'nın dikey iniş kalkış özelliği için kullanacağı motor-pervane çiftleridir (Altug, 2013). 5 numara ile gösterilen eyleyici, HİHA'nın sabit kanat uçuşu sırasında, itki oluşturmak için kullanacağı motor-pervane çiftidir. 6, 7, 8 ve 9 numara ile gösterilen eyleyiciler kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kullanılmaktadır. Sistemin yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamiklerinin

denetimi için sırasıyla 10, 11 ve 12 numaralı kontrol yüzeyleri kullanılmaktadır.



Şekil 3: HİHA'nın Eyleyicileri ve Kontrol Yüzeyleri

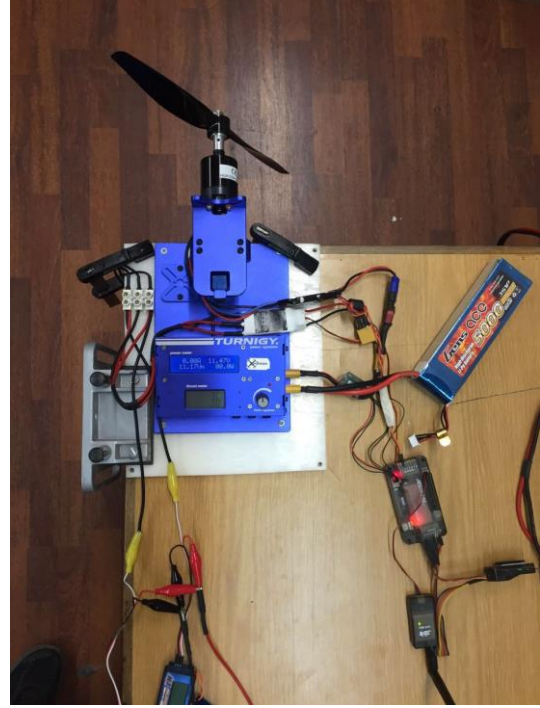
### 3. SİSTEM TANILAMA

Hava aracına yönelik denetimci tasarımı yapabilmek ve sistem davranışını gözlemleyebilmek amacıyla, sistemin matematiksel modeline ihtiyaç vardır. Sistem tanılama aşamasında, kontrol tahrik sistemi karakteristiği, kütle momenti, türev sabitleri, yapılacak olan deneysel çalışmalar sonucunda belirlenmektedir (Mettler, 2013). Deneysel ve donanım ile etkileşimli çalışmalarda, komut gönderme ve veri toplama işlemleri için LabVIEW yazılımı kullanılmaktadır (Huang, 2012). HİHA sistemi, alt sistemlere ayrılmakta ve alt sistem bazında tanılama işlemi yapılmaktadır. Tüm alt sistemlerin tanılanmasının ardından sistem seviyesi tanılama tamamlanmış olacaktır. Bu kapsamda, sistem seviyesi HİHA parametre tanılama için, itki ilişkisi, açı ilişkisi, kütle eylemsizlik momenti ve türev sabitleri alt parametreleri tanılanmalıdır. Söz konusu parametreler deneysel olarak tanılanmaktadır.

#### 3.1. İtki İlişkisi

Hibrit hava aracına itki ve kaldırma kuvveti sağlamak için fırçasız motorlar kullanılmaktadır (Li, 2008; Li, 2012). Fırçasız motorlara dönü hareketi sağlamak için elektronik hız kontrolcülerini kullanılmaktadır. Elektronik hız kontrolcülerini kendisine referans olarak gönderilen darbe genişlik modülasyonu sinyalinin üç fazlı sinüs komütasyonuna çevirerek fırçasız motorlara referans hız bilgisi göndermektedir. Darbe genişlik sinyali ile fırçasız motorlar arasındaki itki ilişkisini elde etmek için Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Elektrik – Elektronik Mühendisliği Bölümü'nde bulunan itki

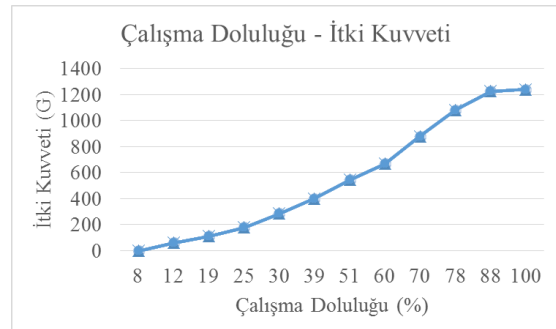
ölçüm düzeneği kullanılmıştır. Referans darbe genişlik sinyal bilgisi, üretilen itki ve motor-pervane çiftinin açılma dönüş hız bilgileri itki ölçüm sistemi yardımı ile gerçek ve eş zamanlı olarak kayıt edilebilmektedir. İtki ölçüm sistemi Şekil 4'te gösterilmektedir.



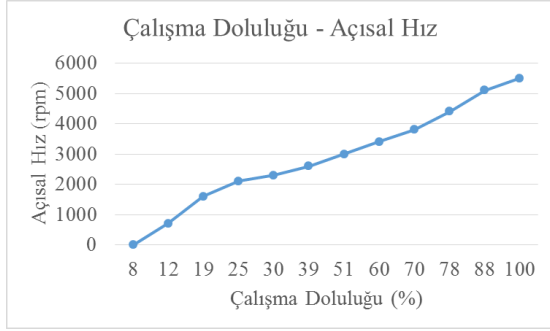
Şekil 4: İtki Ölçüm Sistemi

Daha önce de bahsedildiği gibi dikey kaldırma kuvveti için dört motor pervane çifti, yatay itki kuvveti için bir motor pervane çifti kullanılmaktadır. İtki kuvveti sağlamak için bir fırçasız motor ve 11x8" bir pervane çifti, kaldırma kuvveti sağlamak için T-Motor U3 KV700 fırçasız motor ve 13x4.4" pervane çifti kullanılmaktadır. Yatay motor pervane çiftine ait çalışma doluluğu oranına karşılık itki ve açılma hız grafikleri sırasıyla Şekil 5 ve

Şekil 6'da verilmektedir.

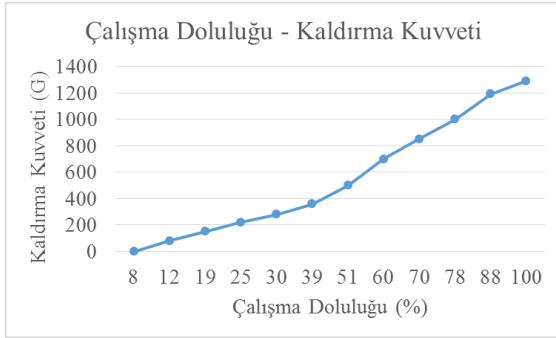


Şekil 5: Çalışma Doluluğu Oranı – İtki Grafiği (Yatay Pervane)

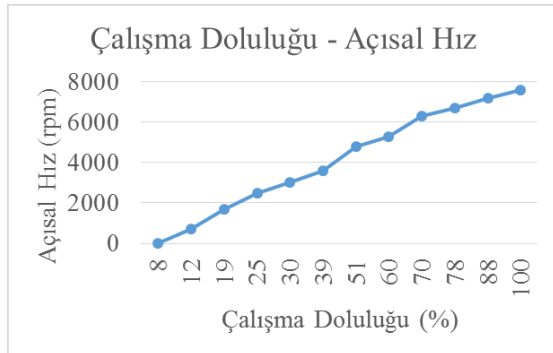


Şekil 6: Çalışma Doluluğu Oranı - Açısal Hız (Yatay Pervane)

Dikey motor pervane çiftine ait çalışma doluluğu oranına karşılık itki ve açısal hız grafikleri sırasıyla Şekil 7 ve Şekil 8'de verilmektedir.



Şekil 7: Çalışma Doluluğu Oranı - Kaldırma Kuvveti (Dikey Pervaneler)



Şekil 8: Çalışma Doluluğu Oranı - Açısal Hız (Dikey Pervaneler)

Elde edilen veriler kullanılarak, yatay ve dikey ekseninde açısal hız, kaldırma ve itki kuvvet formülleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir (Bağıntı 1-4).

$$F_x = -0.0017 \cdot dt^3 + 0.2993 \cdot dt^2 + 0.6369 \cdot dt + 2.7543 \quad (1)$$

$$F_z = -0.0008 \cdot dt^3 + 0.1721 \cdot dt^2 + 4.4870 \cdot dt - 10.6844 \quad (2)$$

$$\Omega_x = 0.0116 \cdot dt^3 - 2.0605 \cdot dt^2 + 155.5409 \cdot dt - 899.4160 \quad (3)$$

$$\Omega_z = 0.0029 \cdot dt^3 - 1.0261 \cdot dt^2 + 161.2777 \cdot dt - 1100.3549 \quad (4)$$

Pervanelerin aerodinamik yapısından ötürü, dönüş yönlerinin ters istikametinde sürüklenme momenti oluşmaktadır (Ravikiran, 2004). Bu moment değeri pervanelerin sürüklenme moment sabitleri ve açısal hızları kullanılarak hesaplanabilmektedir. Sürüklenme moment sabitinin bulunabilmesi için öncelikle, kaldırma kuvveti sabiti hesaplanmalı ve ikili arasındaki ilişki kullanılmalıdır (Güçlü, 2012).

$$\frac{b}{d} = \frac{1}{58} \quad (5)$$

b: kaldırma kuvveti sabiti  
d: sürüklenme moment sabiti

Kaldırma kuvveti sabiti pervaneler tarafından üretilen kaldırma kuvveti ve açısal hızları arasındaki bağıntı kullanılarak hesaplanabilmektedir (Bağıntı 6).

$$F_{1,2,3,4} = b_{1,2,3,4} \cdot \Omega_{1,2,3,4}^2 \quad (6)$$

Sürüklenme moment sabitinin de hesaplanmasının ardından, sürüklenme momenti hesaplanabilmektedir (Bağıntı 7).

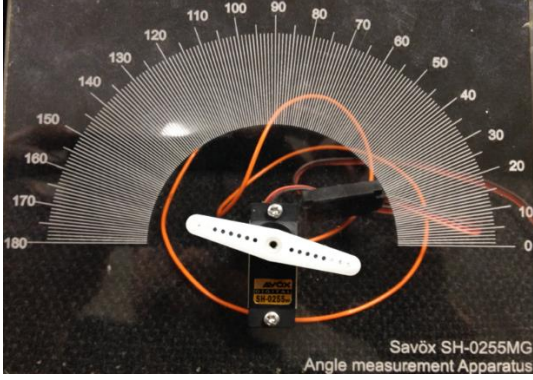
$$M_{1,2,3,4} = d_{1,2,3,4} \cdot \Omega_{1,2,3,4}^2 \quad (7)$$

Tanımlanan kaldırma kuvveti ve sürüklenme moment sabitleri, bilgisayar ortamında, sistem tarafından üretilen kaldırma kuvvetinin ve sürüklenme momentinin hesaplanması için kullanılmaktadır. Fırçasız motorlar ile pervaneler arasında herhangi bir dişli aktarımı bulunmamaktadır. Bu bağıntılar kullanılarak, sabit ve döner kanatlı yapılarda kullanılan fırçasız motorlar Matlab/Simulink ortamında modellenmektedir.

### 3.2. Açı İlişkisi

Hibrit hava aracının kontrol yüzeyleri servo motorlar ile hareket ettirilmektedir. Servo motorlar darbe genişlik modülasyonu (PWM) sinyali ile sürülür. PWM sinyali ile servo motorların açısal pozisyonu arasında doğru orantılı bir ilişki vardır. Bu ilişkinin çıkarılabilmesi için açı ölçüm düzeneği tasarlanmış ve üretilmiştir (Şekil 9).





Şekil 9: Servo Motor Açısal Pozisyon Ölçüm Aparatı

Kontrol yüzeyleri ile PWM sinyali arasındaki bağıntılar Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1: Kontrol Yüzeyleri, Pozisyon Aralıkları ve Sinyal Bağıntıları

Kontrol Yüzeyi	Pozisyon Aralığı (°)	dt aralığı (%)	Bağıntı
Kanatçık	±28	0-100	$p = 0.56dt - 28$
İrtifa Dümeni	±22		$p = 0.43dt - 22$
İstikamet Dümeni	±15		$p = 0.30dt - 15$

dt: çalışma doluluğu oranı  
p: açısal pozisyon

### 3.3. Kütle Eylemsizlik Momenti

Kütle eylemsizlik momentleri sistemin modellenmesine büyük öneme sahiptir. Hibrit hava aracının kütle eylemsizlik momentleri çift telli sarkaç deneyi ile deneysel olarak hesaplanmaktadır (Then, 1970; Jardin, 2009). Bu yöntemde, sistem asılmakta ve sallanmaktadır. Salınım eksenindeki açısal hız ve salınım periyodu, sistem üzerine monteli bir ataletsel ölçüm birimi ile gerçek zamanlı olarak ölçülmektedir. Sistemin salınım eksenindeki kütle eylemsizlik momentini Bağıntı 8 yardımı ile bulunabilmektedir.

$$J = \left[ \frac{T_n}{2\pi} \right]^2 \frac{mgR^2}{L} \quad (8)$$

J: Kütle eylemsizlik momentini

$T_n$ : Salınım periyodu

mg: Sistemin ağırlığı

R: Teller arası mesafe

L: Tellerin uzunluğu

Deneysel sonuçta elde edilen kütle eylemsizlik moment değerleri Tablo 2’de verilmektedir.

Tablo 2: Kütle Eylemsizlik Moment Değerleri

Eksen	Kütle Eylemsizlik Momenti(kgm <sup>2</sup> )
x	1.7096
y	1.4035
z	0.7207

### 3.4. Türev Sabitleri

Sistemin farklı uçuş hızlarında, hücum açıları ve kontrol yüzeyi pozisyonlarında ürettiği aerodinamik kuvvet ve momentleri hesaplayabilmek için sisteme özgü türev sabitlerinin deneysel olarak hesaplanması gerekmektedir. Bu sabitleri hesaplayabilmek için Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü’nde bulunan rüzgâr tüneline kullanılacaktır (Bennett, 1978; Lessing, 1954). Sistem kanadı,

Şekil 10’da gösterilen rüzgâr tüneline farklı serbest akış hızlarında, hücum açıları ve kontrol yüzeyi pozisyonlarında test edilecek ve ilgili türev sabitleri deneysel olarak hesaplanacaktır.



Şekil 10: Rüzgâr Tüneli

## 4. MODELLEME VE BENZETİM

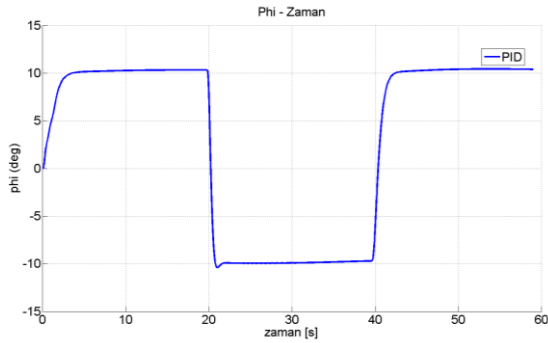
HİHA’yı Simulink ortamında modelleyebilmek için, Matlab/Simulink kütüphanesinde bulunan, altı serbestlik dereceli hareket denklemlerinin içerildiği, 6DoF (Euler Angles) bloğu kullanılmaktadır. Uçağa sabit koordinat sisteminde +x eksenini ileri, +y eksenini sağ kanat, +z eksenini ise aşağı yönü ifade etmektedir. Pozisyon, çizgisel ve açısal hızlar, kütle eylemsizlik moment sabitleri, konum ve yönelim gibi başlangıç değerleri, 6DoF bloğuna girilmektedir. Döner ve sabit kanatlı yapı tarafından üretilen kuvvet ve moment değerleri bu bloğun girdileridir. Aerodinamik, yerçekimsel ve itki kuvvetlerinden oluşan kuvvet ve moment girdileri ile sistemin açısal hızları, Euler açıları ve 3 boyutlu uzayda konumu hesaplanabilmektedir. Hesaplamalar için gerekli olan açısal hız ve çizgisel ivme verileri, HİHA’ya monte edilmiş AÖB



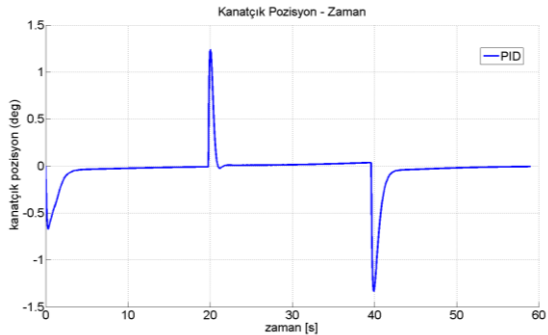
tarafından ölçülmektedir. HİHA üzerindeki eksen takımı ile eylemsiz referans eksen takımı arasındaki dönüşüm 6DoF bloğu içinde yapılmaktadır.

## 5. DENETİMCİ TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamikleri, döner kanat modunda fırçasız motorlar tarafından sürülen döner kanatlar ile sabit kanat modunda ise servo motorlar tarafından sürülen kanatçıklar, irtifa ve istikamet dümenleri ile kontrol edilmektedir. Dikey uçuş modunda, ilgili dinamiklerin kontrolü, fırçasız motorların hız değişiminden ötürü oluşan kuvvet ve momentler ile sağlanmaktadır. Bu çalışmada, kontrol yüzeyinin bozulması durumunda, kontrol yüzeyi tarafından üretilmesi gereken moment değerinin, döner kanatlı yapı ile üretilmesine odaklanılmıştır. Senaryomuzda, HİHA, 60m. irtifada, 20m/s hızla uçarken, pilot tarafından 20 saniye periyodunda  $\pm 10^\circ$  açısız büyüklükte yuvarlanma açısı komutu gönderilmektedir. Bu aşamada yuvarlanma dinamiği, kanatçıklar (aileron) tarafından kontrol edilmektedir. PID tip denetiminin kullanıldığı sistem cevabı ve kanatçık açısız pozisyon değerleri Şekil 11 ve Şekil 12'de verilmiştir.



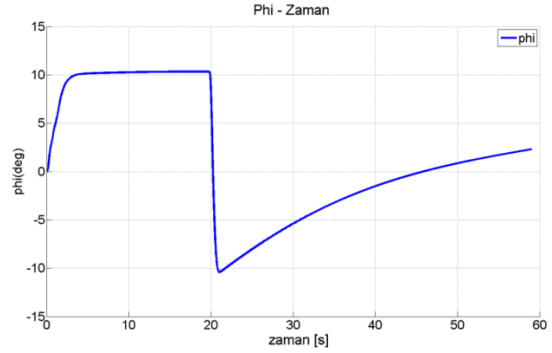
Şekil 11: Yuvarlanma Açısız Pozisyon (PID Tip Denetimi)



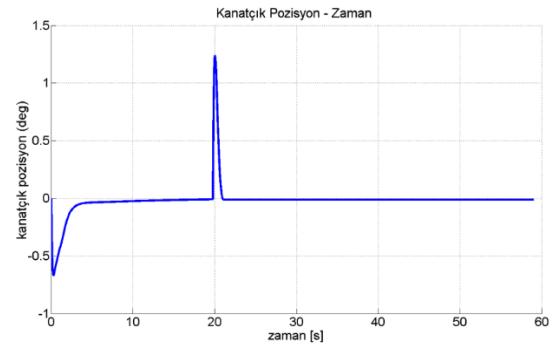
Şekil 12: Kanatçık Açısız Pozisyon

Şekil 11 ve Şekil 12'de görüldüğü üzere, yaklaşık  $0,3^\circ$  kalıcı durum hatası ile yuvarlanma eksenini kontrol edilebilmektedir. Senaryomuzda, kanatçık pozisyonu 21. saniyede kilitlenmektedir. Bu durumda PID denetimi ile gözlemlenen

yuvarlanma durumu ve kanatçık açısız pozisyon değerleri Şekil 13 ve Şekil 14'te verilmiştir.



Şekil 13: Kanatçık Kilitli Yuvarlanma Açısız Pozisyonu (PID Tip Denetimi)



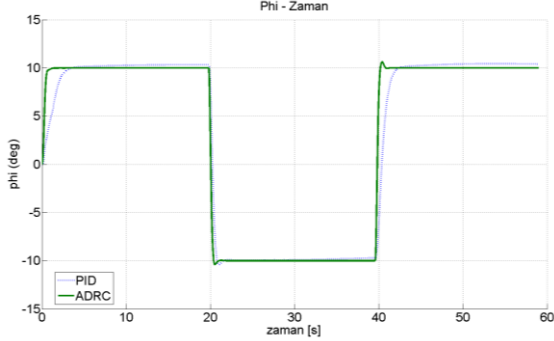
Şekil 14: Kanatçık Kilitli Açısız Pozisyon (PID Tip Denetimi)

Kanatçık kilitlendiği durumda, yuvarlanma dinamiğini, herhangi bir kontrol yüzeyini kullanarak kontrol etmek mümkün değildir. Bu durumda, kanatçıkların hareketi ile üretilen yuvarlanma momenti, döner kanatlar tarafından üretilmektedir. Bu problemin çözümü için LADRC tipi denetimi kullanılmıştır. LADRC tipi denetimi matematiksel eşitliği için, denetimi yapılacak durum Bağlantı 9'da belirtildiği gibi ifade edilmektedir.

$$\ddot{\phi} = f(\phi, \dot{\phi}, w(t)) + bL \quad (9)$$

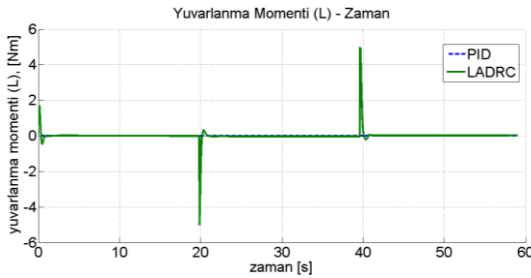
Bağlantı 9'da,  $f$ , bozucu etkileri ve doğrusal olmayan terimleri içeren bir fonksiyon ve  $L$ 'de yuvarlanma momentidir. Yuvarlanma momenti ( $L$ ), sabit kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından ( $L_{fxd}$ ) ve döner kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından ( $L_{rot}$ ) oluşmaktadır. Döner kanatlar tarafından üretilmesi gereken yuvarlanma momenti,  $L_{rot}$ , LADRC tipi denetimi kullanılarak hesaplanmaktadır. Oluşması muhtemel kalıcı durum hatasını önlemek için Genişletilmiş Durum Gözlemcisi (Extended State Observer - ESO) kullanılmaktadır. Önerilen denetimi yapısının, kanatçıkları kilitlenmiş HİHA

modeline uygulanmasının ardından aşağıdaki çıktılar elde edilmiştir. Şekil 15'te, PID tip denetimci ile LADRC tip denetimci yapısının HİHA yuvarlanma dinamiği üzerindeki performansı görülebilmektedir.



Şekil 15: Yuvarlanma Açısal Pozisyonu (PID ve LADRC Tip Denetimci)

LADRC tip denetimcide yükseliş zamanı ve kalıcı durum hata parametreleri, PID tip denetimciye kıyasla daha kısa ve azdır. Bunun yanında, yaklaşık  $0,4^\circ$ 'lik maksimum aşım gözlemlenmiştir. Kanatçıkların çalıştığı ve kilitlendiği durumlarda döner kanatlar tarafından üretilen moment ( $L_{rot}$ ) değerleri Şekil 16'da verilmiştir.



Şekil 16: Döner Kanat Yuvarlanma Momenti (PID ve LADRC Denetimci)

PID tip denetimci ile gerçekleştirilen senaryoda, döner kanatlar tarafından üretilen herhangi bir yuvarlanma momenti üretilmediği, LADRC tip denetimci ile gerçekleştirilen senaryoda ise, kullanıcı tarafından girilen referans yuvarlanma durum komut takibi için döner kanatlar tarafından yuvarlanma momenti üretildiği gözlemlenmiştir.

## 6. SONUÇLAR

Tasarlanan HİHA modeli, geliştirilen denetimci algoritmaları ve uygun olan aviyonikler (ataletsel ölçüm birimi, otopilot kartı, kontrol yüzeyleri, döner kanatlar) kullanılarak döngüde donanım testleri yapılacaktır. Döngüde donanım testleri, HİHA'nın gerçek uçuş performansı hakkında bilgi sahibi olmamıza yardımcı olmaktadır. Döngüde donanım testlerinde, ataletsel ölçüm birimi, ROKETSAN A.Ş. Döngüde Donanım Test

Laboratuvarları'nda bulunan uçuş hareket simülatörüne (flight motion simulator- FMS) entegre edilecek ve HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet eksenlerindeki hareketleri benzetilecektir. Hibrit İnsansız Hava Aracı, HİHA, Matlab/Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmiş ve farklı tip uçuş durumları için farklı tip denetimciler tasarlanmıştır. Geliştirilen denetimcilerin performansları, yüzey kaybı olan örnek bir senaryo oluşturularak kıyaslanmıştır. LADRC ve ESO yapısı ile geliştirilen denetimcinin, PID tip bir denetimciye göre yükseliş zamanı, kalıcı durum hataları açısından daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

## TEŞEKKÜR

Yapılan çalışma, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde yürütülen bir doktora tezidir ve ROKETSAN A.Ş. (Proje No: 91193), Orta Doğu Teknik Üniversitesi (Proje No: 2015-03-13-2-00-06) ve Savunma Sanayi Müsteşarlığı tarafından yürütülen Savunma Sanayi Araştırmacı Yetiştirme Programı (SAYP) tarafından desteklenmektedir.

## KAYNAKLAR

- Ahmed, S., Hazry, D., Warsi, F., Joyo, M., Kamarudin, H., Razlan, Z. ve Tanveer, M., 2014, "Yaw, Pitch and Roll controller design for fixed-wing UAV under uncertainty and perturbed condition," 2014 IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing its Applications (CSPA), pp. 151–156.
- Altug, E. ve Senkul, F. 2013, "Modeling and control of a novel tilt; Roll rotor quadrotor UAV," International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 2013, pp. 1071–1076.
- Bae, S.-K., Hwang, H. ve Yoon, K.-J., 2007, "Development of small flying robot with rotary wing and autonomous control system", ROBIO 2007. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, pp. 1815–1820.
- Baek, S., Kwon, H., Pack, D. ve Yoder, J., 2013, "Optimal path planning of a target-following fixed-wing UAV using sequential decision processes", IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp. 2955–2962.
- Bennett, R.M., Farmer, M. G., Mohr, R. L., and Hall Jr, W. E., "Wind-tunnel technique for determining stability derivatives from cable-mounted models," Journal of Aircraft, Vol. 15, No. 5, 1978, pp. 304–310.
- Dahsyat, M., Trilaksono, B., Triputra, F. ve Sasongko, R., 2012, "Longitudinal dynamic system modeling of a fixed-wing UAV towards autonomous flight control system development:

- A case study of BPPT wulung UAV platform,” 2012, International Conference on System Engineering and Technology (ICSET), pp. 1–6.
- Dang, H. N., Mohamed, B. ve Rafaralahy, H., 2014, “Trajectory-tracking control design for an under-actuated quadrotor”, European Control Conference (ECC), June 2014, pp. 1765–1770.
- Dilshan, K., De Silva, A., De Zoysa, M., Fernando, H. ve Munasinghe, S., 2013, “Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV”, 8th IEEE International Conference on Industrial and Information Systems (ICIIS), pp. 207–212.
- Green, W. ve Oh, P., 2006, “A fixed-wing aircraft for hovering in caves, tunnels, and buildings” American Control Conference, pp. 6
- Guclu A., Kurtulus D.F., Arıkan KB, Attitude and Altitude Stabilization of Fixed Wing VTOL Unmanned Air Vehicle, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference Washington, D.C., USA, June 2016, AIAA 2016-3378.
- Güçlü, A. Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor, Master Thesis, Atılım University, 2012
- Güçlü, A., Kurtuluş D.F., Arıkan K.B. Hibrit İnsansız Hava Aracının Yönelim Dinamiklerinin Hibrit Denetimi, Kocaeli 2016, Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK 2016)
- Huang, J., Yuan, X. ve Zhu, J., 2012, “LabVIEW Based Experimental Platform for UAV System Identification” Second International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC), pp. 684–688.
- Jardin, M. R. and Mueller, E. R., “Optimized measurements of unmanned-air-vehicle mass moment of inertia with a bifilar pendulum,” Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 3, 2009, pp. 763–775.
- Kaya D., Kutay A. T., Kurtulus D.F., Tekinalp O., Simsek I., Soysal S., Hosgit G., Propulsion System Selection and Modeling for a Quadrotor with Search and Rescue Mission, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting San Diego, California, USA, January 2016, AIAA 2016-1528
- Kohno, S. ve Uchiyama, K., 2014, “Design of robust controller of fixed-wing UAV for transition flight,” 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1111–1116.
- Kurtulus DF (2011) Introduction to micro air vehicles: concepts, design and applications, VKI LS 2011-04, Recent developments in unmanned aircraft systems (UAS, including UAV and MAV), ISBN-13 978-2-87516-017-1, April 2011, pp. 1-30
- Kurtuluş DF, Tekinalp O. (2010) İnsansız Hava Araçlarına bir Bakış, SSM Gündemi Dergisi, 2010/2, No: 12, 53-58
- Lessing, H. C., Fryer, T. B., and Mead, M. H., “A system for measuring the dynamic lateral stability derivatives in high-speed wind tunnels,” 1954.
- Li, Q., Huang, H., and Yin, B., “The study of PWM methods in permanent magnet brushless DC motor speed control system,” Electrical Machines and Systems, 2008. ICEMS 2008. International Conference on, Oct 2008, pp. 3897–3900.
- Li, Q., Huang, H., and Yin, B., “The study of PWM methods in permanent magnet brushless DC motor speed control system,” Electrical Machines and Systems, 2008. ICEMS 2008. International Conference on, Oct 2008, pp. 3897–3900.
- Li, Y., Rong, J., Wang, Y., Huang, W., and Peng, J., “Themodeling and simulation of PWMmode for permanentmagnet brushless DC motor,” Consumer Electronics, Communications and Networks (CECNet), 2012 2nd International Conference on, April 2012, pp. 678-681
- Mettler, B., 2013, Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft, Springer Science & Business Media.
- Mutlu T, Çoşgun V. Esin E., Yayla M., Kurtuluş B., Tunca E., Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2013) , Uzaktan Algılama Amaçlı Amfibi İnsansız Hava Aracı Uçuş Performans ve Otopilot Testleri, 7. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, TMMOB MMO, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 3-4 May 2013
- Mutlu T, Çoşgun V. Kurtuluş B., Tunca E., Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2012) , Su Bulanıklığı Dinamiği ve Su Parametrelerini Ölçme Kabiliyeti olan İnsansız Hava Aracı Platformunun Geliştirilmesi, UHAT 2012, “I. ULUSAL HAVACILIK TEKNOLOJİSİ VE UYGULAMALARI KONGRESİ”, 20-22 Aralık 2012, İzmir
- Osder, S., 1994, “Integrated navigation, guidance, and control for Canard rotor/wing (CRW) aircraft”, 13th Digital Avionics Systems Conference DASC., AIAA/IEEE, pp. 181–189.
- Önen, A.S., Cevher, L., Mutlu, T., Uzunlar, İ.O., Kurtulus, D.F., Tekinalp, O (2014) Konvansiyonel Olarak Kalkış ve İniş Yapan bir İnsansız Hava Aracına Dikey İniş ve Kalkış Yeteneğinin Kazandırılması, SAVTEK, 7. Savunma Teknolojileri Kongresi, Haziran 2014

- Ravikiran, N. and Ubaidulla, P., “Support vector machine approach to drag coefficient estimation,” Signal Processing, 2004. Proceedings. ICSP '04. 2004 7th International Conference on, Vol. 2, Aug 2004, pp. 1435–1438 vol.2.
- Sahin M., Gündüz M., Eren O., Şahbaz M., Çakın U., Kurtuluş D. F., “Performance Analysis of a Micro Scale Model Helicopter Rotor in Hover Flight”, 8th Ankara International Aerospace Conference, AIAC 2015-044, Ankara, METU, 10-12 September 2015
- Senipek M., Yayla M., Limon A. U., Rouzbar R., Yosheph Y.,Kalkan U.,Senol N., Akel E., Gungor O., Hos B.,Usta A., Uzunlar İ.O.,Sarsılmaz S. B., Kurtuluş D.F. (2013) Design Process of an UAV for AIAA DBF completion, AIAC-2013-105, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara, Turkey
- Tekinalp O., Onen A. S, Kurtuluş D. F, Cevher L, Senipek M, Mutlu T., Gungor O. , Uzunlar I. O (2015) Modeling and Controller Design of a VTOL UAV, Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS'15), Denver, CO, USA 9-12 June 2015
- Then, J. W. and Chiang, K.-r., “Experimental Determination of Moments of Inertia by the Bifilar Pendulum Method,” American Journal of Physics, Vol. 38, No. 4, 1970.
- Yayla M., Ergin Ü., Mutlu T., Kurtuluş D.F. (2014) Bir Muharip İnsansız Uçak Sistemi için Performans Gereksinimlerinin Belirlenmesi, HİTEK-2014-024, III. Ulusal Havacılıkta İleri Teknolojiler Konferansı, HHO, İstanbul, 18-19 Haziran 2014
- Yayla M., Sarsılmaz S. B., Mutlu T., Cosgun V., Kurtuluş B., Kurtuluş D.F, Tekinalp O. (2013) Dynamic Stability Flight Tests of Remote Sensing Measurement Capable Amphibious Unmanned Aerial Vehicle (A-UAV), AIAC-2013-108, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara

## HAVA ARAÇ ZIRHLARININ BALİSTİK PERFORMANS KARAKTERİSTİĞİNİN SAYISAL İNCELENMESİ

Seher EKEN<sup>1</sup>

<sup>1</sup>İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Maslak Kampüsü 34469 Maslak İstanbul, [durmazseh@itu.edu.tr](mailto:durmazseh@itu.edu.tr)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0113](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0113)

### ÖZET

Bu çalışmada hava araç zırhların balistik çarpması sayısal benzetim yoluyla gerçekleştirilerek performans tayinleri yapılmıştır. Yüksek performanslı elyaf kumaşlardan üretilmiş zırhların balistik çarpma cevabi ileri sonlu farklar yöntemi ile hesaplanmıştır. Silindirik merminin bükümlü ipliklerden dokunmuş kompozit kumaşa 90°'lik açı ile dik çarpması analiz edilmiştir. Pim-eklem (pin-joints) modeli kullanılarak iplik parçaları ayırık kütle-yay-sönümleyici kullanılarak modellenmiştir. Çarpmadan sonra yer değiştirmeler, hızlardaki değişim, malzemede oluşan göçme miktarı hesaplanmış ve grafiksel olarak gösterilmiştir. Büküm etkisinin hava araç zırhlarının balistik performansına olan etkisi incelenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Hava araç zırhları, Elyaf takviyeli kompozit zırhlar, Silindirik mermi, İleri sonlu farklar metodu

### NUMERICAL INVESTIGATION OF THE BALISTICAL PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT ARMORS

#### ABSTRACT

The performance of ballistic impacts of airborne armor was determined by numerical simulation. The ballistic impact response of armor made from high performance fiber fabrics was calculated by the advanced end difference method. An analysis of the perpendicular bending of the cylindrical bullet with a 90 ° angle was performed on the composite fabric woven from twisted yarns. Pin-joints (pin joints) are modeled for discrete mass-spring-damper. Subsequent changes, rapid changes, are computed locally and graphically displayed. The effect of aircraft on ballistic performance of armor has been examined.

**Keywords:** Air vehicle armor, Fiber reinforced composite armor, Cylindrical projectile, Advanced end difference method

#### 1. GİRİŞ

Günümüz balistik koruma sistemleri ileri kompozit teknolojisi kullanılarak üretilmektedir. Bu zırhlar hem mürettebatı hem de aracı korumak üzerine tasarlanmaktadır. Söz konusu hava araç zırhları olunca ağırlık ciddi bir önem arz etmeye başlar. Hava aracının korunması için sisteme eklenecek her bir kilogram ağırlık aracın performans kaybına veyahut paralı yükten belli ölçülerde feragate yol açar. Ayrıca hava aracı, muhabere esnasında atıklığını ve manevra kabiliyeti koruyarak yüksek balistik dayanım göstermelidir. Hafiflik ve yüksek balistik dayanım hava araç zırh tasarımlarında malzeme seçiminde rol oynayan önemli

faktörlerdir. Günümüzde, bu tür özellikleri karşılayan Dyneema®, Kevlar®, Spectra® ve benzeri malzemelerden üretilmiş elyaf takviyeli kumaşlar bu alanda yaygın olarak kullanılmaktadır ve düşük/orta/yüksek hızlı balistik çarpmaya dayanıklı hava araç zırhları geliştirilmektedir.

Öte yandan, kompozit malzemelerden üretilmiş zırhlara balistik çarpma işlemi, hem makro- hem de mikro-yapısal yönlerini sebebiyle ele alması zor bir problemdir. Buna bağlı olarak problemi doğru tahmin eden modellerin üretilmesi epey yavaş ve zahmetli olmuştur. Bu süreçte balistik performans tahminleri yapabilmek için deneysel çalışmaların



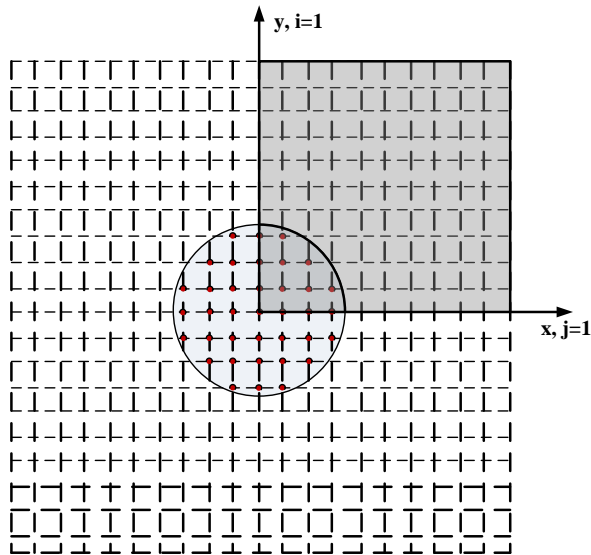
yanında daha az maliyetli sayısal çalışmalar da oldukça yaygın olarak kullanılmıştır.

Katmanlı kompozit malzemelerden yapılmış zırhların balistik çarpışma problemi, (Rakhmatulin, 1947) yarı-analitik çalışmalar ile 1940'lı yıllarda başlamıştır. Problemin sayısal modelleme ve simülasyonlarının gerçekleştirilebilmesi 1970'lerin ortasına kadar sürmüş, günümüzde de halen yoğun bir şekilde çalışılmaktadır. Dokunmuş kumaşlardan yapılmış yapılara balistik çarpma probleminin sayısal modellemesi Roylance ve arkadaşlarının öncü çalışmaları ile 1970'li yıllarda başlamıştır (Roylance vd., 1973; Roylance ve Wang, 1980). Burada düzlemsel kare latislerden oluşmuş pim-eklem (pin-joint) modelleri kullanılmıştır. Latis, iplik parçalarını temsil eden elastik çubuklar ile düğüm (cross-over) noktalarında bağlanmıştır, ayrıca iplik kütlelerini temsilen düğüm noktalarında noktasal kütle yerleştirilmiştir. 1990'ların başında bu modeller evrilerek, dokunmuş kumaş için atkı ve çözgü yönünde bükümlü ipliklerden oluşmuş, ayrıca düğüm noktalarındaki kontak basma kuvvetini doğrusal olmayan yaylar kullanılarak temsil eden modeller üretilmeye başlanılmıştır (Ting vd.,1998; Roylance vd., 1995). Benzer modeller Shim ve arkadaşları tarafından 2005 yılında önerilmiştir (Zeng vd., 2006; Tan vd., 2005). Bu modeller iplik bükümleri, sürtünme ve hem düğüm noktalarında hem de kumaş ile mermi arasındaki kayma etkilerini hesaba katmıştır. Dikkate değer bir başka çaba ise gergin bir ipteki viskoelastik davranışın modellenmesi üzerine olmuştur. Yine Shim (Lim

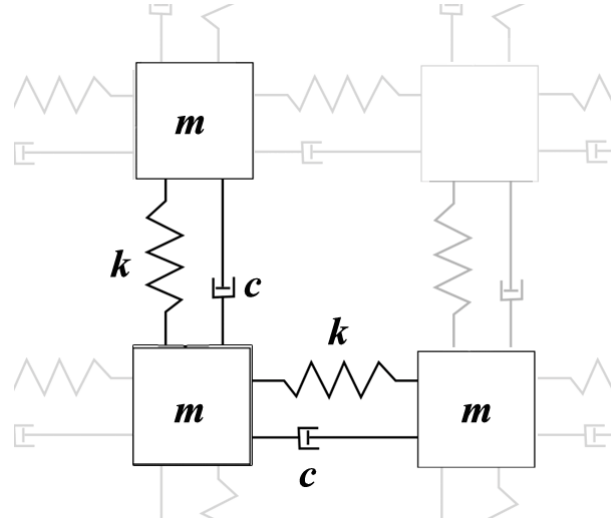
vd., 2003) membran eleman kullanarak DYNA3D programında kumaşa balistik çarpma analizleri yapmış ve sonuç olarak hesaplamaların masraflı olduğunu raporlamıştır. Ayrıca, güncel olarak Shimek ve Fahrentfold (Shimek vd., 2015; Shimek ve Fahrentfold, 2012) tarafından geliştirilen hibrit parçacık metodu ile kompozit kumaşların balistik performans analizleri yapılarak dokuma tipinin etkisini incelenmiştir.

Elyaf takviyeli kompozit zırhların balistik çarpma cevabını irdelemek üzerine sayısal ve deneysel çalışmaların yanında analitik çalışmalar da yapılmıştır. Son yıllarda, Phoenix ve ekibi tarafından (Phoenix ve Porwal, 2003; Zhou, 2014) gerçekleştirilen analitik ve sayısal çalışmalar mevcuttur. Bu ekibin gerçekleştirdiği analitik çalışmalarda düz uçlu bir çarpanın 2-boyutlu membrana çarpmasını incelenerek, membranın balistik cevabı elde edilmiştir.

Bu çalışmanın amacı ise gerçek malzemelerle yapılan pahalı fiziksel testler ile kıyaslandığında daha etkili ve düşük maliyetli bir araç geliştirmek olup, elyaf takviyeli kompozit hava araç zırhlarının balistik performansını sayısal olarak tayin edebilen bir model ortaya koymaktır. Bunun için tek-katmanlı kumaşa silindirik bir merminin balistik çarpma benzetimini gerçekleştirerek, ipliklerin yer değiştirmelerini, hızlarını, birim uzamaları ve kuvvet büyüklüklerini öngörülen zaman diliminde hesaplanmıştır. İplikler bükümlü olarak modellenerek, bu faktörün kumaşın balistik performansına olan etkisi incelenmiştir.



(a)



(b)

Şekil 1: (a) Hesaplama alanı, (b) Panelini gösteren pim-eklem (pin-joint) ağı modelinde ayrı kütleyay-sönümleyici sistemi

## 2. PROBLEMİN TANIMI

Kullanacağımız sayısal model Cornell Üniversitesi'nde geliştirmiş "Dokunmuş Bükümlü Kumaş" (Woven Crimp Model) modeline dayanmaktadır (Yavuz vd., 2016; Zhou, 2014). Sayısal hesaplamalar için sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Şekil 1a'da görülen hesaplama bölgesinde gerçekleştirilmiştir. x- ve y- yönlerinde aksel simetri kabulü altında analizler ve simülasyon 1. dördte bir bölgede yapılmıştır. Şekil 1a'deki çeyrek daire alanı altında kalan kırmızı ile gösterilmiş atlama noktalarına momentumun korunumu kullanılarak mermiden gelen hız ve kütle değerleri atanmış ve çarpışma süreci başlatılmıştır.

Elyaflar Şekil 1b'de gösterildiği gibi kütle-yay-sönümleyici sistem kullanılarak modellenmiştir. Kullanılan ayırık kütleler iplerin kütlelerini, yaylar iplerin elastik özelliklerini, sönümleyici ise viskoelastik özelliklerini temsil etmektedir.

### 2.1 Sonlu Farklar Yöntemi

Newton'un hareket denklemleri atlama (cross-over) noktalarındaki hızlar için çözülür. Bu denklemlerden x-yönünde olanı impuls-momentum formunda yazılarak aşağıdaki şekilde gösterilebilir (Zhou, 2014):

$$\frac{m}{\Delta t} \left( v_{(x)}^t - v_{(x)}^{t-\Delta t} \right) = \sum f_{(x)}^{t-\Delta t} \quad (1)$$

Denklemler ve değişkenler sadece x-yönü için verilmiştir, y- ve z-yönleri için de benzeri kullanılmıştır. Burada  $v_{(x)}^t$  t-anındaki x-yönündeki hız bileşenidir.  $f_{(x)}^{t-\Delta t}$  ise t-Δt anındaki çekme kuvvetinin x-yönündeki iz düşümüdür ve aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\sum f_{(x)}^{t-\Delta t} = \sum \left( T_{(x)}^{t-\Delta t} - P_{(x)}^{t-\Delta t} \right) \quad (2)$$

Hız alanı elde edildikten sonra bunlar kullanılarak atlama noktalarının pozisyonları hesaplanır. x-yönü için aşağıdaki şekilde yapılır:

$$x^t = x^{t-\Delta t} + v_{(x)}^t \quad (3)$$

Yay eleman uzunlukları hesaplanıp, aşağıdaki formulasyon ile birim uzamalar güncellenir:

$$\varepsilon^t = \varepsilon^{t-\Delta t} + \frac{L^t - L^{t-\Delta t}}{L^{t-\Delta t}} \quad (4)$$

### 2.2 Giriş parametreleri ve değişkenleri

Sayısal modelimiz MATLAB platformunda geliştirilmiş bir yazılımdır. Kodun çalıştırılması için gerekli fiziksel büyüklükler ve parametreleri aşağıdaki verilen Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Kodda kullanılan fiziksel büyüklükler ve simülasyon parametreleri

Semboller	Tanımlar
$E_x, E_y$	x- ve y-yönündeki Young Modülü
$\rho_{kumas}$	Kumaş malzemesinin yoğunluğu
$v_{mermi}$	Çarpmadan önceki mermi hızı
$m_{mermi}$	Mermi kütlesi
$R_{mermi}$	Mermi çapı
$\alpha$	Büküm faktörü
$\tau = \frac{R_{mermi} t}{a_0}$	Boyutsuz zaman
$a_0 = \sqrt{E_x / \rho_{kumas}}$	Gerilme dalga hızı
$n_a$	Zaman adımı sayısı
$n_e$	Kare kumaştaki toplam eleman boşluğu
$dL$	Çözüm ağı boyutu
$dt$	Zaman adımı

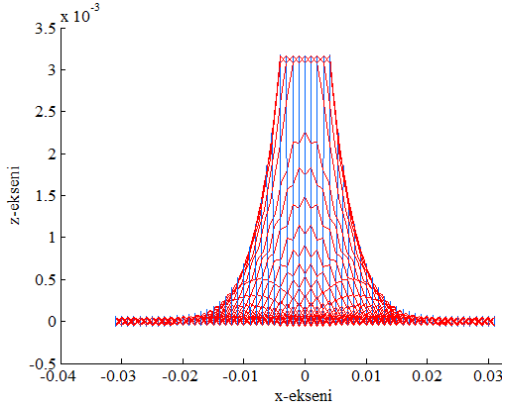
## 3. SİMÜLASYONLAR

Şekil 2'den Şekil 5'e 0.5mx0.5m'lik Dyneema® iplerinden dokunmuş kumaşa çarpan merminin balistik performansı gösterilmiştir. Bu malzemenin özellikleri Tablo 2'te verilmiştir.

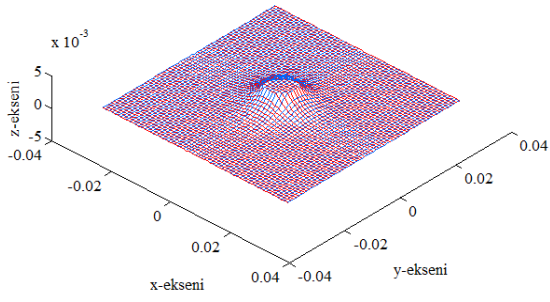
Tablo 2: Dyneema® malzemesinin özellikleri

$E_x$	Young modülü (x yönü)	117 GPa
$E_y$	Young modülü (y yönü)	117 GPa
$\rho$	Yoğunluk	980 kg/m <sup>3</sup>
$\varepsilon_{maks}$	Kopma birim uzaması	%2,81

Balistik çarpma analizleri için kullanılan silindirik mermi ise 8 gr ağırlığında olup 9 mm'lik çapa sahiptir. Merminin ilk hızı 406 m/s olarak belirlenmiştir.  $\alpha=0.1$  bükümlü ipliklerden dokunmuş bir kumaşa çarpan merminin  $\tau=20$  boyutsuz zamanında balistik çarpma simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Balistik performansın belirlenmesi için gerekli büyüklükler grafiksel olarak gösterilmiştir. Şekil 2 silindirik merminin çarpmasıyla zırhta meydana gelen yer değiştirmeleri göstermektedir. Şekil 3, Şekil 4 ve Şekil 5'te sırasıyla dikey hızlardaki değişim, yatay hızlardaki değişim ve birim uzamalardaki değişim hem yandan hem de 3-Boyutlu görünüş olarak verilmiştir.

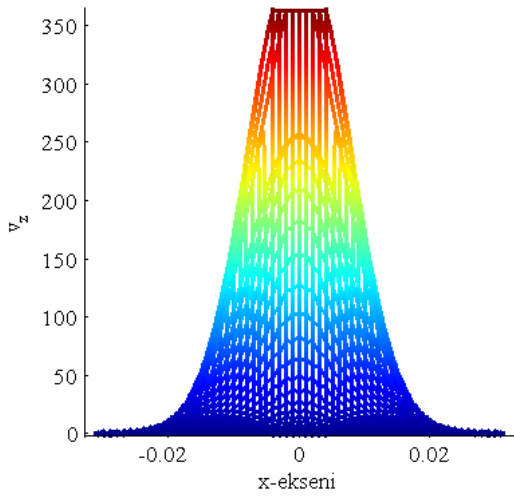


(a)

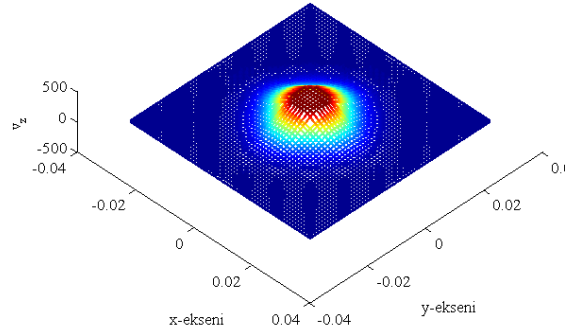


(b)

Şekil 2: İplerin konumu (a) yandan görünüm, (b) 3-B görünüm,  $\alpha=0.1$ ,  $\tau=20$

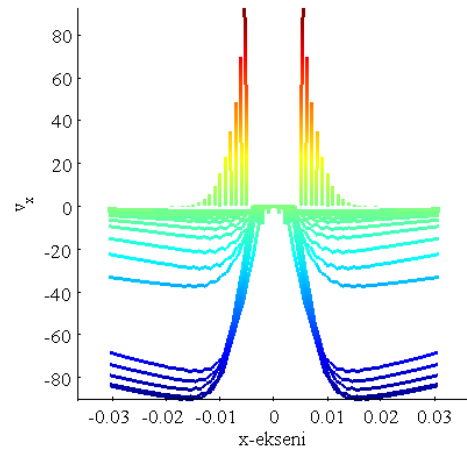


(a)

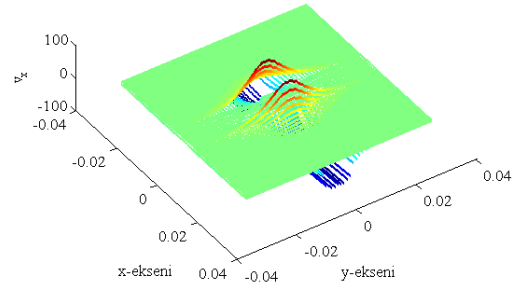


(b)

Şekil 3: İplerin dikey hızı (a) yandan görünüm, (b) 3-B görünüm,  $\alpha=0.1$ ,  $\tau=20$

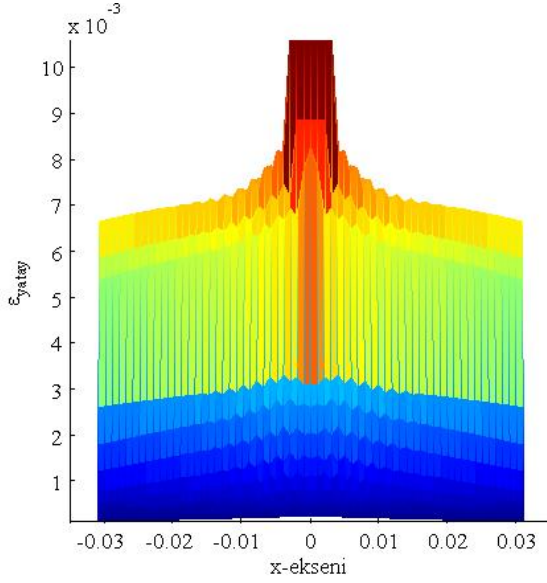


(a)

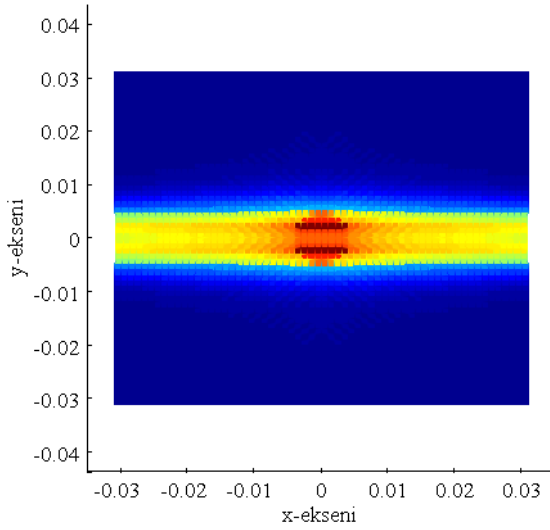


(b)

Şekil 4: İplerin yatay hızı (a) yandan görünüm, (b) 3-B görünüm,  $\alpha=0.1$ ,  $\tau=20$

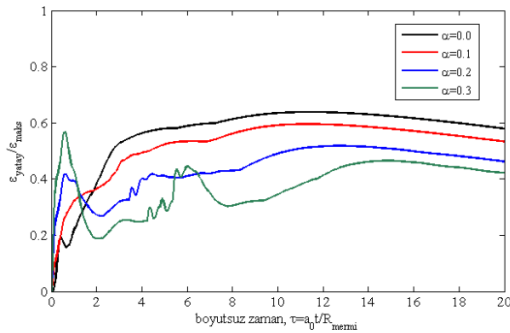


(a)



(b)

Şekil 5: İplerin yatay birim uzamaları (a) yandan görünüm, (b) üstten görünüm,  $\alpha=0.1$ ,  $\tau=20$



Şekil 6: Birim uzamaların zamanla değişimlerinin büküm faktörüne göre kıyaslanması

Büküm etkisini incelemek üzere Şekil 6 çizdirilmiştir. Bu şekilde, farklı büküm faktörlerinin

ipliklerin birim uzama oranları üzerindeki etkisinin zamanla değişimini gösterilmiştir. Öncelikle tüm büküm faktörleri için birim uzama oranı  $\epsilon_{yatay}/\epsilon_{maks}$  değerinin 1'e ulaşmadığı gözlenerek kopma birim uzamasına erişilmediği gözlenmiştir (Dyneema® iplikleri için  $\epsilon_{maks}=0.0281$ , bakınız Tablo 2). Ayrıca büküm faktörünün artması ile elde edilen birim uzama değerlerinde düşüş gözlenmiştir. En düşük birim uzama oranları en yüksek büküm etkisi olan  $\alpha=0.3$ 'te okunmuştur. Bu sonuç büküm faktörünün ipliklerin dayanımını olumlu yönde etkilediği şeklinde de yorumlanabilir. Literatürde bu etkinin incelendiği birçok çalışma mevcuttur, bunlarda da benzer sonuçlar kaydedilmiştir (Yavuz vd., 2016; Phoenix vd. 2016; Lim vd., 2012; Sadegh ve Cavallaro, 2012).

#### 4. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada sunulan sayısal model ile silindirik bir merminin çarptığı elyaf takviyeli dokunmuş kompozit kumaşın balistik performans karakteristikleri elde edilmiştir. Sayısal hesaplamalar; ileri sonlu farklar yöntemi kullanılarak yapılmış olup, kumaş yapısını oluşturulan iplikler kütle-yay-sönümleyici elemanlar yardımıyla modellenmiştir. Büküm faktörünün balistik performans üzerinde önemli bir etkisi olduğu gözlenmiştir. Bükümlü ipliklerden dokunmuş kumaşın bükümsüz ipliklerden dokunmuş kumaşa göre daha düşük birim uzamalar verdiği gözlenmiştir. Bu etkinin kumaşın balistik performansına katkı sağladığı söylenebilir.

Sonuç olarak, eldeki sayısal model hava aracı zırh tasarımı için kullanılabilir önemli bir araçtır. Son derece karmaşık olan balistik çarpma problemi analiz edilirken, bu sayısal çalışma sayesinde birçok mekanik parametrenin performansa etkisi incelenerek ürün geliştirme esnasında tasarımcıya yardımcı olacaktır.

#### KAYNAKLAR

- Cunniff P M, Ting J, (1999): Development of a numerical model to characterize the ballistic behavior of fabrics, Proceedings of the 18th International Symposium on Ballistics, San Antonio TX, 15-19 November, 822-828. 2016, Williamsburg, Virginia-USA.
- Eken S, Phoenix S L, Yavuz A K (2016) Computational Model for Woven Fabrics Subjected to Ballistic Impact by a Projectile, American Society for Composites 31 Technical Conference and ASTM Committee D30 Meeting, September 19-22, 2016, Williamsburg, Virginia-USA.
- Lim C T, Shim V P W, Ng Y H, (2003): Finite-element modeling of the ballistic impact of fabric armor, Int J Impact Eng 28, 13-31.
- Lim J S, Lee B H, Lee C B, Han I-S, (2012) Effect of the Weaving Density of Aramid Fabrics on

- Their Resistance to Ballistic Impacts, *Engineering*, 4, 944-949.
- Phoenix S L, Porwal P K, (2003): A new membrane model for ballistic impact response and V50 performance of multi-ply fibrous systems, *Int J Solids and Structures*, 40, 6723-6765. Porwal P K, Phoenix S L, (2005): Modeling system effects in ballistic impact into multi-layered fibrous materials for soft body armor, *Int J Fracture*, 135, 217-249.
- Phoenix S L, Eken S, Yavuz A K, (2016) PC-Based Numerical Modeling of Ballistic Impact into Nonwoven Fibrous Targets, American Society for Composites 31 Technical Conference and ASTM Committee D30 Meeting, September 19-22, 2016, Williamsburg, Virginia-USA.
- Porwal P K, Phoenix S L, (2008): Effects of layer stacking order on the V50 velocity of a two-layered hybrid armor system, *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, 3, 627-639.
- Rakhmatulin KhA, (1947): Impact on a flexible fiber, *Prikl Mat Mekh* 11, 379-82 (Rusça'dan çeviri).
- Rakhmatulin KhA, (1951): Normal impact at a varying velocity on a flexible fiber *Uchenye Zapiski Moskovsk gos Univ* 4, 154 (Rusça'dan çeviri).
- Rakhmatulin KhA, 1952 Normal impact on a flexible fiber by a body of given shape *Prikl Mat Mekh* 16, 23-24 (Rusça'dan çeviri). Rakhmatulin KhA, Dem'yanov YuA, (1961): Strength Under High Transient Loads, pp 94-152 (İngilizce çevirisi).
- Roylance D, Wilde A, Tocci G, (1973): Ballistic impact of textile structures, *Textile Research Journal*, 43, 34-41.
- Roylance D, Wang S S, (1980): Penetration mechanics of textile structures, *Ballistic Materials and Penetration Mechanics*, Elsevier, Amsterdam.
- Roylance D, Chammas P, Ting J, Chi H, Scott B, (1995): Numerical modeling of fabric impact, *Proceedings of the National Meeting of the American Society of Mechanical Engineers ASME*, San Francisco, October.
- Sadegh A M, Cavallaro P V, (2012) Mechanics of Energy Absorbability in Plain-Woven Fabrics: An Analytical Approach, *Journal of Engineered Fibers and Fabrics*, 7:1, 10-25.
- Shimek M E, Fahrenthold E P (2015): Impact Dynamics Simulation for Multilayer Fabrics of Various Weaves, *AIAA Journal*, 53, 1793-1811.
- Shimek M E, Fahrenthold E P (2012): Effects of Weave Type on Ballistic Performance of Fabrics, *AIAA Journal*, 50, pp 2558-2565.
- Tan V B C, Shim V P W, Zeng X, (2005): Modelling crimp in woven fabrics subjected to ballistic impact, *Int J Impact Eng* 32, 561-574.
- Ting C, Ting, J, Cunniff P M, Roylance D, (1998): Numerical characterization of the effects of transverse yarn interaction on textile ballistic response, *Proceedings of the 30th International SAMPE Technical Conference*, 57-67.
- Yavuz A K, Phoenix, S L, Balkan D, (2012) New Model for Interlaced Yarns in the Ballistic Impact of Flexible Body Armors, *Advanced Materials Research* 445, 1023-1028.
- Yavuz A K, Phoenix S L, Eken S. (2016) The Ballistic Impact Response of Flexible Composite Body Armor, American Society for Composites 31 Technical Conference and ASTM Committee D30 Meeting, September 19-22,
- Zeng X S, Tan V B C, Shim V P W, (2006): Modelling inter-yarn friction in woven fabric armour, *Int J Numer Meth Eng* 66, 1309-1330.
- Zeng X S, Shim V P W, Tan V B C, (2005): Influence of boundary conditions on the ballistic performance of high-strength fabric targets, *Int J Impact Eng* 32, 631-642.
- Zhou R, (2014) Effects of Crimp and Slip on Laminar and Woven Fabrics Subjected to Ballistic Impact, *Doktora Tezi*, Cornell Üniversitesi.





## 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

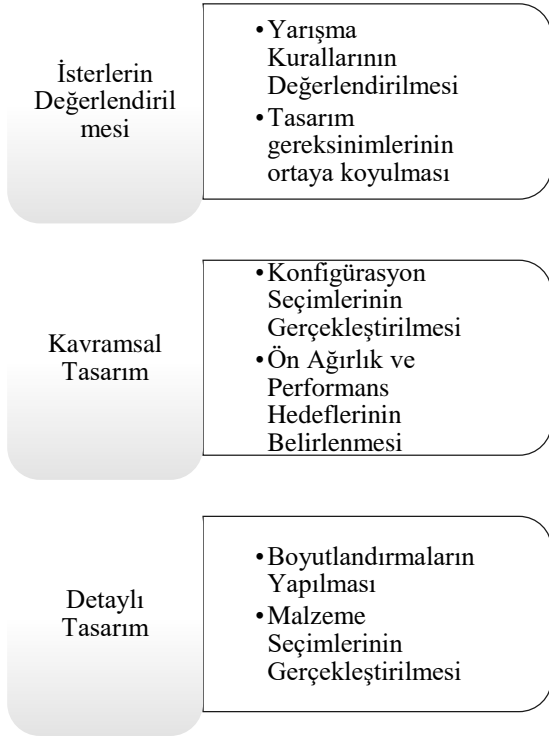
komitesi, yüksek taşıma oranını en önemli tasarım gereksinimi olarak tanımlamıştır. (Alvarado, 2016) Kumanda kontrolü, mİHA'lar için kesin bir kural olmamakla birlikte, çeşitli telemetri sistemleri ve kararlılık destekleyici yazılımların kullanıldığı sistemler de mevcuttur. Çetinsoy ve ark. (2012) kendilerinin 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.

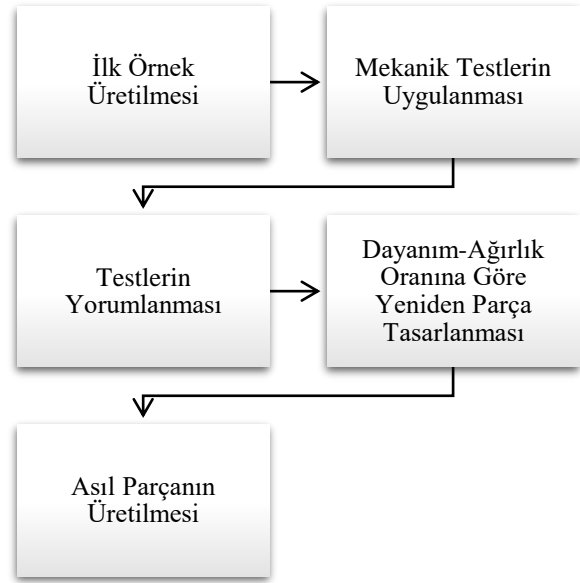


Şekil 1: Tasarım Aşamaları

Kavramsal tasarım aşamasında, tasarım öncelikleri doğrultusunda uçağın konfigürasyon seçimleri gerçekleştirilmiş, ön ağırlık ve performans hedefleri belirlenmiş ve detaylı tasarım aşamasına geçilmiştir. Detaylı tasarım aşamasında 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 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 santimetrelilik 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

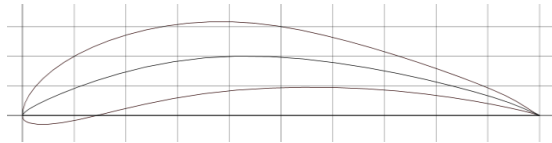
Yarışmada elden atış ile kalkışın tek seçenek ile sunulması ve çim zemine iniş yapılabilmesi, gövde üzerine iniş seçeneğini cazip kılmaktadır. Bu seçim ile iniş takımının getireceği ekstra yapısal ağırlık ve hava sürüklemesi elimine edilmiştir.

- İtici Sistemi: Tek, Çekici Motor

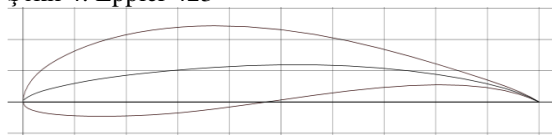
Batarya ağırlıkları gözetildiğinde tek bir motor kullanılmasının gerekliliği ortaya çıkmaktadır. İtici motorun uçağın arka kısmına koyulması, elden atışta atıcı için risk doğurmakta ve atış performansını düşürmektedir. Bu yüzden çekici motor yapılandırması tercih edilmiştir.

Konfigürasyon seçimlerinin belirlenmesinin ardından kanat profili belirlenmiştir.

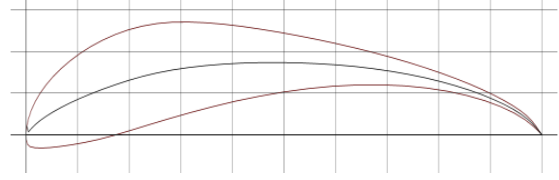
Kanat profilinin seçiminde incelenen en önemli parametre taşıma katsayısı olmuştur. Elden atış metoduyla kalkışın en önemli problemi olan, kanat üzerindeki akışın enerjilenme süresi göz önünde bulundurularak; düşük Reynold's sayılarında düzgün bir akış karakteristiği ortaya koyan profiller incelenmiştir.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



Şekil 4: Eppler 423

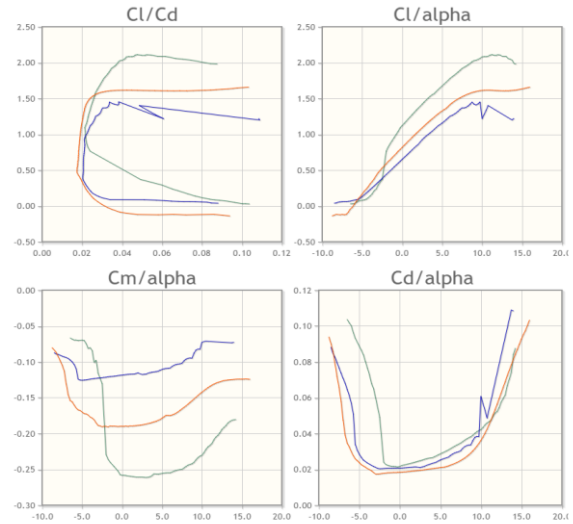


Şekil 5: FX 63-137



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.





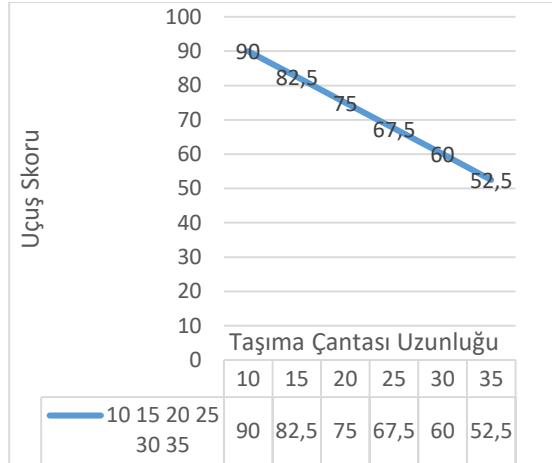
Şekil 8: Taşıma Çantası Yerleşimi

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 santimetrelilik 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)

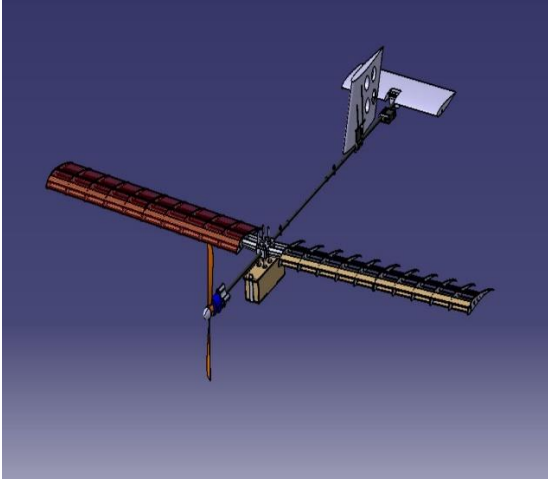
$$V_H = C_{HT} \cdot \frac{c_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{HT}} \quad (2)$$

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

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

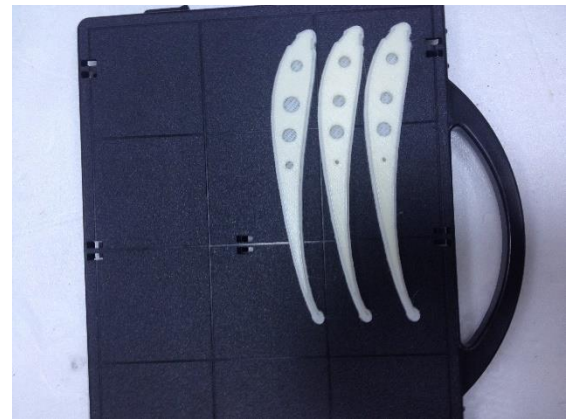
Parça	Materyal	Özellik	Üretim Yolu
Kanat Ribleri	ABS Polimer	Güvenilir, Üretim Kolaylığı, Ağır	3B Baskı
Gövde	Karbon Boru	Modüler, Sürüklenme Fazla	Hazır
Bağlantı Parçaları	ABS Polimer	Güvenilir, Üretim Kolaylığı, Ağır	3B Baskı
Kuyruk Yüzeyleri	Köpük Strafor	Hafif, Yekpare, Ağır	CNC Sıcak Tel

#### 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 fırr 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

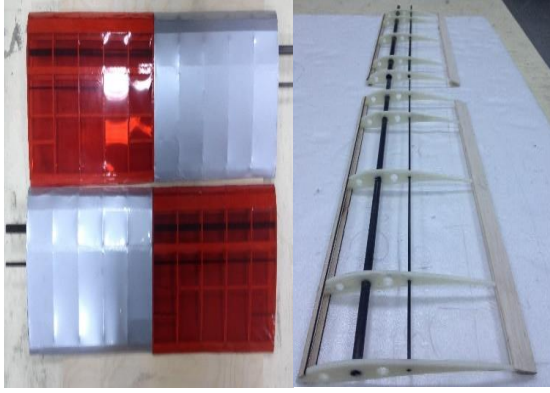
Kanadın temel yapı unsuru olan kanat sparları için İHA sistemlerinde yaygın olarak kullanılan, hazır

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.

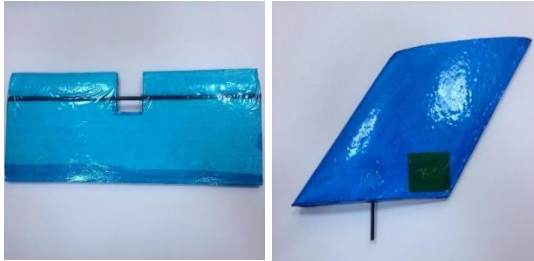


Şekil 11: Kanat Montajı

### 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.



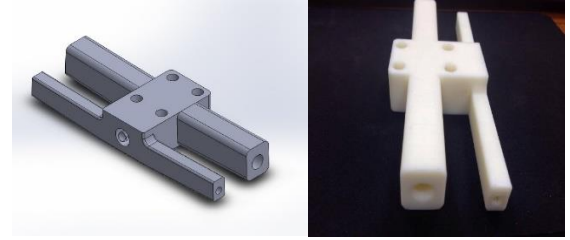
Şekil 12: Kuyruk Parçaları

### 3.3. Özel Bağlantı Parçaları

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

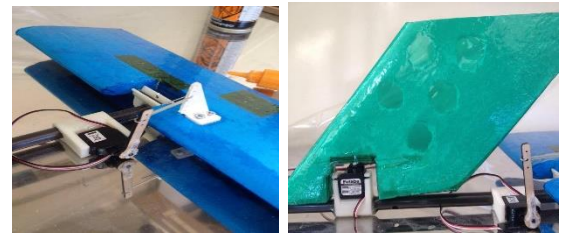
Şekil 13'de bilgisayar destekli teknik çizimi ve üretimi gösterilen kanat bağlantı parçası olarak tasarlanan ve 3B baskı yöntemiyle ABS Polimer malzemesi kullanılarak üretilen komponent ile

- 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 yapılar 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.

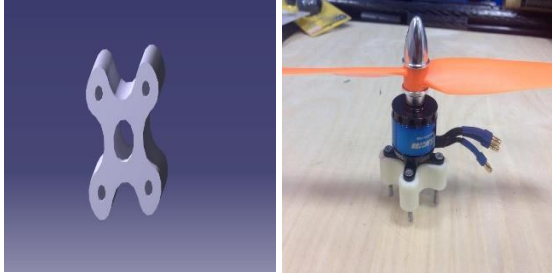


Şekil 14: Kuyruk Bağlantı Parçaları

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.

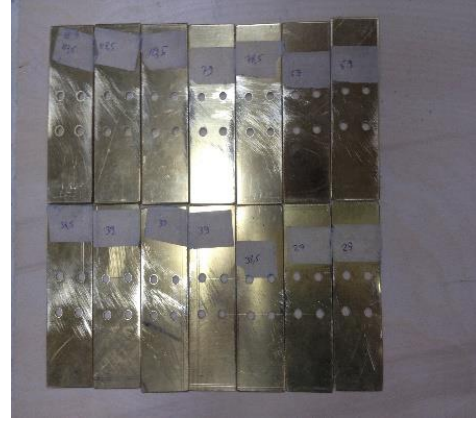


Şekil 15: Motor Bağlantı Parçaları

### 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.

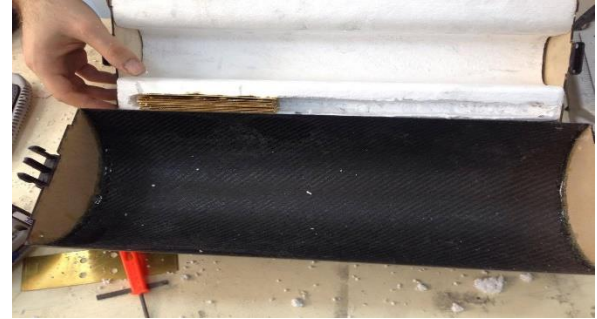
Ön tanımlı yük kutusu içerisine sığabilecek yeterli ağırlık, pirinç bloklar kullanılarak ekonomik bir şekilde elde edilmiştir. Yük çeşitliliği sağlamak adına, 5mm, 4mm, 3mm ve 2mm'lik farklı kalınlıklarda pirinç plakalar spiral taşlama makinesi yardımıyla istenilen boyutlara getirilmiştir. Şekil 16'da 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.



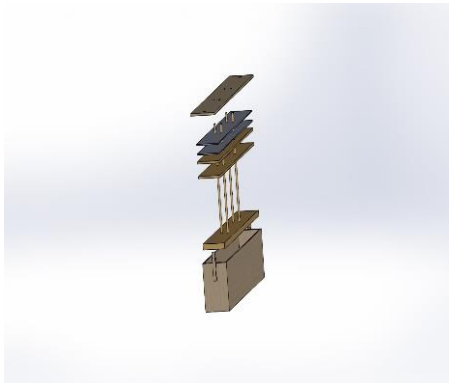
Şekil 17: Taşıma Çantası

## 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.

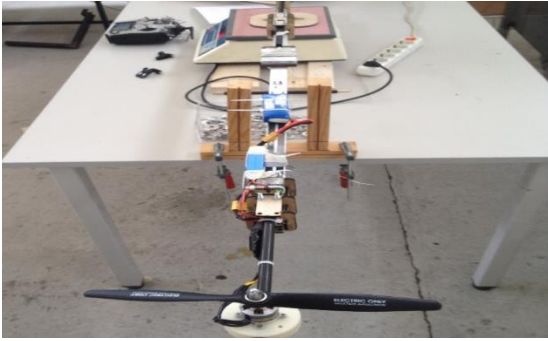
Kanatlar uç noktalarından sabitlenerek ağırlık merkezine yük koyulmuş ve bu suretle yük altındaki burulma incelenmiştir. Şekil 18'de gerçekleştirilmesi gösterilen bu test ile kanadın farklı yük miktarlarında davranışı gözlemlenebilmiştir. 2,267 kilogram yük miktarı, kanatlar için kritik yük miktarı olarak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

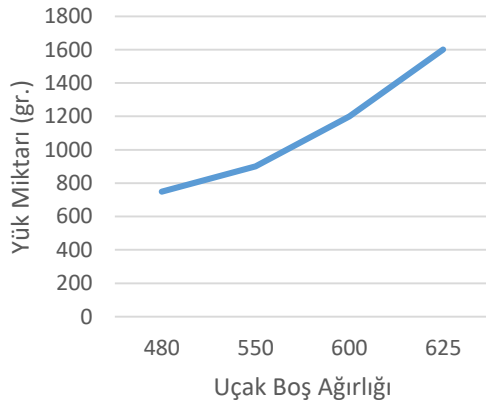
- En Yüksek Taşıma Oranı kategorisinde 1.’lik.
- Taşınan En Yüksek Yük kategorisinde 2.’lik.
- Genel Klasmanda 3.’lüktür.

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.

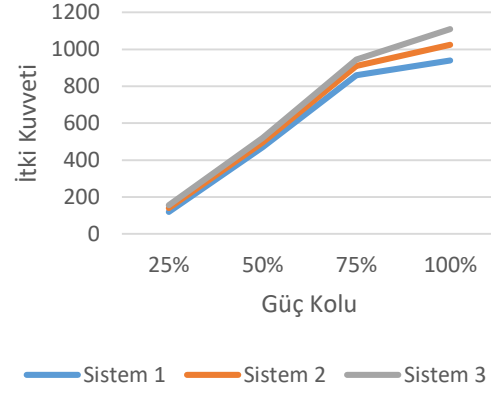


Şekil 21: Uçuş Testleri Yük Miktarları

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