

EXPERIMENTAL RESEARCH FOR PERFORMANCE AND INCREASING OF INCREASE IN HUMAN FREE AIR VEHICLES

B. Tahir ÇALDIR, ^a M. KAYA^b

^a EÜFBEMMABD—Erzincan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana
Bilim Dalı, Erzincan, TÜRKİYE

tahircaldir@gmail.com.tr

^b EÜMFMMB—Erzincan Üniversitesi Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü,
Erzincan, TÜRKİYE

mkaya@erzincan.edu.tr

Abstract. Unmanned aerial vehicle (UAV) has been using for especially military purposes along with civilian purposes such as forest fires, atmospheric researches, oceanic observations, geologic researches and weather forecast. While manufacturing, aircraft are designed to perform the desired tasks. While designing of UAV which are generally used for discovery, observation and operational purposes, the researches are carried out to understand which type of aircraft most suitable for what kind of tasks in terms of aircraft performance. In this study, a variety of computer programs related to this field have been utilized in order to carry out researches on performance and efficiency increase in Unmanned Aerial Vehicles. However, the design and manufacture of the Unmanned Aerial Vehicle whose characteristics are determined in the direction of the obtained data have been realized. Appropriate values of the profile, material and other properties of each element which have an effect on the performance and efficiency of the Unmanned Aerial Vehicle have been determined. In addition, the performance of the Unmanned Aerial Vehicle has been calculated by manufacturing these parts.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Performance and Efficiency, Auto-pilot, Aircraft stability, Flight control

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN PERFORMANS VE VERİM ARTIRILMASINA YÖNELİK DENEYSEL ARAŞTIRMA

Özet. İnsansız Hava Araçları başta askeri uygulamalar olmak üzere orman yangını, atmosfer araştırması, okyanus gözlemleri, jeolojik araştırmalar, hava durumu tahmini gibi birçok uygulamalarda kullanılmaktadır. Günümüzde genel olarak keşif, gözetleme ve operasyonel amaçlarla kullanılan İnsansız Hava Araçları tasarlanırken performans ve verim artırıcı çalışmaların yanı sıra ne tür görev için hangi tip hava aracının en uygun olduğunun araştırmaları da yapılmaktadır. Bu çalışmada, İnsansız Hava Araçlarında performans ve verim

artırımına yönelik araştırmalar yapmak amacıyla literatürden ve alanla ilgili çeşitli bilgisayar programlarından faydalanılmış ve elde edilen veriler doğrultusunda özellikleri belirlenen İnsansız Hava Aracının tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiştir. İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etkisi olan her bir elemanın profili, malzemesi ve diğer özelliklerinin uygun değerleri belirlenmiş ve parçaların imalatı yapılarak bu elemanların İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etkileri hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Araçları, Performans ve Verim, Otomatik Pilot, Uçak Kararlılığı, Uçuş Kontrolü

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA) önemini giderek arttırmakta ve birçok alanda kullanımı da artmaktadır. Üzerlerine düşeni ve yapması beklenen görevlerin başarısı en iyi performansı sunmasına bağlıdır. Bunun için hava aracı tasarımında İHA'nın önemi giderek artmaktadır (Çetin, 1995; Fahlstrom, 2005). İlk zamanlarda potansiyel faydalarının geç farkına varılan İHA sistemleri, 2000'li yıllarda sistemleri ve çeşitleri artmaya başlamış ve kabiliyetleri gelişmiştir. İHA'nın kullanımı, askeri alanlara katkı sağlamakla kalmayıp, aynı zamanda farklı bir bakış açısı da getirmiştir. 1980'li yılların başında birçok ülkenin silahlı kuvvetleri ticaret ağına giren İHA sistemleri, Bosna-Hersek, Kosova, Afganistan, Irak, Filistin, Lübnan, Yemen, Pakistan ve Libya çatışma veya savaşlarında kullanılmıştır. Diğer hava araçlarında olan sertifikasyon aşamalarına dahil olmayan İHA, hızlı bir şekilde harekât alanlarına gönderilerek operasyonel olarak kullanılmıştır. İHA, tasarım sürecinin önemli bir kısmını savaş alanlarında kullanılarak tamamlamıştır (Karaağaç, 2012). İHA başta askeri uygulamalar olmak üzere orman yangını, atmosfer araştırması, okyanus gözlemleri, jeolojik araştırmalar, hava durumu tahmini gibi birçok uygulamalarda kullanılmaktadır. Günümüzde genel olarak keşif, gözetleme ve operasyonel amaçlarla kullanılan İHA tasarlanırken performans ve verim artırıcı çalışmaların yanı sıra ne tür görev için hangi tip hava aracının en uygun olduğunun araştırmaları yapılmaktadır.

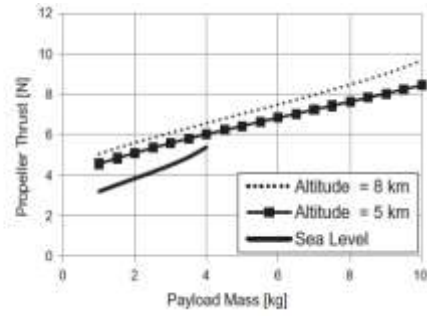
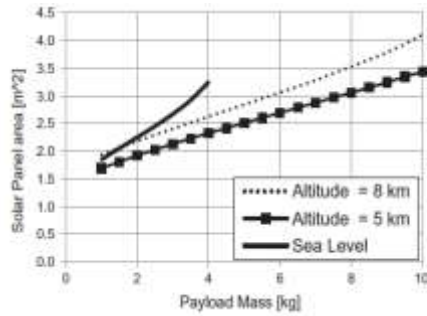
Literatürde konu ile ilgili çalışmalar özetlenirse: Muşlular (2009), yaptığı çalışmada, kompozit mini bir insansız uçak kanadının statik yük altındaki davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Tamamen kompozit malzeme olan uçak kanadını, cam elyafı, karbon elyafı, yüksek mukavemetli havacılık köpüğü (Rohacell®) ve epoksi reçine kullanılarak üretmiştir. Çalışmasında, tasarımı itibarıyla, çantada taşınabilmesi için üç parça olarak üretilen bir kanadın sökülüp takılabilen uç kısmını incelemiştir. Çalışma kapsamında, deneylerde kullanılmak üzere, orijinal bir kanadın üretildiği atölye şartları ve imalat yöntemleriyle bir kanat imal etmiştir. Çalışmasının deneysel tarafını oluşturan statik yükleme testi, kanadın maruz kaldığı yayılı yükü en iyi şekilde temsil edebilmesi açısından kum torbalarının kanada yüklenmesiyle yapmıştır. Kanadın kirişi üzerinde belirlenen iki noktaya yapıştırılan gerinim ölçerlerle yükler altında, kanattan hem veter, hem de açıklık boyunca gerinimler okumuştur. İlave olarak kanat ucu yer değiştirme değerleri de deneyler esnasında kayıt altına almıştır. Okunan bu değerler, ABAQUS sonlu elemanlar hesaplama yazılımı kullanılarak yapılan sayısal analizlerden elde edilen değerlerle karşılaştırmıştır. Yapılan deneyler sonucunda aşağıdaki Tablo 1'de gösterilen değerlere ulaşmıştır;

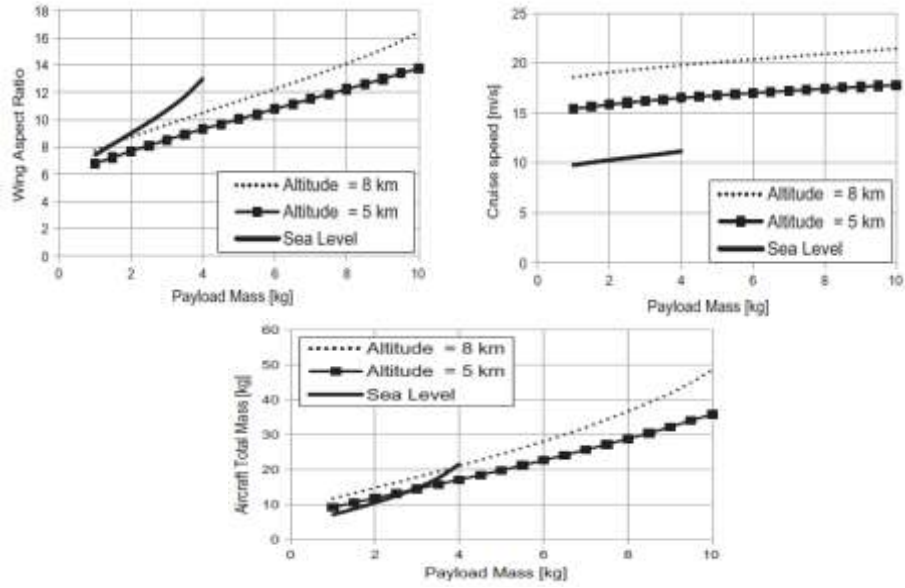
Tablo 1. Kanat test verilerin karşılaştırılması (Muşlular, 2009).

Yükleme Durumu	Veri Kaynağı	Kök		Uç		Uç Sehim	
		Değer (µε)	% Fark	Değer (µε)	% Fark	Değer (mm)	% Fark
1g	Test - 1	149	6%	31	9%	5	4%
	Analiz	140		28		3	
2g	Test - 1	299	8%	62	8%	11	2%
	Analiz	275		57		9	
3g	Test - 1	451	9%	91	8%	16	2%
	Analiz	410		84		14	
4g	Test - 1	607	8%	123	7%	22	2%
	Analiz	560		114		19	

Bu farklılıkların en temel sebebinin, bilgisayar ortamındaki tasarımla imalat arasında olması kuvvetle muhtemel farklılıklardan kaynaklandığını, kompozit malzemeler gibi imatları esnasında ortamın sıcaklık ve nem değerlerine çok fazla bağlı malzemelerin kullanımında, bu farklılıkların yaşanmasının muhtemel olacağının farkına varmıştır. Farklılıkların diğer bir sebebinin de analizlerde, giriş – kabuk ve kabuk – kabuk yapışma ara yüzlerinin mükemmel yapıştığı ve her bir bileşen üzerine gelen yükü tam olarak komşu elemanlara aktardığı kabulünün yapılması olduğunu gözlemlemiştir. Öte yandan, sayısal bir hesaplama yöntemi olan sonlu elemanlar yönteminin de ayırıklaştırma ve yuvarlatma hataları vardır. Bütün bu muhtemel farklılıklara rağmen, testlerle analizlerin birbirine karakter olarak tutarlı olduğunu gözlemlemiştir.

Jashnani et al. (2013), yaptıkları çalışmada toplam ağırlık yükü, güneş paneli alanı, kanat-boy oranı, maksimum pil, şarj ve gerekli itme gibi çeşitli parametrelerde değişikliklerin etkisini araştırmışlardır. Kullanılabilir güneş enerjisini tahmin etmek için iki farklı model kullanmışlar. Birincisi alçak irtifa ikincisi ise yüksek irtifa modelidir. Bunların güç ve tahrik verilerini almak için bir simülasyon oluşturup bu alanın mühendisliğine bir zemin inşa etmişlerdir. Yaptıkları çalışmalar sonucunda;





Şekil 1. Yararlı yükün güneş hücreleri alanına ve kanat boy oranına etkileri

Şekil 1’de gösterilen sonuçları elde etmişlerdir. Grafiklerde deniz seviyesinden 5-8 km yükseklikte yararlı yükün güneş hücreleri alanına ve kanat boy oranına etkilerini göstermektedir. Deniz seviyesinde bulut etkileri nedeniyle güneş ışıınım değerlerinin düştüğünü ve gerekli güneş enerjisi alanının arttığını, deniz seviyesindeki gereken panel alanı 5 km irtifada gereken panel alanından büyük olduğunun sonucuna varmışlardır.

Şevkioğlu (2009), yaptığı çalışmada Baykar Taktik İHA’nın sağ kanadının dinamik davranışı deneysel ve sayısal yöntemler kullanılarak incelemiştir. Öncelikle sayısal analiz yapmıştır. Sayısal analiz kapsamında NASTRAN-PATRAN paket program kullanarak sonlu elemanlar yöntemi ile modal analiz yapmıştır. Bunun için kanadı 3 boyutlu olarak modellemiş ve sadece kabuki elemanlardan oluşacak şekilde bazı basitleştirmeler yapılarak sonlu elemanlar ağı örmüştür. Gerekli sınır şartlar ve malzeme özellikleri girilerek programın Laminat Modeler aracı sayesinde katmanlı kompozit yapı modellemiştir. Normal durum ve 24 kg ilave ağırlık eklemiş durum için hesaplamalar yaparak kanadın ilk 6 mod titreşim frekansları ve bunların mod şekilleri elde etmiştir. Sonlu elemanlar analizi sonucunda normal durumda kanadın doğal frekansı 36 Hz, 24 kg ilave ağırlık eklenmiş durumda ise frekansı 26 Hz olarak hesaplamıştır. Ardından deneysel çalışma yapmıştır. Bu çalışmada kanat kök kısmından ankastre olarak mesnetleyip uç kısmından uyarılarak serbest titreşim yapması sağlanmıştır. Kanat ucuna yerleştirilmiş olan Ataletsel Ölçüm Ünitesi (AÖÜ) ivme değerlerini toplamıştır. Deneyler kanadın normal hali ve kökten 2 m uzaklıkta 24 kg ilave ağırlık eklemiş iki farklı durum için gerçekleştirmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde, yüksüz kanadın doğal frekansının 40 Hz mertebesinde olduğu, 24 kg ilave ağırlık eklemiş durumda ise 25 Hz olduğu belirlemiştir.

Gülbahar (2015), yaptığı çalışmada Karayel insansız hava aracının yükleme koşullarından 2 tane farklı kritik koşul ele almıştır. Her koşul için uygulanacak olan basınç yükleri, Vestel Savunma Sanayii tarafından hesaplanmış, hesaplanan basınç yükleri sonlu eleman

modelindeki (SEM) ilgili elmanlar ile ilişkilendirmiştir. SEM oluşturulduktan sonra modelin düzgün çalıştığını kontrol edebilmek için birtakım test analizleri yapmıştır. Yapılan test analizlerinden model başarıyla geçmiştir. Test analizlerinden sonra ilk olarak aracın modal analizini yapmıştır. Yapılan modal analiz sonucunda aracın normal modlarının olduğu frekanslar ile araçtaki titreşim kaynağı olan yapıların frekanslarının farklı olduğunu görmüştür. Bu sayede araçta rezonans olmayacağı anlaşılmıştır. Daha sonra aracın statik analizlerini yapmıştır. Yapılan statik analiz sonucunda elde edilen gerilme değerleri, ilgili izotropik malzemelerin dayanım değerleri ile karşılaştırmıştır. Karşılaştırma sonucunda izotropik malzemeden yapılan yapılarda herhangi bir göçmenin (failure) olmayacağını gözlemlemiştir. Ancak aracın büyük bir bölümü kompozit yapıdır ve kompozit malzemenin dayanımlarının doğrudan gerilmeler ile karşılaştırılması yanlış değerlendirmelere yol açabilmekte olduğunu, bu nedenle kompozit için yapılar beş ayrı göçme kriterine göre analiz edilerek tasarlandığını belirtmişlerdir. Hesapları Python 4.3.4’da yazılan kod vasıtasıyla yapmıştır. Bu kod her bir kompozit eleman için beş ayrı göçme kriterini uygulayarak rezerv faktörünü (RF) hesaplamakta ve sonuçları “csv” dosyası olarak listelemektedir. Yapılan RF hesapları sonucunda aracın herhangi bir kompozit yapısında göçme olmadığı görmüştür

Bu çalışmada, gün geçtikçe önem kazanan İnsansız Hava Araçları için gerekli olan aerodinamik dizayn ve uçuş kontrolü hakkında performans ve verim artırımına yönelik çalışmalar yaparak, hâlihazırda mevcut İnsansız Hava Araçları sisteminin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir tasarımı ve elektriksel altyapıdaki yeniliklerle yeni nesil insansız hava araçları imalatına katkı sağlanması amaçlanmıştır.

2.MATERYAL ve METOD

2.1. Tasarım yaklaşımı ve amacı

Bir uçağın tasarım süreci üç ana aşamadan oluşur:

1. Kavramsal Tasarım Aşaması: Ana tasarım gereksinimlerinin yönlendirildiği aşama uçak boyutlandırma, ağırlık tahmini ve genel performansını belirlemek. Bu aşama çok ayrıntılı değildir, ancak uçağın genel olarak iyi bir görselleştirilmesini sağlar.
2. Ön Tasarım Aşaması: Aerodinamik, yapısal kontrolün olduğu evredir ve tahrik sistemi analizleri yapılır. Genel anlamda önemli değişiklikler varsa tasarımın geometrisi yapılmalı, tasarım süreci ile bir önceki aşamadan yeniden başlatılmalıdır.
3. Detay Tasarımı Aşaması: Tasarımın son aşamasıdır. Burada uçaktaki her ayrıntı tasarımcıların bakış açıları değerlendirilerek geliştirme yapılır. Böylece yapılacak prototip uçakların başlangıç şartlarını karşılayacak kadar iyi ve ucuz olması sağlanır (Özcan, 2015).

Bu çalışmada her kanat profil şekline 3 er yaygın kullanılan profil ele alınmış, bu 9 profilin ANSYS FLUENT programıyla analizleri yapılmıştır. Çıkan sonuçları değerlendirilerek ve elde olan imkânlar göz önünde bulundurularak gerekli kanat profili seçilip imalat aşamasına geçilmiştir. Bu çalışmanın temel amacı güneş enerjisi kullanılabilecek bir insansız hava aracı üretmek ve hâlihazırda mevcut İHA sisteminin temel bileşenleriyle birlikte bütünlük sağlayacak detaylı bir tasarımı, elektriksel altyapıdaki

yeniliklerle yeni nesil insansız hava araçları imalatını ve güneş enerjili insansız hava aracının teorik hesaplamalarının yapılmasıdır.

2.2 Aerodinamik kuvvetler

Bir uçağın uçuşu esnasında, üzerine 4 farklı yük etki etmektedir. Bu kuvvetler:

1. Taşıma kuvveti,
2. Sürüklenme kuvveti,
3. Ağırlık
4. İtme kuvvetidir.

Taşıma kuvveti havanın akış yönüne dik olan bileşen kuvvetidir. Sürüklenme kuvveti havanın hızına zıt yönde oluşan kuvvettir. Ağırlık, bir cisme uygulanan kütle çekim kuvvetidir. İtme kuvveti ise uçağın hareket yönüne doğru oluşturduğu kuvvettir. Kuvvetlerin matematiksel olarak hesapları kuvvetlerin boyutsuz katsayıları ile belirlenir. Kat sayılar ise geometriye, kanatların hücum açısına, havanın viskoz kuvvetlerine ve son olarak sıkıştırılabilmesine bağlıdır (Cavcar, 1999).

2.2.1 Taşıma kuvveti

Uçağın havalandırması ve havadayken yükselmesi için gereken kuvvete taşıma kuvveti denir ve bu kuvvet yukarıda belirtildiği gibi havanın akış yönüne dik olan bileşen kuvvetidir. Taşıma kuvveti ise aşağıda ki gibi ifade edilir;

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

Denklemden kullanılan ifadeler; C_L = Taşıma kuvveti katsayısı, ρ = Yoğunluk, V = Hız, S = Kanat Alanı şeklinde alınmıştır (Cavcar, 1999).

2.2.2 Sürüklenme

Sürüklenme kuvveti yukarıda tanımlandığı gibi havanın hızına zıt yönde oluşan kuvvettir. Sürüklenme kuvveti aşağıda belirtildiği gibi ifade edilir:

$$f_D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (2)$$

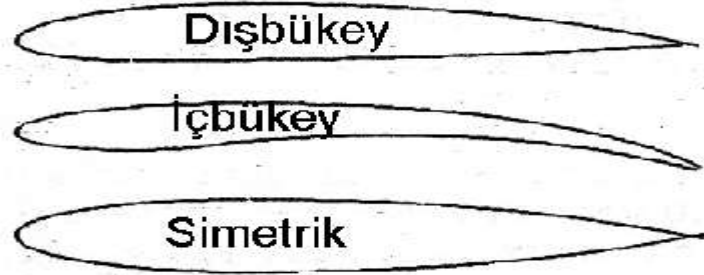
Denklemden kullanılan C_D çarpanı sürüklenme katsayısıdır (Cavcar, 1999).

2.3 Kanat profil analizleri

Kanat profilleri istenilen aerodinamik özelliklere göre çok çeşitli şekillerde olabilirler. Bunun nedeni; geometrik faktörlerin kanat eğrilerinin aerodinamik özelliklerini etkilemesidir. Ancak profiller genel olarak üç ana gruba ayrılırlar (Donbaloğlu, 2014). Bunlara örnek Şekil 2'de gösterilmiştir.

Aerodinamik Profiller;

- Yarım damla,
- Altı oyuk,
- Tam damla.

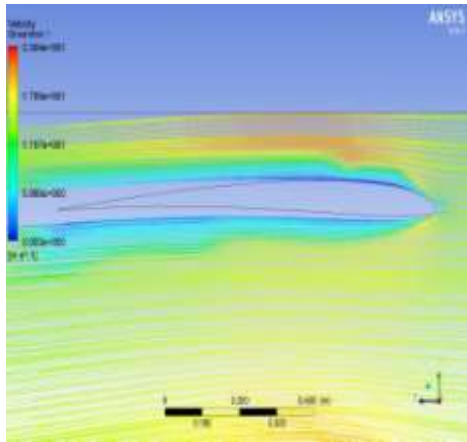


Şekil 2. Kanat profil çeşitleri

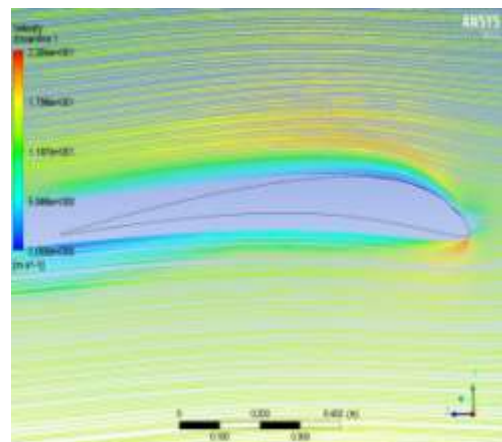
Bu profillerin her birinden 3 adet olmak üzere 9 adet yaygın kullanılan uçak kanat profilleri seçilmiş ve analizleri yapılmıştır.

2.3.1. Kanadın analiz modelinin oluşturulması ve sonlu elemanlar yöntemi:

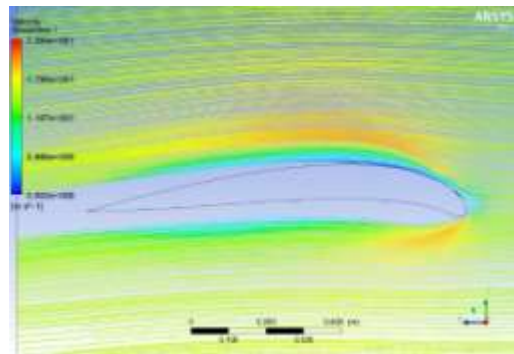
Sonlu elemanlar yöntemi, karmaşık, çözümü zor bir yapının çözümüne ulaşmanın daha kolay olduğu daha küçük alt parçalara bölünerek çözülmesini sağlayan sayısal bir yöntemdir. Sadece yapısal hesaplamalarda değil, akışkan hesaplamalarında da akışın inceleneceği kontrol hacmini daha küçük alt elemanlara bölerek incelemek suretiyle kullanılmaktadır. Analiz için alınan iki boyutlu modeller, Illinois Üniversitesi Havacılık Mühendisliği Bölümü'nün uygulamış olduğu aerodinamik şekillerin bulunduğu airfoiltools.com adresinin çizimlerine dayanarak SOLID WORKS'de oluşturulmuş ve ANSYS FLUENT'te yazılımına "import" komutuyla açılmıştır. Bu işlemin ardından, kanat profillerinin akış analizleri için model programa tanıtılmıştır. Sınır şartları şu şekilde belirlenmiştir. Stall hız uçağın havada kalabilmesi için gereken minimum hızın altındaki hızdır. Minimum uçuş hızı yani stall hız programda analizler yapılarak 11 m/s bulunmuştur. Bu hızda uçağın toplam ağırlığı kaldırma kuvvetinden düşük olduğu için minimum uçuş hızı seçilmiştir. Bu adımdan sonra geriye kalan tüm sınır şartları belirlenip, kanat profillerinin analiz yapılacağı rüzgar ortamı program aracılığıyla oluşturulmuştur. Kanat profillerinin analiz sonuçları Şekil 3-11'de görülmektedir.



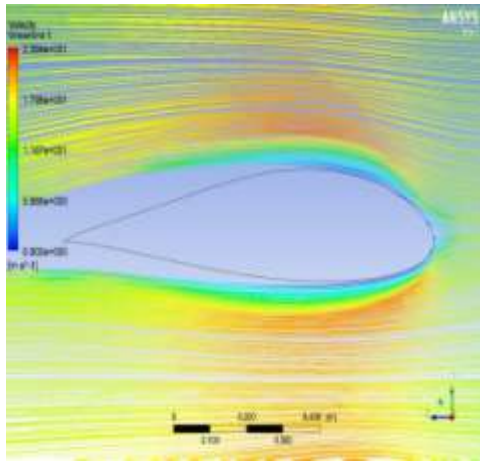
Şekil 3. 111ag27 kanat profili



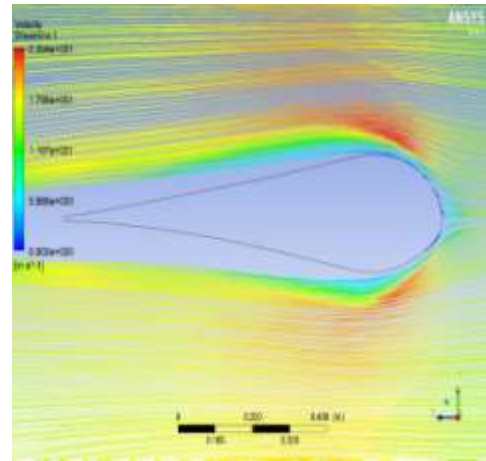
Şekil 4. 2032c kanat profili



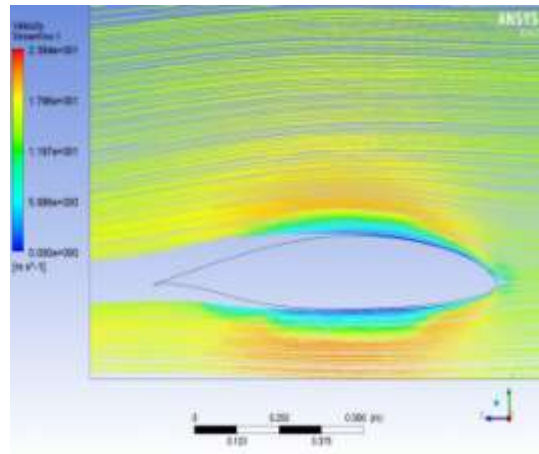
Şekil 5. Goe15 kanat profili



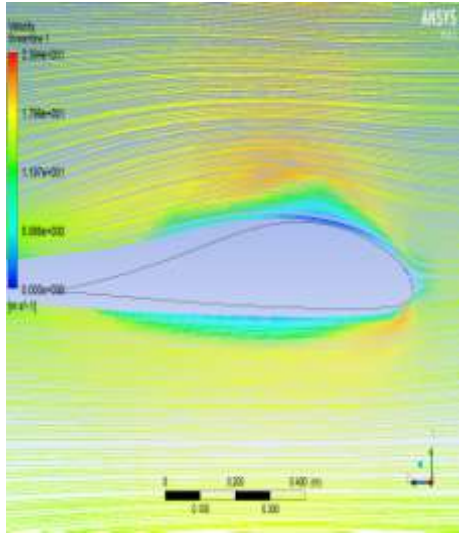
Şekil 6. Ah93w215 kanat profili



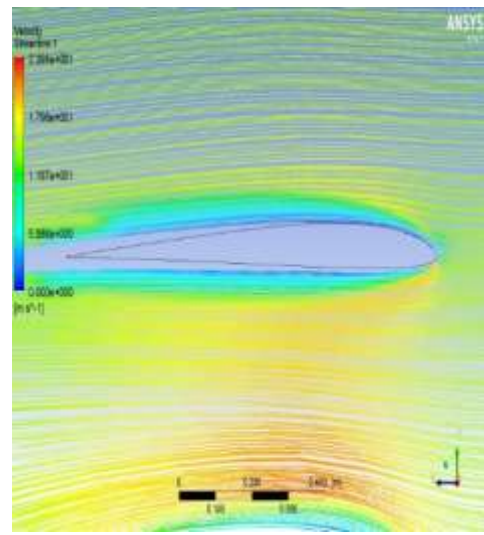
Şekil 7. Ah81k144wflap kanat profili



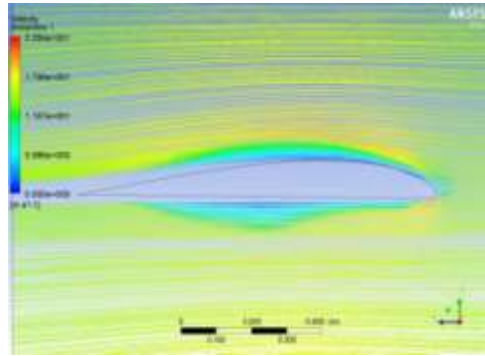
Şekil 8. E664 kanat profili



Şekil 9. Ah80140 kanat profili



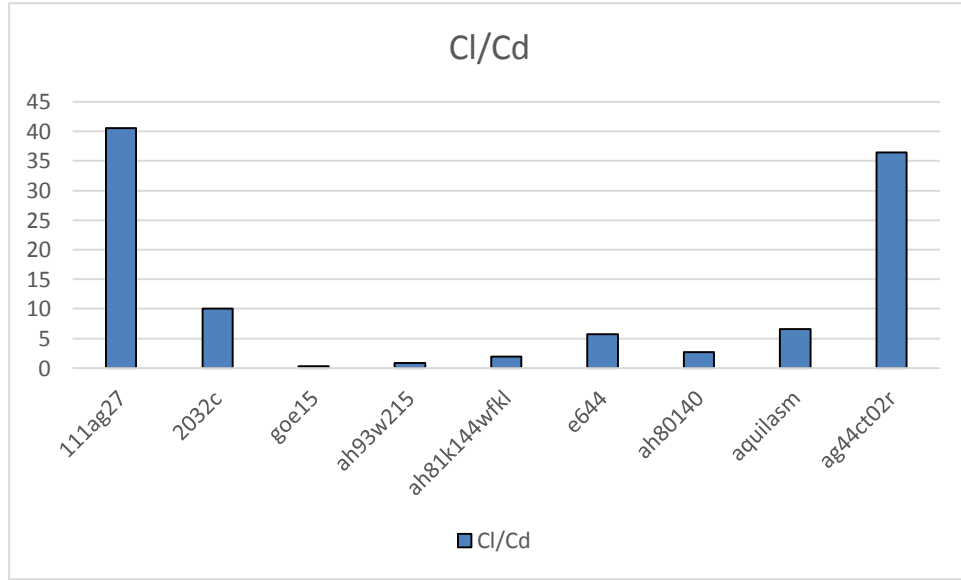
Şekil 10. Aquilasm kanat profili



Şekil 11. Ag44ct02r kanat profili

Tablo 2. Profillerin ANSYS analiz sonuçları ve katsayıları

Profil İsmi	Fd	Fl	Cd	Cl	Cl/Cd
111ag27	0.014891	0.60382	0.108049	0.4381318	40.54933
2032c	0.051423	0.51857	0.373125	0.3762744	10.0844
goe15	0.06755	0.01806	0.490143	0.0131043	0.267358
ah93w215	0.11016	0.097785	0.799321	0.0709528	0.887663
ah81k144wfl	0.1061	0.21102	0.769862	0.1531161	1.988878
e644	0.082233	0.47204	0.596683	0.3425122	5.740275
ah80140	0.075854	0.20101	0.550397	0.1458529	2.649959
aquilasm	0.033154	0.21961	0.240565	0.159349	6.623937
ag44ct02r	0.013384	0.4875	0.097114	0.35373	36.42409



Şekil 12. Cl/Cd oranı

Yukarıda Şekil 3-4-5 altıyuk, Şekil 6-7-8 tam damla ve Şekil 9-10-11 yarım damla profillere ait hız analiz sonuçlarıdır. Yapılan analizler sonucunda çıkan kaldırma ve sürüklenme değerlerine göre Şekil 12’de gösterilen grafik oluşturulmuştur. Elde olan imkânlarla ve imalat açısından yapım kolaylığına bakılarak AG44CT02R yarım damla kanat profili seçilmiştir. Seçilen profil doğrultusunda gerekli malzemeler alınmış ve imalatına geçilmiştir.

2.4 Malzeme seçimi

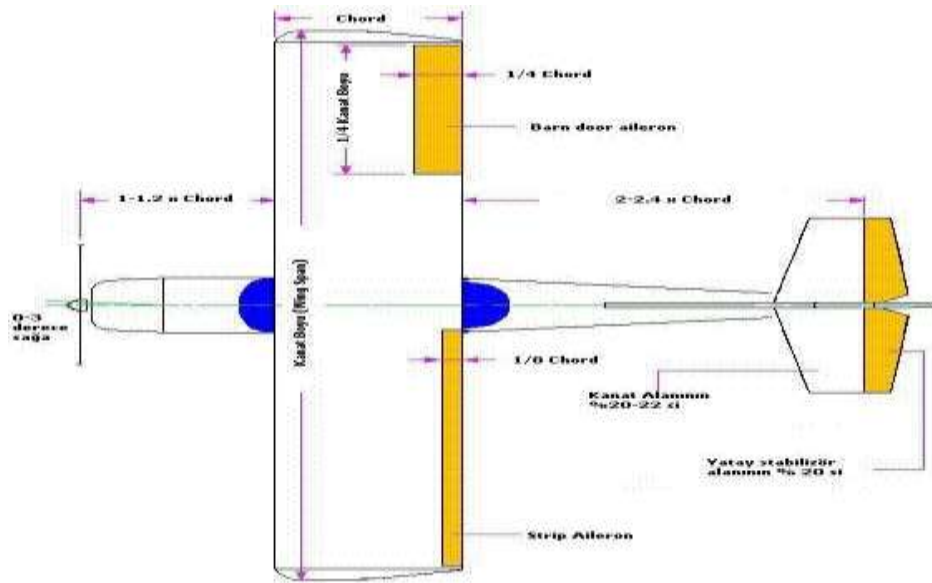
Bu çalışmanın devamında ise insansız hava aracına güneş hücreleri ilave etmek ve seçilecek malzemenin güneş hücreleri altında sağlam bir dolgu oluşturmak için EPP (Expanded Polipropilen Köpüğü), EPS (Expanded Polistiren Köpüğü) ve XPS (Extrude Polistiren Köpüğü) köpükleri arasında özellikleri kıyaslanarak seçim yapılmıştır.

XPS’in herhangi bir darbe altında şekil değiştirdiği için EPP ve EPS kıyaslanmıştır. EPP, EPS ile çoğu konuda özellikleri aynıdır fakat EPP’nin darbeye karşı dayanıklılığı çok daha yüksektir ve sonrasında eski haline kolaylıkla geri dönmektedir. Bu yüzden uçağın imalatında kullanılacak malzemenin EPP olacağına karar verilmiştir. Parçaların birleşimi ve yapıştırılmasında Uhu Por strafor yapıştırıcısı kullanılacaktır. Diğer yapıştırıcılar köpüğe zarar verebilir. Model uçakçılıkta çok sık kullanılan bu yapıştırıcı strafor yapıştırmak için ideal, darbelerle karşı dayanıklı, su geçirmez ve şeffaftır. Bu malzemeleri desteklemek amacıyla 3K karbon çubuklar kullanılacaktır.

Motor olarak kullanım hedefine uygun olan uçağın tahmini ağırlığını taşıyabilecek özelliklerdeki elektrik motoru seçilmiştir. Elektrikli motorun seçilmesinin nedeni güneş enerjisinden gelen enerjiyi iletebilmektir. Motora uygun olarak 18x10 ahşap pervane seçilmiştir. Pervanenin boyutuna göre motorun çekiş gücü değişmektedir. Pil olarak 6s 5000mah 25c li-po pil seçilmiştir. Li-po, pil teknolojisi olarak diğer pillere göre hafifliği, güç parametreleri, ömrü olarak avantajlı ve uygun olduğu için seçilmiştir. Örneğin 5000 mah li-po

pil 772 gr iken 5000 mah lead-acid pil 2005gr'dır. Uçak ileride güneş enerjisiyle pilin ortak olarak çalışmasında kullanılacağı için uçağa uygun panel olarak RC7.2-75 PSAF modeli kullanılmıştır. Bu modelin kullanılmasındaki temel iki avantaj hafiflik ve esnekliktir. Hafiflik; tüm hava araçlarında olması gereken temel bir zorunluluk olarak tercih edilmiştir; bu, motorun kaldırma kapasitesini ve pilin kullanım süresini daha deneyleyebilir hale getirdiği için tercih edilmektedir. Esneklik ise; kanadın aerodinamik şeklini alabilmesi için istenilen bir özelliktir. Elektronik hız kontrolörleri motora hangi hızla dönmesi gerektiğinin söylenmesi ve gerektiğinde motora giden akımı otomatik olarak kesilmesini sağlarlar. Motorun fazla akım çekmesi durumunda motora giden akımı ve motorun yanmasını önler. Yine aynı şekilde bataryanın belli voltajın altına düşmesi durumunda motora giden akımı keserek bataryanın tehlike sınırının altına boşalmasını önler. Genelde fırçasız motorlarda kullanılırlar. Motorun kalkışta maksimum gazda çekebileceği akımın en az %30 pozitif tolerans ile 80 A lik ESC seçilmiştir. Kullanılacak frekans, model uçakçılığın kullanımına IARU tarafından tahsis edilen 433 MHz frekanstır ve bu frekans bandında çalışan alıcı ve verici kullanılmıştır.

2.5 Uçağın ana parçaların üretimi



Şekil 13. İHA'nın boyutlandırma standartları

Parçaların boyutları aşağıdaki Şekil 13'de verilen, model uçakçılıkta olması gereken boy oranlarına göre hesaplanıp imalat kısımlarına geçilmiştir.

2.5.1. Kanat kesim işlemi

EPP malzemelere şekil vermek için sıcak tel kesme tekniği kullanılacaktır. Sıcak tel kesme tekniği model uçakçılıkta en sık kullanılan, köpüğün şekillendirilmesinde güvenilir ve basit

bir yöntem olduğu için bu yöntem seçilmiştir. Seçilen kanat profilleri kontrplaktan oluşturulup üstüne her bir santim için değerler yazılmış EPP'nin her iki yanına sabitlenmiştir. Bunun nedeni kesim yapacak ısıtılmış telin kanat profilini oluşturacak bir eğimle, sağ ve sol tarafın senkronizasyonunu sağlayarak kusursuz kesim sağlamaktır. Devamında Şekil 14'de gösterildiği gibi kesilmiştir. Kızgın telin yanlarında bulunan yaylar telin ısındığında kendini salmasını önleyerek şeklin kesim işleminin hata oranını düşürmüştür.



Şekil 14. Kızgın tel kesim tekniği

Şekil 15'de gösterildiği gibi profil çıkarımı sağlanmış, kesim sonucunda kanat yüzeyinde oluşan çapaklar zımparayla pürüzsüzleştirilip estetik bir görünüm elde edilmiştir.



Şekil 15. Profilin kesilmiş hali

2.5.2. Kanatlara kanal açımı

Kanatların birleştirilmesi, havadaki salınımları azaltmak ve sağlamlığı arttırmak için kanatlara Şekil 16'de gösterilen kızgın tel kesme tekniği ile karbon çubukların çaplarına uygun ebatlarda kanallar açılmıştır.



Şekil 16. Kanal kesim işleminde kullanılan aparat

Kanal açımından sonra parçalar karbon çubuklarla birleştirilip Şekil 17’deki gibi taslak gövde oluşturulmuştur.



Şekil 17. İHA’nın taslak gövdesinin oluşturulması

2.5.3. Hafifletme

Tüm parçalar Şekil 18’de görüldüğü üzere kızgın boru ile simetrik olacak şekilde delikler açılarak hafifletilmiştir. Hafifletme yapılırken malzemenin mukavemetinden ödün vermeyecek şekilde işlem simetrik şekilde delikler açılmıştır. Hafifletmede ki amaç kuyruğun

ağırlık merkezine olan uzaklığının ağırlık merkezini bozmamasıdır. Hafifletme çalışması sonrasında ağırlık merkezi fiziksel ölçümlere uygun yere taşınmıştır.



Şekil 18. Hafifletme çalışmaları

2.5.4. Motor yatağı ve iniş takımı imalatı

Uçağımız çift motorlu olacaktır. Çok yüzeyden kanatlara kaldırma kuvvetinin uygulanabilmesi için tek motordan ziyade çift motor kullanılmıştır. Motor yataklarının olacağı parçalar oluşturulup Şekil 19’da ki gibi aerodinamik şekil verilmiştir.



Şekil 19. Motor yatağı ön görünümü

Bu parçalar tamamlandıktan sonra her iki parçanın da iki yüzeyine kontraplak kesilip iniş takımı çalışmalarına başlanmıştır. Kesilen kontraplaklar EPP’nin iki kısmına Şekil 20’deki gibi yapıştırılmıştır. İniş takımı için kontraplak kullanılmasının amacı uçağın yere inişindeki

çarpma sonucu oluşan darbeyi sönümleyerek kırım yaşanmasını önlemektir. Yapısı gereği hava akışının uçuş eksenine uyumlu olabilmesi ve sürtünmenin minimize edilmesi amacıyla aerodinamik şekil verilerek monte edilmiştir.



Şekil 20. İniş takımının oluşturulması

İniş takımları parçaya monte edildikten sonra tekerlekler tahtada bir yatak oluşturularak mil yardımıyla monte edilmiş, yatak kısmı kayganlaştırılması için yağlanmış ve estetik açıdan görünümü iyileştirmek amacıyla metalik gri rengine boyanmıştır (Şekil 21).



Şekil 21. İniş takımının boyanması

Ön iniş takımını kontrol edecek servo, uçağın burun kısmının altına monte edilip hem yere indiğinde herhangi bir parça servoya zarar vermesin hem de ön kısmına gelen havanın akıp

gitmesi amacıyla v kanallar açılıp kalkan yapılmıştır. Ardından ön tekerlek monte edilip servoya bağlanmıştır (Şekil 22).



Şekil 22. Tamamlanmış ön iniş takımı

2.5.5. Aileron yapımı

Balsa malzemesi hafif, dirençli ve kolay işlenilebilir olduğu için aileron yapımında balsa malzemesi kullanılmıştır. İki adet balsa arasına esnek, dayanıklı, hareket kabiliyeti fazla ve güvenilir bir malzeme olması nedeniyle normal menteşeler yerine plise yapıştırarak kombine bir menteşe elde edilmiştir (Şekil 23).



Şekil 23. Aileron imalat resmi

Aileronların geleceği kısım ateşte kızdırılan testere yardımıyla kesilip plise yapıştırılacağı bölge oluşturulmuştur. Oluşturulan bölgeye plise mengene yardımıyla yapıştırılıp aileron kısımları tamamlanmıştır (Şekil 24).



Şekil 24. Aileron montaj resmi

2.5.6. Pillerim Koyulacağı Kapak kısmı imalatı

Pillerin koyulacağı ön kısmın yanlarını ve üstünü kapatacak balsadan parçalar kesilmiştir. Kesilen parçalara aerodinamik şekil verilmiş ve fiber bantla etrafı bantlanarak dayanıklılığı arttırılmıştır. Parçalar köpüğe yapıştırılmadan önce ütü ile kaplaması yapılmış sonra gövdeye hem silikon hem de yapıştırıcıyla sağlam bir şekilde yapıştırılmıştır. Üstüne gelecek kısım menteşelerle gövdeye bağlanmış ve kapanıp açılabilmesi kolay olacak şekilde cırt yapıştırılmıştır (Şekil 25).



Şekil 25. Pillerin koyulacağı yere üst kapak montajı

2.5.7. Servo yatağı imalatı

Aileronların orta noktasına servonun teli gelecek şekilde ayarlanıp, servonun yeri tayin edilmiştir ve servo için yatak açılmıştır. Yatak açılırken dikkat edilen hususlardan biri servo kolunun rahat çalışması ve yüzeye sıfır olacak şekilde kanatlara gömülmesidir. Herhangi bir çıkıntı olması rüzgarın akışını etkileyip havada stabil kalmasını zorlaştırır. Servo yatakları açıldıktan sonra servolar yerlerine hem silikon hem de yapıştırıcı ile kanatlara yapıştırılıp, servo telleri aileronlara sabitlenen kulakçıklara takılmıştır (Şekil 26). Aynı şekilde rudder içinde servonun teli rudderı rahatca hareket ettirecek şekilde yer tayini yapıp servo gömülmüş, servo teli de ruddera monte edilen kulakçığa takılmıştır.



Şekil 26. Uçuş kumanda servoların montajı

2.5.8. Orta kanadın gövdeye sabitlenmesi

Uçağımızın boyutları büyük olduğu için sökülüp takılabilir şekilde tasarlanmıştır. Hem taşıma kolaylığı, hem orta kanatta bulunacak elektronik kısımların her seferinde sökülüp takılmaması hem de monte işleminin uzamaması için orta kanat alüminyum sacdan kesilen parçalarla gövdeye sabitlenmiştir. Bu parçaların sabitlenmesi işleminde dübeller orta kanada silikon

yardımıyla gömülmüştür. Sacların üstünde dübellere denk gelecek delikler matkap yardımıyla açılmış ve vidalar yardımıyla orta kanada bağlanmıştır (Şekil 27). Saclara bir çok deliğin açılmasının nedeni ilerde ağırlık merkezi kayarsa delikler sayesinde orta kanadın istenilen yere getirilerek dengeyi sağlamaktır.



Şekil 27. Alüminyum sacların gövdeye montajı

Sonrasında gövdeye Şekil 28’de görüldüğü gibi vidalanarak monte edilmiştir.



Şekil 28. Orta kanat-gövde birleşimi

2.5.9. Kablolama işlemi

Uçaktaki elektronik kısımlar alıcıda birleştirilecektir. Kuyruk kısmında bulunan elevatör ve rudder servolarından çıkan kablolar uçağın içinden kızgın çubuk yardımıyla delik açılarak orta kanatta bulunan alıcıya Şekil 29'da gösterildiği gibi gönderilmiştir.



Şekil 29. Elevatör-rudder kablolarının alıcıya taşınması

Pillerden ve esclerden çıkan kablolar birleşeceği için kabloların ucuna XT-60 pil soketleri lehimlenerek bağlantı kurulmuştur. Kabloların birbirine karışmaması ve kanatlardaki kanallardan rahatça geçebilmesi için aralıklar bırakılarak makaron yapılmış ve bağlantı gerçekleştirilmiştir. Motordan çıkan kablolar esc'ye, esc'den çıkanlar ise pile bağlanıp test yapılmıştır (Şekil 30).



Şekil 30. Esc montajı

2.5.10. Kaplama işlemi

Uçağın tüm kısımlarındaki çapaklar gerek el zımparası gerek elektrikli üçgen zımpara ile pürüzsüzleştirilmiş kaplama yapılacak hale getirilmiştir. Uçağın gövde, kanatlar ve kuyruk kısımları siyah, geri kalan hareketli parçalar ve sabit parçalar metalik gri kaplama yapılmasına karar verilmiştir. Bu kararda çoğu kısmın siyah kaplamamızın sebebi uçağın gözle görülebilir mesafede gökyüzünde rahatça seçilebilmesidir. Tüm kısımların siyah olmamasının nedeni kanatların ve hareket aksamının zıt renkler sağlanarak farkedilebilmesidir. Şekil 31’de gösterildiği gibi tüm parçalar kaplama ütüsü ile kaplanmıştır. Kaplama işlemi yapılırken ütü sıcaklığı ne çok sıcak ne de az sıcaklıkta olmalıdır.Ütünün sıcaklığının yüksek seviyede olması kaplamanın erimesine, düşük seviyede olması kaplamanın köpüğe yapışmamasını sağlar. Kaplama esnasında oluşacak potluklar ütünün oluşan potluk üzerinde belli bir süre dairesel biçimde gezdirilmesi ile giderilir.



Şekil 31. Kaplama işlemi

2.5.11. Salınım azaltma

Uçağın kanat açıklığı fazla olduğundan rüzgar karşısında salınımları artacaktır. Ne kadar kanatların içindeki kanalları karbon çubukla da desteklese kanat boyu uzadıkça salınım artar. Bu yüzden uçak havada stabil kalmaz. Bu salınımları azaltmak için Şekil 32'de görüldüğü gibi kanatlardan tekerlere misinalar gerdirilmiştir. Ayrıca iniş takımında sert inişlerde aşırı esnemesini ve kırılmasını önlemek için de yine aynı şekilde iniş takımından gövdelere misinalar gerdirilmiştir.



Şekil 22. Salınım azaltma işlemi

2.6.Elektronik ayarlar

2.6.1 Transmitter-receiver ayarı

Buradaki amaç hareketli aksamaların (aileron, elevatör, rudder, ön teker) istenilen açılarda ve birbirleriyle uyumlu olarak hareketlerinin sağlanmasıdır. Kullandığımız radyo kontrol cihazı Futaba 14SG modelidir. Bu model yüksek sayıda porta sahip olduğu için otopilot sisteminin kullanımına uygundur. Şekil 33'de görüldüğü gibi sinyal testi yapılmıştır.

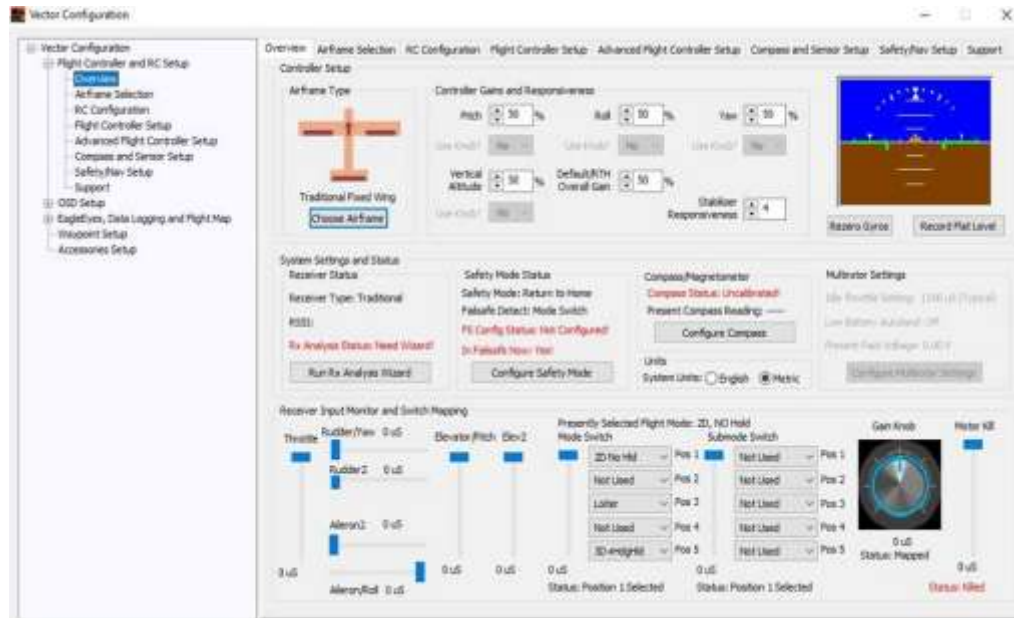


Şekil 33. Sinyal testi

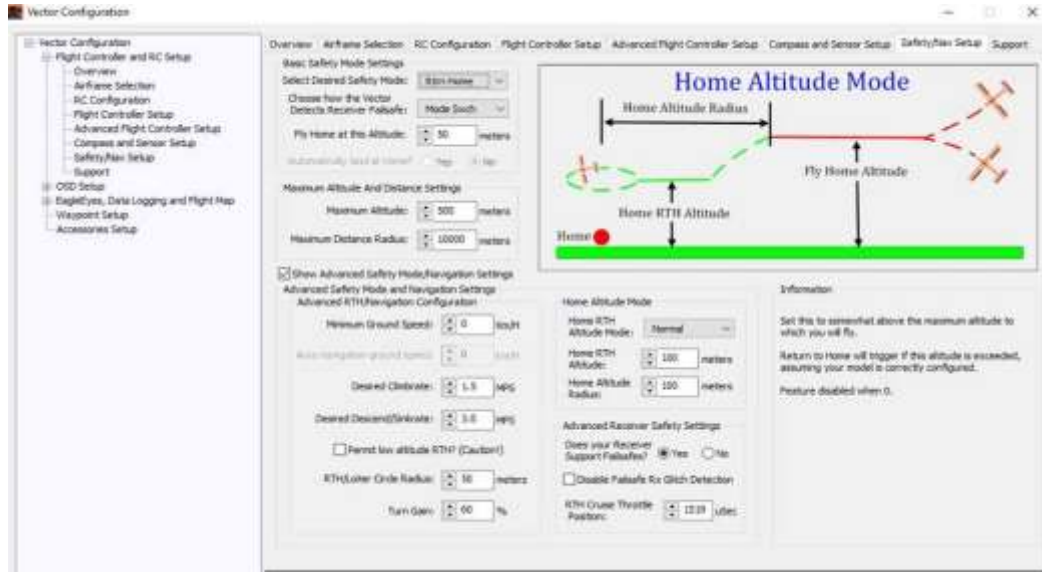
2.6.2. Otopilot ayarı

Otopilotun usb girişinden bilgisayara bağlanmış ve gerekli ayarlar girilmiştir. Otopilotun alıcıdan aldığı sinyalleri denetlediği ve kalibrasyon yapıldığı ekran Şekil 34'de verilmiştir. Otopilotun modları yine bu ekrandan seçilmiş olup toplamda dört adet mod kullanılmıştır.

1. Otopilot bu modda uçağa verilen dönme komutları kesildiği an uçağı otomatik olarak düz hale getirir. Bu modda GPS modülü açık olmadığı için yükseklik sabitleme kapalıdır.
2. Kontrolün tamamıyla kullanıcıda olduğu moddur. Manuel modda denilebilir. Tüm otopilotu devre dışı bırakır.
3. Dışardan girilen waypointlerle otomatik uçuşu sağlayan moddur. GPS pusula ve ivmeölçer modülleri sayesinde otomatik uçuşu gerçekleştirir.
4. Bu mod eve geri dönüş modudur. Kumanda ve alıcı iletişimi koparsa otomatikman ilk kalktığı konuma yani ev konumuna geri dönüş yaparak kumandadan sinyal bekler (Şekil 35) (Vector Configuration).



Şekil 34. Kumanda sinyali ve modların ayarlandığı ekran (Vector Configuration)



Şekil 35. Eve geridönüş modunun ayarlandığı ekran (Vector Configuration)

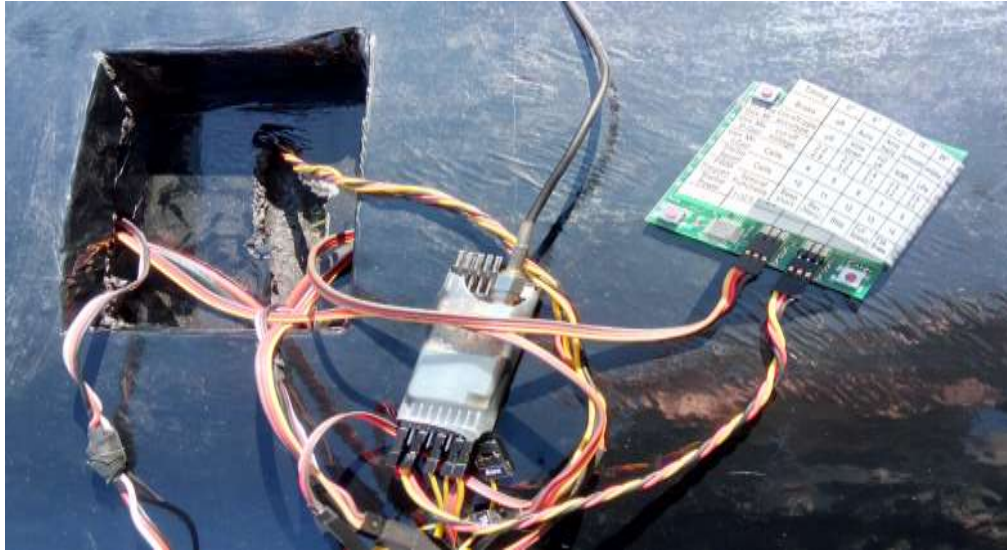
Otopilota Şekil 36'da gösterildiği gibi otomatik uçuş güzergahı belirlenebilir ve seçilen koordinatlarda İHA'nın uçuşması sağlanabilir.



Şekil 36. Otomatik uçuş güzergahı haritası

2.6.3. Esc ayarı

Elektromotorun çalışma hızı ve düzeninin otopilot ve receivera uyumlu hale getirilmesi amacıyla Esc programlama kartı kullanılmıştır (Şekil 37).



Şekil 373. Program kartıyla Esc ayarı

2.7. Teorik Hesaplama

Hesaplamalarda ilk önce kanat alanımıza bakılarak ve gerekli enerjiyi sağlayabilmesi için voltaj farkı oluşturarak güneş hücresi adedi 48 olarak belirlenmiştir. Güneş hücreleri yatay bir zemine bulutsuz bir günde 4 adet seri bağlanarak pile vereceği akım değeri Şekil 38’de görüldüğü gibi ölçülmüştür.



Şekil 438. 4 adet güneş hüresinin seri bağlanarak pile vereceği akım değerinin ölçülmesi

4 adet güneş hüresinin verdği akım 111.2 mAh ve gerilim 27.1 V olarak ölçülmüştür.

4 adet güneş hüresinin gücü;

- $0.1112 \text{ A} \times 27.1 \text{ V} = 3.01 \text{ W}$

1 adet güneş enerjisinin gücü;

- $3.01 \text{ W} / 4 = 0.75 \text{ W}$

48 adet güneş hüresinin vereceği güç;

- $48 \times 0.75 = 36 \text{ W}$

48 adet güneş hüresinin vereceği akım;

- $12 \times 0.1112 \text{ Ah} = 1.3344 \text{ Ah}$

Li-po bataryalardan karşılanan kısım;

- $10 - 1.3344 = 8.6656 \text{ Amper}$

Güneş panellerinin maximum aydınlıkta uygun uçuş açısında kayıplar ihmal edilerek % 13,3 'lük bir katkı sağlayacağı teorik olarak hesaplanmıştır.

Uçuş süresi;

- $10A/10A=1$ saat

Güneş hücrelerinin katkıda bulunacağı süre ;

- $10A \quad 1.3344A$
 $1 \text{ saat} \quad x$
 $X=0,133 \text{ saat}$

Toplam uçuş süresi;

- $1+0,133=1,133 \text{ saat}=68 \text{ dk.}$

3. ARAŞTIRMA SONUÇLARI

Bu çalışmada, her kanat profil şeklinden 3 er yaygın kullanılan profil ele alınmış, bu 9 profilin programla analizleri yapılmıştır. Bu analizler sonucunda gerekli olan kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri altı oyuk profiller ve yarı damla profillerde sağlanmıştır. Tam damla profillerde ise genellikle düşük kaldırma kuvveti oluşmuş fakat ters uçuş yaparken alt ve üst aynı olduğu için daha stabil bir uçuş karakteristiği sağlarlar ve genelde akrobasi ve jet uçaklarında kullanılırlar. Altı oyuk ve tam damla profiller ise analiz sonuçlarına göre sergiledikleri aerodinamik performansları yapacağımız sisteme uygun olduğu için bu iki profil arasında seçim yapılmıştır. Hem profilin elde olan imkanlarla imalatı hem de analiz sonuçlarına bakılarak yarı damla profil seçilmiştir. Yarı damla kanat profilinde seçtiğimiz AG44CT02R profili farklı sınır şartlarında farklı değerler göstermektedir. Bu sınır şartları da şunlardır;

- Ortalama Reynolds Sayısı
- Ncrit Değeri
- Kanat profil uzunluğu
- Kinematik Viskosite

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu} \quad (3)$$

Kinematik viskosite sabit kabul edilip değeri $1.4207 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$ alınmıştır.

Ncrit sayısı akışın k-epsilon sisteminde Subsonic uçuşlarda yani 0-1 Mach sayıları arasında türbülans yüzdesinden bahsetmemiz ve bu değerler akış şartlarına ve ortama göre daha önceden hesaplanmış bir değer girilmektedir. Hesaplanan değerler şunlardır;

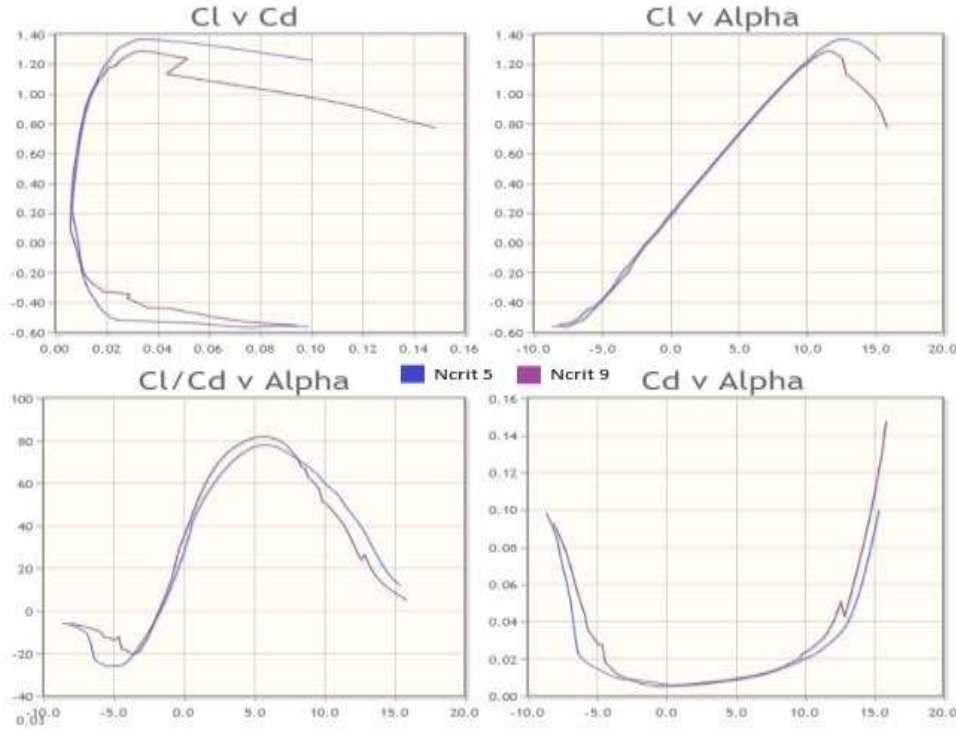
Tablo 3. Akışkan Ortamlarına Göre Ncrit Değeri

Akışkan Ortam	Ncrit Değeri
Planör Uçuşu	12 – 14
Motorlu Planör Uçuşu	11 – 13
Temiz Rüzgar Tüneli	10 – 12
Ortalama Rüzgar Tüneli	9
Kötü Rüzgar Tüneli	4 - 8

Kanat profil uzunluğu yani Chord mesafesi uçak büyüklüğü ile orantılı olarak 0,4 metre seçilmiştir. Böylece Reynolds sayısının hesaplanabilmesi için gereken hız değeri de ortalama hız değeri 15 m/s seçilmiştir. Bu sınır şartları doğrultusunda;

$$Re = \frac{Vl}{\nu} = \frac{15 \cdot 0.4}{1.4207 \cdot 10^{-5}} = 422,327$$

Bu Reynolds sayısında AG44CT02R profilinin performansı aşağıdaki Şekil 39'de gösterilen grafiklerde gösterilmektedir.



Şekil 539 AG44CT02R profili performans grafikleri

AG44CT02R profilinin 422.327 Reynolds sayısında gösterdiği performans bu şekildedir. Ve bu profilin en performanslı durumu grafiklerde de görüldüğü üzere Ncrit sayısı 9 da hücum açısı 5.5° de C_l/C_d oranı 82.1 olarak bulunmuştur.

4. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu çalışmada, İnsansız Hava Araçlarında performans ve verim artırımına yönelik araştırmalar yapmak amacıyla literatürden ve alanla ilgili çeşitli bilgisayar programlarından faydalanılmış ve elde edilen veriler doğrultusunda belirlenen İnsansız Hava Aracının tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiştir. İnsansız Hava Aracının performans ve verimine etki edecek her bir elemanın profili, malzemesi ve diğer özelliklerinin uygun değerleri belirlenmiş ve parçaların imalatı yapılarak, her bir elemanın İnsansız Hava Aracının performans ve verimine katkıları hesaplanmıştır. İHA'nın teorik hesaplamaları ve imalat aşaması ile ilgili işlem basamakları aşağıda belirtilen şekilde gerçekleştirilmiştir:

- Solid Works, ANSYS Fluent, ANSYS Static Structure programı ile profillerin her birinden 3 adet olmak üzere 9 adet yaygın kullanılan uçak kanat profilleri seçilmiş ve analizleri yapılmıştır (Tablo 2).
- Teorik olarak 0° hücum açısında en iyi performansı altı oyuk kanat profili 111AG27 göstermesine rağmen uygulamada hem imalat kolaylığı açısından hem de yüksek performansı nedeniyle AG44CT02R profilinin imalatı yapılmıştır (Şekil 11).
- Elde edilen verilen doğrultusunda İHA'nın elektrik-elektronik ve mekanik elemanları temin edildi. Gerekli ham materyaller çeşitli firmalardan temin edilerek İHA'nın diğer tüm parçaları ayrı ayrı imal edildi. Daha sonra parçaların gövde üzerinde montesi yapılarak İHA'nın yapımı tamamlanmıştır (Şekil 40).



Şekil 406. İmalatı tamamlanmış İHA

İHA için yapılan hesaplamalar ve analizler doğrultusunda elde edilen sonuçlar aşağıda sıralanmıştır:

- Uçağın aerodinamik performansı;
 $F_l = 134.49 \text{ N} = 13.7 \text{ Kg}$ $F_d = 36.92 \text{ N} = 3.76 \text{ Kg}$ @ 15 m/s Ncrit 9 olarak çıkmıştır ve minimum uçuş hızında gerekli motor elektrik gücü 10 Amper olarak hesaplanmıştır.
- 15 m/s hızda uçak toplamda 10 Ah pil kapasitesi ile 1 saat uçabilirliği hesaplanmıştır. Uçuş esnasındaki hava durumu bu uçuş süresini olumlu olarak etkilemektedir. Dışardan gelen herhangi bir rüzgârı karşımıza alırsak uçuş için gerekli motor gücünü düşüreceğinden uçuş süresini olumlu olarak etkilemesi beklenir.
- Güneş hücreleri eklentisi ile toplam uçuş süresi rüzgarsız ortamda 68 dk.'ya uzamaktadır. 36 W/h'lik güneş hücresi eklentisi toplam uçuş süresini %13,3 arttırmaktadır.
- Toplam menzil uzunluğu 54 km iken güneş hücresi eklentisi ile 61.2 km ye çıkıp 7,2 km menzil artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- 11 m/s ' de ise Ncrit 9 olarak çıkmıştır ve minimum uçuş hızında gerekli motor elektrik gücü 8 Amper olarak hesaplanmıştır.
- En yüksek menzili stall hızında elde edilmekte olup bu hızdaki uçuş süresi 75 dk güneş hücresi eklentisiyle 90,6 dk uçuş süresine erişilebilir ve bu durumda %20,8 uçuş süresi artırılmış olmaktadır.
- Stall hızındaki uçuş menzili 49,5 km ye düşmekte güneş hücresi eklentisi ile 59,79 km'ye çıkıp 10,29 km menzil artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- Güneş hücresi eklentisi ile çıkan sonuçlara bakıldığında, uçağın stall olmayacak şekilde minimum hızda uçması, menzilde önemsenecek bir fark oluşturmayıp, uçuş süresinde artış sağlamıştır. Bunun nedeni düşük hızda, motorların çekmiş olduğu amper gücü düşük ve güneş hücresi eklentisinin amper gücü sabit olmasından dolayı pil gücüne desteği yüzdesel olarak artmış, bunun sonucunda süre artışı teorik olarak hesaplanmıştır.
- 15 m/s hızda motorlar 10 A güç tüketip uçuş süresi 1 saat olur. Güneş hücreleri saatlik 1.3344 A pile katkıda bulunur ve uçuş süresini %13.3 arttırmış olur. 11 m/s hızda ise motorlar 8 A'lik güç tüketeceğinden uçuş süresi 75 dk. olur. Güneş

hücreleri saatte 1.3344 A verdiği için 75 dk. da 1,668 A pile katkıda bulunur ve uçuş süresini %20.8 arttırmış olur.

Bir sonraki çalışmada ise yapımı gerçekleştirilen İHA'nın kanatlarına güneş hücresi eklemekten ve güneş hücresi eklendikten sonraki durumlarında uçuşu gerçekleştirilecektir. İHA'nın imalatı sırasında yapılan hesaplamalar ve analizler doğrultusunda elde edilen sonuçlar ile deneysel veriler karşılaştırılarak verim açısından kıyaslaması yapılacaktır.

Teşekkür: Bu makale Erzincan Üniversitesi Araştırma Fonu tarafından desteklenen FEN-A-080715-0170 nolu “İnsansız Hava Araçları İçin Performans ve Verim Artırılmasına Yönelik Deneysel Araştırma” isimli proje kapsamında hazırlanmıştır. Destekleri nedeniyle Erzincan Üniversitesi Araştırma Fon'una teşekkür ederiz.

Kaynaklar

- Çetin, G., 1995. İnsansız Hava Aracı Tasarımı. Tez (Y. Lisans), İTÜ Fen Bil. Enst. Basımevi, İstanbul
- Fahlstrom, P.G., Gleason, T.J., 2005. Payloads in: Introduction to UAV Systems pp. IV1-30 UAV Systems, Inc. Columbia, MD)
- Karaağaç, C., 2012. İnsansız Hava Aracı Sistemlerinde Lojistik Destek—Savunma Sanayii Gündem 2013
- Özcan, S.G., (2015). Güneş Panelli İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi, Yüksek Lisans Tezi, Ankara: Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü 4-6.
- Muşlular, F. (2009). Bir İnsansız Hava Aracının Kanadının Statik Yapısal Davranışının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü 1-79.
- Jashnani S., Nada T.R., Ishfaq M., Khamker A., Shaholia P., “ The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences ”, Elsevier , 16, 189–198 (2013).
- Gülbahar Ö. (2015). Karayel insansız hava aracının statik ve dinamik analizi, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1-114.
- Şevkioğlu E. (2009). Bir taktik insansız hava aracının kanadının deneysel ve sayısal yöntemler ile dinamik analizi, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 17-25.
- Aydan CAVCAR, M. C. (1999). Uçuş Prensipleri. Eskişehir: T.C. Anadolu Üniversitesi Yayınları.

Donbaloğlu, H.İ., (2014). Çok Maksatlı Hibrid İnsansız Hava Aracı Sistemi Geliştirilmesi, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü 26-29.

İnternet: EPP Teknik özellikleri, <http://www.formplastyalitim.com>

İnternet: EPP, EPS Teknik özellikleri, <http://www.atermit.com/>

İnternet: Elektronik ekipman resimleri, <https://hobbyking.com/>

İnternet: Güneş hücresi özellikleri, <http://www.powerfilmsolar.com>

B. Tahir ÇALDIR 1991 yılında Sivas’da doğdu. İlköğretimi Sivas ve Eskişehir’de lise eğitimini Erzincan’da tamamladı. Lisans eğitimine 2009 yılında Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü’nde başladı ve 2014 yılında mezun oldu. 2014-2015 yılı şantiye şefliği, 2015-2017 yılları arasında özel bir yapı denetim firmasında Kontrol Mühendisi olarak çalışmaya başladı ve inşaatların mekanik tesisat ve doğalgaz tesisatı kontrolünü yaptı. 2014 yılında Erzincan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans eğitimine başladı. 2017 yılı itibarıyla Yüksek Lisans eğitimine devam etmektedir.

M. Kaya 1965 yılında Erzincan’da doğdu. İlköğretim ve lise eğitimini Erzincan’da tamamladı. 1993 yılında Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünden mezun oldu. 2001 yılında Atatürk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü ’de yüksek lisans eğitimini tamamladı. 2005 yılında doktora eğitimini tamamladı. 2009-2016 yılları arasında Erzincan Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde Yardımcı Doçent olarak görev yaptı. 2016 yılı itibarıyla Doçent unvanını aldı ve Erzincan Üniversitesi’nde görevine devam etmektedir.