

Dikey İniş/Kalkış Yapabilen Hareketli Kanatlı İnsansız Hava Aracının Tasarımı

Hasan ÇAKIR*
Orta Doğu Teknik Üniversitesi (ODTÜ)
Hava Kuvvetleri Komutanlığı
Proje Yönetim Daire Başkanlığı
ANKARA

D. Funda KURTULUŞ†
Orta Doğu Teknik Üniversitesi (ODTÜ)
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü,
ANKARA

ÖZET

Bu çalışmada, hareketli kanatlarına yerleştirilmiş motorlar sayesinde dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız bir hava aracının tasarımı anlatılacaktır. Kavramsal ve ön tasarımı tamamlanan uçağın kanatlarında 4, yatay kuyruğunda 2 olmak üzere toplam 6 motor bulunacaktır. Bu motorlar sayesinde dikey iniş ve kalkış sağlayabilecek olan uçağın yatay uçuşu esnasında tüm motorlar yatay hale geçecek ve bu şekilde uçuş gerçekleştirecektir. Bu çalışma sayesinde tüm platformlardan havalanabilecek kapasiteye ve ayrıca havada asılı kalma özelliği sayesinde keşif ve gözetleme özelliklerine sahip bir uçağı kullanıma sunulması hedeflenmektedir.

GİRİŞ

Bir hava aracının ömür devri boyunca etkin, ekonomik, emniyetli ve ihtiyaçlara karşılık verecek şekilde tasarlanması havacılık mühendisliğinin esas amaçlarından biridir [Kurtulus, 2010]. Bu amaç doğrultusunda havacılık tarihi boyunca çeşitli hava araçları tasarlanmıştır. Yukarıda tanımlanan performans kriterlerinin etkin olarak sağlanabilmesi için kanatların nasıl hareket edeceği sorusu ön plana çıkmıştır. Hava araçları kanat hareketlerine göre üç çeşit gruba ayrılabilir. Bunlar; sabit kanat [Mutlu vd., 2012, 2013; Onen vd., 2014; Yayla vd. 2013, 2014; Senipek vd., 2013], döner kanat [Tekinalp vd., 2015; Guclu vd. 2016; Kaya vd, 2016] ve çırpın kanattır [Kurtulus vd., 2004, 2005, 2006; Kurtulus 2005, 2015, 2016 ;Kurtulus, 2005,2015,2016; Akay vd. 2007; Günaydinoğlu vd. , 2009] . Bu üç türün kullanım alanlarına göre birbirlerine karşı avantajları ve dezavantajları vardır. Sabit kanatlı uçaklar, ihtiyaç duydukları pist mesafesi nedeniyle bir dezavantaja sahipken, döner kanatlı ve çırpın kanatlı uçaklar faydalı yük taşıma ve havada uzun süre kalma özellikleri bakımından sabit kanatlı uçaklara göre dezavantajlı bir konuma sahip olmaktadır. Bu çalışmadaki amaç her bir türün avantajlı kısımlarını alıp daha yeni ve daha etkin bir hava aracı ortaya çıkarmaktır. Geldiğimiz noktada, hem insan hayatının riske atılmaması hem de insanlı uçaklara göre daha ekonomik olması gibi avantajlarından dolayı İnsansız Hava Araçları daha çok tercih edilmektedir. İnsansız Hava Araçları, çetin arazi şartlarında ve zorlayıcı görevlerde yer almaya başladıkça, söz konusu İHA'ların çok amaçlı kullanımları bir gereklilik haline dönüşmüştür [Çetinsoy vd., 2012]. Burada çok amaçlı kullanımdan kasıt; dikey kalkış ve iniş, havada asılı kalma, seviye uçuşu, uzun süre havada kalabilme ve uzun mesafeye uçabilme gibi özelliklerin bir arada bulunmasıdır [Çakıcı, 2016]. Son yıllarda özellikle askeri alanlarda, meydan savaşlarının önemini kaybedip savaşın daha dar alanlarda küçük gruplara karşı yapılması nedeniyle, elde veya araçta kolayca taşınabilecek, mümkün olan en kısa sürede kullanıma hazır hale getirilebilecek, ihtiyaç

* Hv.Uçk.Bkm.Ütgm, Doktora Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: hasancakir6666@gmail.com

† Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: funda.kurtulus@gmail.com

duyulan her yerden kalkış ve iniş yapabilecek, faydalı yük taşıma kapasitesi yüksek, uzun süre havada kalabilen, istenildiğinde havada asılı kalabilen, insandan mümkün olduğunca bağımsız sistemlere olan ihtiyaç giderek artmaktadır. Taktik seviyede kullanım alanlarında çok sorun yaşanmasa da operasyonel seviyede kullanılan İHA'lar da karşılaşılan en büyük sorun kalkış mesafesidir. Kullanıldığı arazide her zaman yeterli mesafe bulunamadığı için söz konusu İHA'ların tercih edilmesi zorlaşmaktadır. Bu sorunu aşmak için döner kanatlı sistemler kullanılmaya çalışılsa da, bu sistemlerin uzun süre havada kalabilme ve uzun mesafe uçuşu yapabilme özelliklerinin olmamasından dolayı sıkıntılar yaşanmaya devam etmektedir. Yapılan araştırmalar birbirine yakın özelliklerdeki mini sabit kanatlı uçakların mini helikoptere göre yaklaşık iki kat daha fazla havada kalma sürelerinin olduğunu göstermektedir.

Bu tür sistemlerin ülkemizin sahip olduğu bilgi ve teknolojiye kazandırılması durumunda, hem keşif/gözetleme hem de saldırı özelliklerine sahip olan sistemlerle, operasyonel seviyedeki birliklere anlık gelişen olaylara karşı büyük bir yetenek kazandırılmış olacaktır. Söz konusu birlikler, bölgenin sarp arazi şartları ve iklim koşullarında teknolojik imkân ve kabiliyetlerden faydalandıkça yetişmiş insan kaybı engellenmiş olacak, yürütülen harekâtın başarılı olma ihtimali daha da artacak ayrıca uluslararası alanda diğer ülkeler karşısında sahip olduğumuz teknolojiyle söz sahibi olma ihtimalimiz artacaktır.

Yapılan araştırmalar sonucunda hem piste ihtiyaç duymamaları hem de aerodinamik ve faydalı yük taşıma performanslarının daha yüksek olması nedeniyle dikey iniş ve kalkış yapabilen sistemlere yönelik yapılacak bir çalışmanın özellikle Teröristle Mücadele Harekâtı kapsamında ülkemize büyük katkılar sağlayacağı değerlendirilmiştir. Bu sistemlerin örnekleri, dünya üzerinde çok kısıtlı sayıda olmakla birlikte, özellikle son yıllarda artmaya başlamıştır. Fakat milli imkânlarla yapılan bu özelliklere sahip bir İHA sistemiyle hem dışa bağımlılığımız azalmış olacak hem de ülke ekonomisine büyük katkılar sağlanmış olacaktır. Ayrıca ülkenin sahip olduğu teknolojik altyapı gelişmiş olacak böylece ileriki yıllarda yapılacak olan çalışmaların önü de açılmış olacaktır.

Bu çalışmada yukarıda bahsedilen sebepler dolayısıyla, özellikle Güneydoğu Anadolu Bölgesindeki sarp arazi şartlarından dolayı askeri alanlarda kullanılan mikro seviyedeki İHA'ların kalkış mesafelerini azaltmak yerine dikey iniş ve kalkış özelliğine sahip aynı zamanda seviye uçuşu icra edebilen sistemler geliştirilmesi hedeflenmiştir. Dikey iniş ve kalkış yapabilen sabit kanatlı sistemler incelendiğinde ise beş farklı tip İHA'nın öne çıktığı gözlenmiştir.

Hareketli Motorlu Uçak

Bu tür uçaklar dikey iniş ve kalkış sırasında motorlarını 90° çevirerek yeryüzüne dik bir hale getirmektedir. Böylece yukarı yönlü bir itki kuvveti oluşturarak aerodinamik kuvvetleri kullanmaksızın yalnızca motor gücüyle dikey uçuş hareketini gerçekleştirmektedir. İstenen seviyede havada asılı kaldıktan sonra motorlarını tekrar yatay pozisyona getirip seviye uçuşunu yapmaktadır (Şekil 1a).

Sabit Kanat/Motorlu Uçak

Hem kanat hem de motorun sabit olduğu bu tip uçaklarda kalkış için ayrı seviye uçuşu için ayrı motorlar kullanılmaktadır. Tüm motorların ve kanadın sabit olmasından dolayı kontrolcü tasarımı diğer tiplere göre oldukça kolaydır. Söz konusu uçaklarda yatay kuyruğun yerine motorların da kullanıldığı gözlemlenmiştir. Ancak bu uçak türünün aerodinamik performansı diğer uçaklara göre daha düşüktür (Şekil 1b).

Kanadına Fan Motoru Yerleştirilmiş Uçak

Çok yaygın olmayan bu kullanım çeşidinde kanadın içine gömülmüş bir fan sistemi bulunmaktadır. Kanat profiline (Şekil 1c) bakıldığı zaman kamburlu kısımda bir fan olduğu görülmektedir. Bu uçak türünde fan üzerinde oluşan taşıma sayesinde dikey iniş ve kalkış yapılabilmektedir (Şekil 1d).

Kuyruk Üzeri Kalkış Yapan Uçak

Bu tür uçaklar kalkış ve inişlerini kuyruklarının üstüne dik bir şekilde oturarak gerçekleştirmektedir. Kalkıştan sonra uçağın tamamı dönerek yatay pozisyona geldikten sonra seviye uçuşunu gerçekleştirmektedir. Kalkış sırasında atalet momentinin düşük olmasından dolayı devrilme ihtimali diğer uçaklara göre daha fazladır (Şekil 1e).

Hareketli Kanatlı Uçak

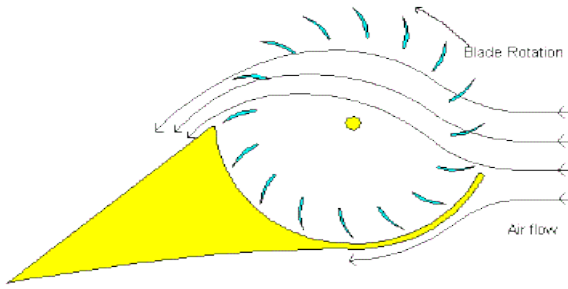
Kanat ve kuyruk üzerine sabitlenmiş motorların kanatla birlikte hareket ederek dikey pozisyona gelmesi sonucu kalkış ve inişini gerçekleştiren bu uçak türünde seviye uçuşuna geçmek için kanatları tekrar yatay pozisyona getirilmektedir. Aerodinamik performansı yüksek olan bu uçak türünün kontrol sistemi oldukça karmaşıktır. Hareket denklemleri doğrusal olmadığı için özellikle dikey uçuştan yatay uçuşa geçiş sırasında güçlük çekilmektedir(Şekil 1e).



a) Hareketli Motorlu Uçak Örneği [1]



b) Sabit Kanat/Motorlu Uçak Örneği [2]



c) Profile Yerleştirilmiş Fan Motoru [3]



d) Kanadına Fan Motoru Yerleştirilmiş Uçak [4]



e) Kuyruk Üzeri Kalkış Yapan Uçak [5]



f) Hareketli Kanatlı Uçak Örneği [6]

[1] <http://www.aerospace-technology.com/projects/ba609/ba6091.html>, (Erişim tarihi:24 Mart 2016)

[2] <http://aviationweek.com/blog/how-make-fixed-wing-uav-fly-vertically> (Erişim tarihi:11 Mart 2016)

[3] <http://www.fanwing.com/pix.htm> (Erişim tarihi:13 Mart 2016)

[4] <http://www.fanwing.com/applications.htm> (Erişim tarihi:13 Mart 2016)

[5] http://warships1discussionboards.yuku.com/topic/5178/Royal-Navy-minor-news-thread?page=20#.VvQrO_mLTIU (Erişim tarihi:9 Mart 2016)

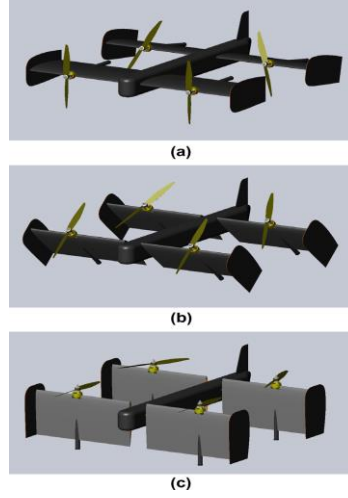
[6] <http://gizmodo.com/this-absurd-tilt-wing-whirly-bird-actually-flew-1592165148> (Erişim tarihi:9 Mart 2016)

Şekil 1: Literatürdeki farklı türlerde Dikey İniş Kalkış Yapabilen Uçak Çeşitleri

Kavramsal tasarım sonucunda “Hareketli Kanatlı Uçak” çeşidi seçilmiş olup literatürde bu türde olan Mikro İHA çeşitleri incelenmiştir. Söz konusu uçak tipinde genel olarak 3 safhada uçuş gerçekleştirildiği görülmüştür. Bunlar; dikey iniş/kalkış safhası, dikey kalkış/inişten yatay seviye uçuşuna geçiş safhası ve yatay seviye uçuşu safhasıdır.

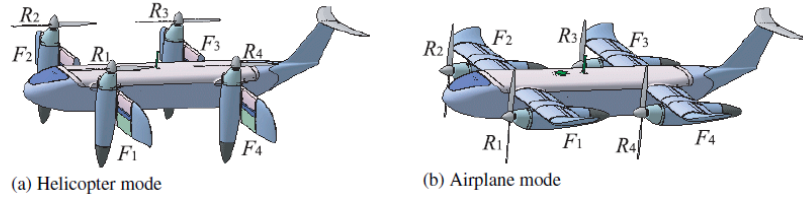
Keşif ve gözetleme amacıyla tasarlanan SUAVI, maksimum 17 m/s seyir hızına sahiptir (Şekil 2). Mümkün olduğunca karmaşık yapılardan kaçınılan bu uçakta daha çok kontrol sistemlerinin üzerinde çalışılmıştır. 4 rotorlu uçağın kalkış ağırlığı 4,5 kg olan uçağın tamamı karbon/kompozit malzemelerden üretilmiştir. Arka arkaya konuşlandırılmış aynı özelliklere sahip iki kanat sayesinde

yunuslama ekseninde simetri sağlanmıştır. Bu simetri kontrol sistemi tasarımını kolaylaştırırken aerodinamik performansı olumsuz etkilememektedir.



Şekil 2: SUAVI uçağının çeşitli uçuş safhalarındaki görüntüsü (Çetinsoy vd., 2012)

24 kg kalkış ağırlığına sahip olan bu İHA'da bir önceki örneğimizde olduğu gibi 4 rotorlu olarak tasarlanmıştır. Motorlarla birlikte hareket eden kanatlar sayesinde dikey kalkış sırasında bile aerodinamik kuvvet elde edilmektedir (Şekil 3). Dikey kalkış sırasında pervaneler sayesinde hızlanan hava kanat üzerinden geçerken aerodinamik kuvvet oluşturmakta bu da hem sürüklenme kuvvetini azaltmakta hem de ilave bir kontrol yüzeyi sayesinde uçağın kontrolü kolaylaşmaktadır (Suzuki vd., 2010).



Şekil 3: QTW-UAV uçuş modları (Suzuki vd., 2010).

0-40 m/s hız aralığında görev yapabilen AVIGLE, 10 kg kalkış ağırlığına sahiptir (Şekil 4). Diğerlerinden farklı olarak 2 rotorlu olarak tasarlanmıştır. İki ana motora ilave olarak bir adet küçük fan motoru ile moment dengesi sağlanmıştır. Tamamı karbon fiberden yapılmıştır. Her ne kadar iki rotorlu uçağın diğerlerine göre daha avantajlı düşünülse de, bir motorun arıza yapması durumunda kontrolü imkânsız hala geldiği için çok tercih edilmeyen bir tür olarak değerlendirilmiştir (Ostermann vd., 2012).



Şekil 4: AVIGLE (Ostermann vd., 2012)



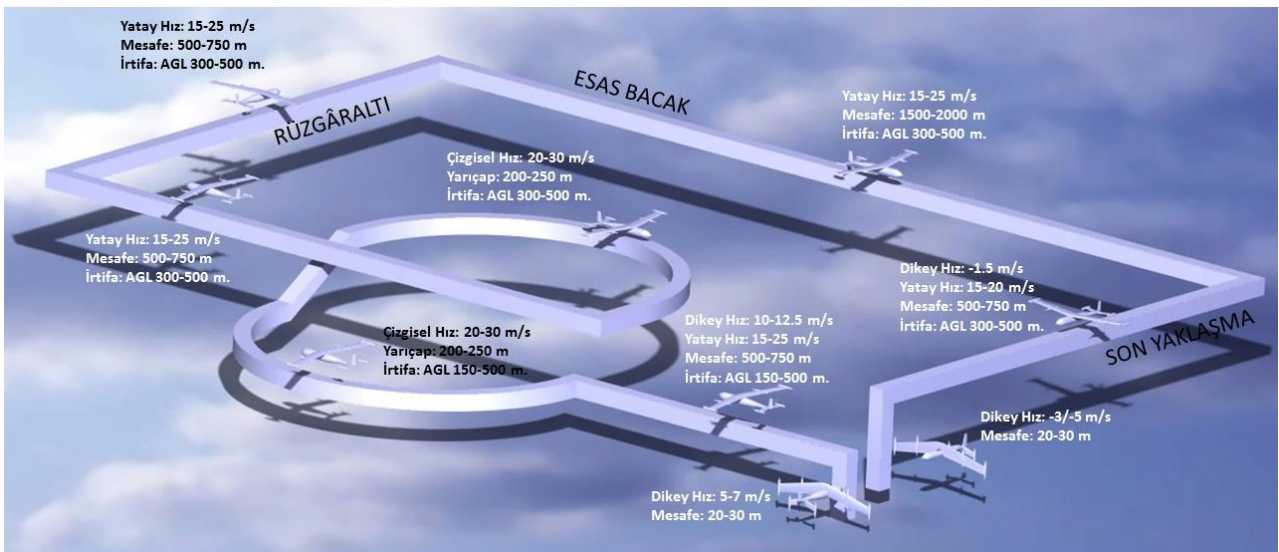
Şekil 5: QUX-02A (Muraoka vd., 2012)

İki kanatlı ve 4 motorlu olan diğer bir uçak olan “QUX-02A”, 4.2 kg kalkış ağırlığına sahip olup 10-25 m/s uçuş hızlarında görev yapabilecek şekilde tasarlanmıştır. Önceki tasarımlar incelendiğinde aerodinamik performanslarından çok kontrol sistemi tasarımının kolay olduğu sistemler geliştirilmeye çalışıldığı anlaşılmaktadır. Şekil 5’de gösterilen çalışmada ise hem aerodinamik performansı yüksek hem de otopilot performansı yüksek olan bir uçak tasarlanması hedeflenmiştir.

Bu çalışmada tasarlanacak olan sistem dikey kalkış ve iniş yapabilecek, 25-30 dk. havada kalabilecek, 1 km hareket yarıçapına, 2-3 kg faydalı yük taşıma kapasitesine, 15-25 m/s seyir hızına sahip olacak, elektrik motorlu, radyo kontrollü, görüntü verisini anlık aktarabilecek kapasitede olacaktır. Kalkış ve inişi yeryüzüne dik olarak konumlandırılmış hareketli kanatlarına sabitlenmiş elektrik motorlarının sağladığı itkiyle gerçekleştirecek olan sistemimiz, kalkışı takiben kanatlarının yatay pozisyona gelmesi sonucunda seviye uçuşunu icra edecektir. İstenildiğinde tekrar kanatlarını dik pozisyona getirip havada asılı kalabilecektir. Aynı mantıkla inişini gerçekleştirecek olan sistemde kanatlarda 4, kuyrukta 2 olmak üzere toplam 6 elektrik motoru bulunacaktır.

GÖREV PROFİLİ

Görev profili Şekil 6’da verilmiş olan sistem dikey kalkışı takiben yatay uçuşa geçip 30° bir tırmanma açısı ile görev irtifasına çıkacaktır. Görev irtifasında bir süre “Loiter” uçuşu yaptıktan sonra yatay uçuşuna devam edip rüzgâr altına dönecektir. Rüzgâr altını kat ettikten sonra esas bacakta uçuşuna devam edecektir. Son yaklaşımda yaklaşık 3° iniş paternini yakalayıp iniş yapacağı noktaya geldikten sonra dikey uçuşa geçip iniş yapacaktır.



Şekil 6: Görev Profili

YÖNTEM

Bu çalışmada, ilk kısımda anlatılan uçak çeşitlerinden aerodinamik performansının yüksek olması nedeniyle Hareketli Kanat konsepti üzerinde çalışılacaktır. Kavramsal tasarım aşamasında literatür araştırması yapılmış olup aşağıdaki Yetenek Matrisi değerlendirilerek Hareketli Kanat konsepti benimsenmiştir.

Çizelge 1: Yetenek Matrisi

	Hareketli Kanat	Kuyruk Üzeri Kalkış	Sabit Kanat/Rotor	Fanlı Kanat	Hareketli Kanat
Aerodinamik	5	4	2	2	5
Sağlamlık	3	5	5	3	5
Uçuş Süresi	4	3	2	2	4
Ağırlık	4	5	4	3	4
Faydalı Yük Kapasitesi	3	2	2	1	4
Üretim Kolaylığı	3	4	5	2	4
Kararlılık	3	2	4	4	3
Kontrol Sistemi	2	2	4	4	2
Bakım/Onarım	3	4	4	2	3
Toplam Puan	30	31	32	23	34

Tasarım istekleri belirlenirken literatürdeki İHA'ların özellikleri incelenmiş olup yaklaşık 11 kg kalkış ağırlığında, 25-30 dk. Uçuş süresine sahip, 3-5 kg faydalı yük kapasitesine sahip, elektrik motorlu bir uçak tasarlanmasına karar verilmiştir. Söz konusu istekler ele alındığında Şekil 7'de teknik çizimi verilen bir İHA'nın yukarıdaki istekleri karşılayabileceği için başlangıç model olarak kabul edilmiştir.

Kavramsal Tasarım

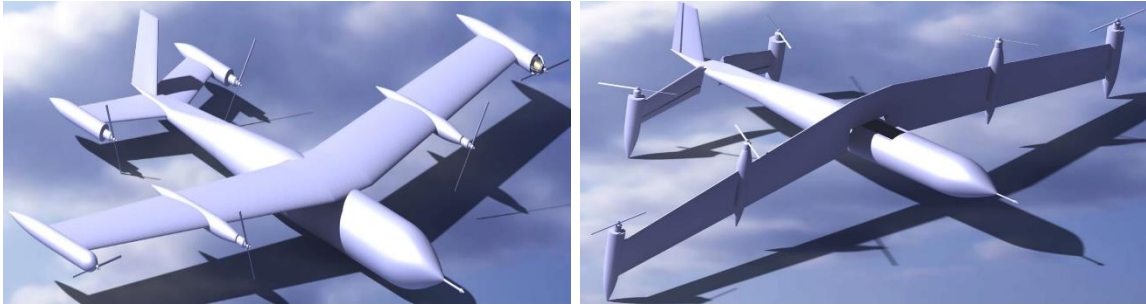
Bir uçağın tasarımına başlarken hesaplanması gereken ilk değer tahmini ağırlıktır (Raymer, 1992). Tahmini ağırlık, hedeflenen faydalı yük taşıma kapasitesine göre belirlenir. Uçağımız elektrik motorlu ve insansız olduğu için mürettebat ve yakıt ağırlığını dahil etmediğimiz tahmini kalkış ağırlığı hesabı ev yapımı kompozit uçaklar için aşağıdaki gibidir;

$$W_0 = W_{boş} + W_{faydalı\ yük} \quad (1)$$

$$\frac{W_{boş}}{W_0} = AW_0^c K_{vs} = 0.99 * W_0^{-0.09} * 1 = \frac{W_0 - 3 * 9.81}{W_0} \quad (2)$$

$$W_0 = 87\text{ N} = 8.86\text{ kg} \quad (3)$$

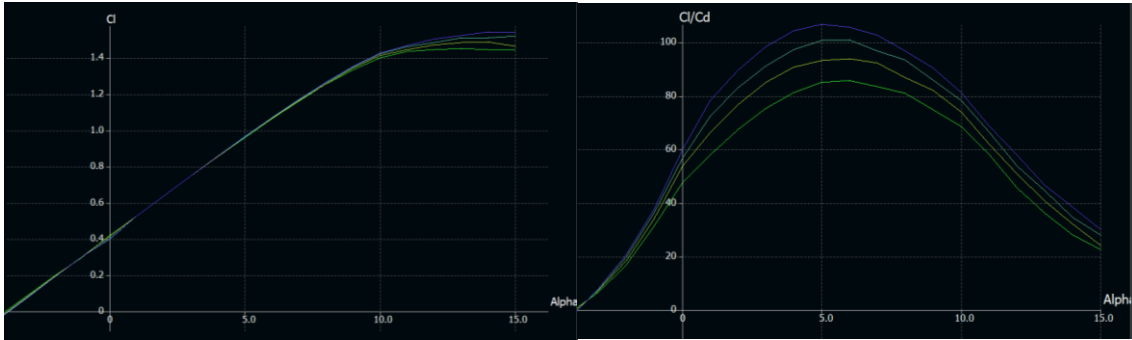
Burada, referans kitaptaki tarihsel grafik kullanılarak tahmini boş ağırlık/toplam ağırlık bulunmuş, daha sonra bu oran ve hedeflenen faydalı yük ağırlığı da kullanılarak tahmini toplam ağırlık hesaplanmıştır. Referans kitapta verilen değerler sadece yatay uçuş yapabilen uçaklar için geçerli olduğundan, emniyet payı da düşünülerek tahmini ağırlık değerinin 11 kg olması gerektiği değerlendirilmiştir. "S" kanat açıklığı, " $c_{kök}$ " kök veter uzunluğu, " $c_{uç}$ " uç veter uzunluğu, "b" kanat açıklığı olmak üzere; aynı referans kitaba göre istekleri karşılayacak şekilde bir uçağın ortalama 6-8 açıklık oranına ($\frac{b^2}{S}$), 20° sweep açısına ve 0.5 sivrilme oranına ($\frac{c_{uç}}{c_{kök}}$) sahip olması gerektiği saptanmıştır. Söz konusu istekler ve tasarım parametreleri ele alındığında Şekil 7'de teknik çizimi verilen bir İHA'nın yukarıdaki istekleri karşılayabileceği için başlangıç model olarak kabul edilmiştir.



a) Yatay Uçuş Kavramsal Tasarım b) Dikey Uçuş Kavramsal Tasarım
Şekil 7: Tasarlanan Uçak İçin Kanat Konfigürasyonlarının Farklı Durumlardaki Görüntüleri

Kanat Kesiti Seçimi

Tahmini ağırlık hesabının yapılmasından sonra kanat kesiti seçimi yapılmıştır. Tahmini Reynolds Sayısının 500,000 civarında olması ve ayrıca uçuş hızının düşük olması nedeniyle taşıma katsayısı yüksek, sürüklenme katsayısı düşük olan kanat kesitinin seçimi hedeflenmiştir. XFLR5 programı kullanılarak çeşitli kanat kesitleri farklı Reynolds sayılarında analiz edilmiştir. İstenen değerleri söz konusu Reynolds Sayılarında karşılayabilen kanat kesitleri arasında en uygun kanat kesitinin SD7034 olduğu görülmüştür. Çeşitli Reynolds sayılarında ve hücum açıları hesaplanan taşıma Şekil 8a'da verilmiştir. Aynı Reynolds sayıları ve taşıma katsayıları kullanılarak C_L / C_D oranları da bulunmuş ve hücum açısına göre değişimleri Şekil 8b'de verilmiştir. Dolayısıyla maksimum C_L / C_D oranını elde ettiğimiz 5° hücum açısı kanadın oturma açısını belirlememizde en etkili faktör olmuştur.



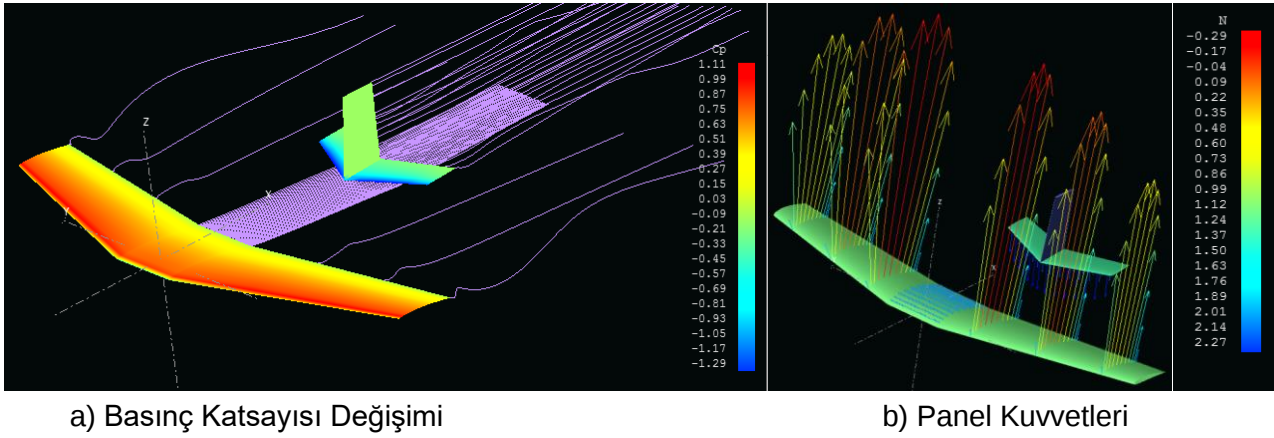
a) C_L -Hücum Açısı Grafiği b) C_L/C_D -Hücum Açısı Grafiği
Şekil 8: SD7034 Kanat Profili Aerodinamik Karakteristikleri

Raymer'in Aircraft Design (1992) kitabı kullanılarak hesaplanan tasarım parametreleri XFLR5 programı kullanılarak geliştirilmiştir. Söz konusu programda tasarım parametreleri optimize edilerek her aşamada gerçek değere bir adım daha yaklaşılmıştır. Son olarak yapılan analizlerde uçağın düz uçuş şartlarında güvenli bir şekilde uçuşu için aerodinamik tasarım parametrelerinin Çizelge 2'de verildiği şekilde olması gerektiği saptanmıştır.

Çizelge 2: Aerodinamik Tasarım Parametreleri

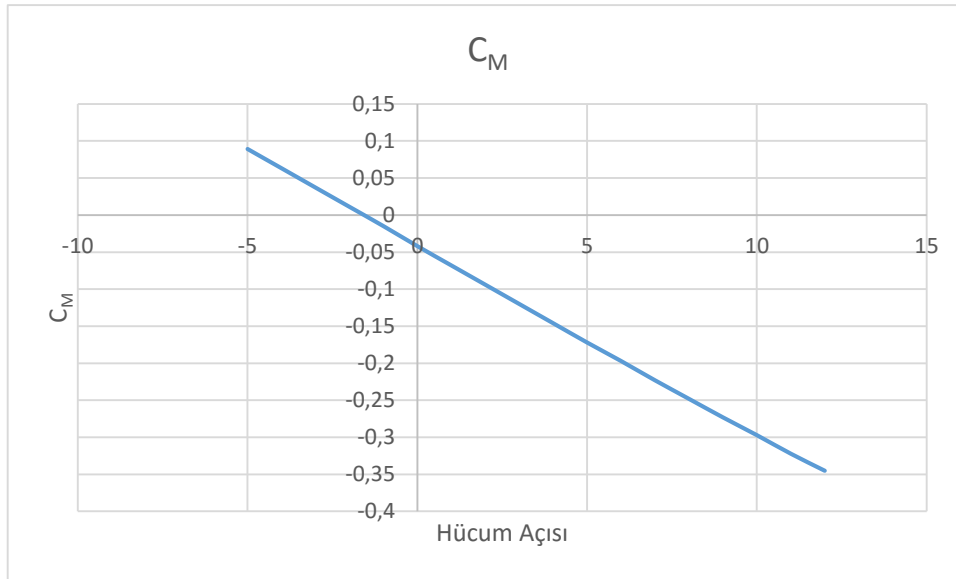
Kanat Açıklığı	2.32 m	Hız	18 m/s
Kanat Alanı	0.874 m ²	C_L	0.593
Uçak Toplam Kütlesi	10.7 kg	C_D (Kanat+Kuyruk)	0.013
Kanat Yükleme	12.24 kg/m ²	C_L / C_D	46.2
MAC	0.385 m		
Açıklık Oranı	6.158		
Sivrilme Oranı	0.38		
Kuyruk Profili	SD7034		
Kuyruk Profili	NACA 0009		

Şekil 9'da, Xflr5 programında yapılan analiz sonucu elde edilen kanat ve kuyruk üzerinde oluşan basınç katsayıları ve bunların arkasında kalan iz bölgeleri görülmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken en önemli konu özellikle yatay kuyruğun kanadın iz bölgesinde kalmamasıdır. Ayrıca yine aynı şekilde kanat üzerinde oluşan taşıma kuvveti dağılımı gözükmemektedir.



Şekil 9: Kanat-Kuyruk Geometrilerinin Aerodinamik Analizleri

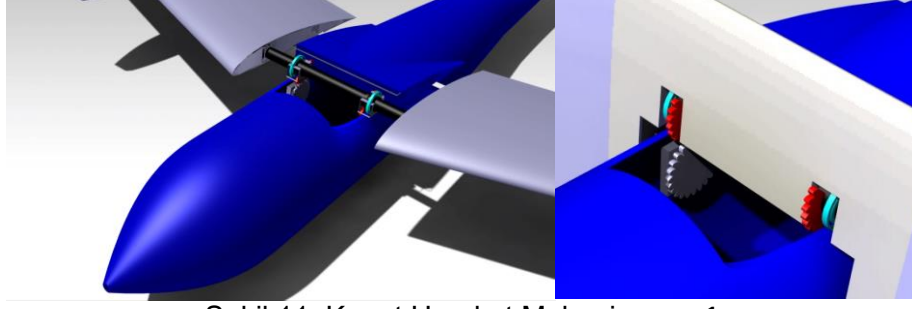
Statik kararlılığı sağlayabilmek için; moment katsayısının hücum açısı arttıkça azalması gerekir. Şekil 10'da verilen moment katsayısının hücum açısına göre değişim grafiğine göre uçagımız statik olarak kararlıdır. Uçağın dinamik kararlılık analizleri ileriki safhalarda yapılacaktır.



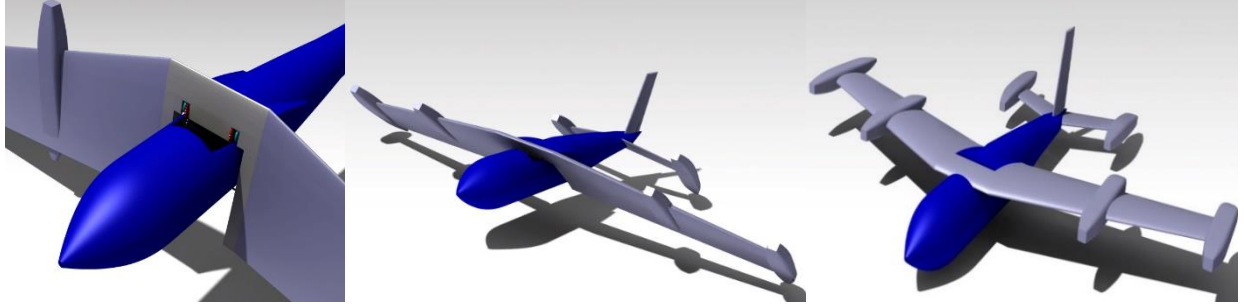
Şekil 10: Moment Katsayısı-Hücum Açısı Değişimi

Dikey iniş ve kalkışı sağlayabilmek için kanadın tamamını hareket ettireceğimiz için kanadı hareket ettirecek mekanizmanın tasarlanmasına ihtiyaç duyulmuştur. Kanadın yapısal olarak mukavemetini arttıran kanat sparı bu çalışmada kanadı döndürebilmek için de kullanılmıştır. Gövde üzerine monte edilen rulmanlara bağlanan kanar sparı gövde etrafında rahatça dönebilmektedir. Ayrıca gövde içerisine yerleştirilen yüksek tork gücüne sahip servolara bağlı olan dişliler vasıtasıyla kanadın kontrollü bir şekilde hareket ettirilmesi sağlanacaktır. Şekil 11'de kanat sparı ve gövde içine yerleştirilen dişliler görülmektedir.

Dişliler vasıtasıyla dikey konuma getirilen kanadın görünümü Şekil 12a'da verilmiştir. Dikey uçuştan yatay uçuşa geçiş Şekil 12b'de görüldüğü şekilde gerçekleşecektir. Şekil 12c'de görüldüğü gibi yatay pozisyona geçecek uçağın ön tasarım aşamasında sona gelmiştir.



Şekil 11: Kanat Hareket Mekanizması-1

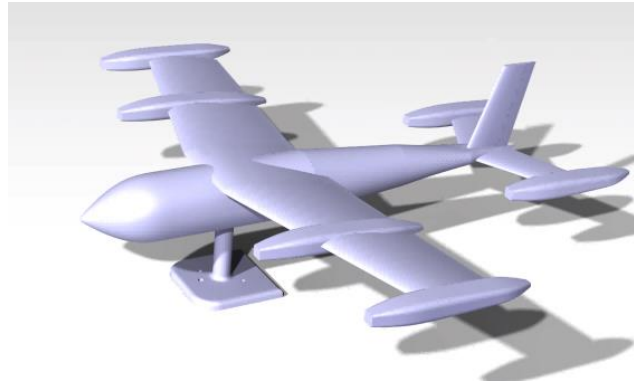


a) Kanat Dikey Pozisyonu b) Geçiş Aşamasındaki Kanat Pozisyonu c) Yatay Uçuş Pozisyonu

Şekil 12: Kanat pozisyonları

SONUÇ VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Son zamanlarda özellikle askeri alanlarda ihtiyacın gittikçe arttığı bir teknoloji olan Dikey İniş/Kalkış yapabilen İHA teknolojisi sayesinde istenilen her yerden iniş/kalkış yapılabilecek ve görüntü alınmak istenen her bölgede “havada asılı kalma” özelliği sayesinde kolayca görüntü alınabilecektir. Askeri alanda kullanımının yanı sıra sivil alanlarda da kullanılabileceği düşünülen bu teknoloji sayesinde Türk Havacılığına büyük bir katkı yapılacağı düşünülmektedir. Ön tasarımı tamamlanan uçağın dinamik kararlılık çalışmaları devam etmektedir. Şekil 13’de tasarlanan uçağın rüzgâr tüneli modeli gösterilmektedir. Model ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü içerisinde bulunan 1X1 metrelik rüzgâr tüneline yapılacaktır. Rüzgâr tüneline elde edilen veriler ANSYS programının Fluent Modülü kullanılarak karşılaştırma yapılacaktır.



Şekil 13: Rüzgâr Tüneli Modeli

Kaynaklar

Akay B, Kurtulus DF, Alemdaroglu N, 2007. *Unsteady aerodynamics of different wing profiles at low reynolds number*, NATO AVT-146 symposium on platform innovations and system integration for unmanned air, land and sea vehicles, 14-17 Mayıs 2007

Çakıcı, F. 2016. *Control and Guidance of a Multi-Mode Unmanned Aerial Vehicle for Increased Versatility*, Ankara: ODTÜ Doktora Tezi.

- Çetinsoy, E., Dikyar, S., Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., Unel, M., Aksit, M.F. 2012. *Design and Construction of a Novel Quad Tilt-Wing UAV*, Elsevier/Mechatronics, 723-745
- Çetinsoy, E., Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., Unel, M. 2012. *Aerodynamic Design and Characterization of a Quad Tilt-Wing UAV via Wind Tunnel Tests*, Journal of Aerospace Engineering, 574-587
- Green, W.E., Oh, P.Y. 2005. *A MAV That Flies Like an Airplane and Hovers Like a Helicopter*, International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 693-698
- Guclu A., Kurtulus D.F., Arikan K.B., 2016. *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.
- Gunaydinoglu E., Kurtulus D.F., 2009. *Numerical Investigation of Pure Plunge and Pitch/Plunge Motions at Low Reynolds Numbers*, International Symposium of Light-Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems, Ostend, Belgium
- Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., Çetinsoy, E., Unel, M. 2010. *Robust Hovering Control of a Quad Tilt-Wing UAV*, IEEE, 1615-1620
- Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., Çetinsoy, E., Unel, M. 2010. *Robust Position Control of a Tilt-Wing Quadrotor*, IEEE Conference on Decision and Control, 4908-4913
- Holsten, J., Ostermann, T., Moormann, D. 2011. *Design and Wind Tunnel Tests of a Tiltwing UAV*, German Aerospace Congress, 69-79
- Kaya D., Kutay A. T., Kurtulus D.F., Tekinalp O., Simsek I., Soysal S. , Hosgit G., 2016. *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
- Kurtulus DF, Tekinalp O., 2010. *İnsansız Hava Araçlarına bir Bakış*, SSM Gündemi Dergisi, 2010/2, No: 12, 53-58
- Kurtulus DF, Farcy A, Alemdaroglu N, 2004. *Numerical Calculation and Analytical Modelization of Flapping Motion*. Proceeding of 1st European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition. Braunschweig, Germany, 13-14 July.
- Kurtulus D.F., 2005. *Numerical and Experimental Analysis of Flapping Motion in Hover. Application to Micro Air Vehicles*, Ph.D Thesis, METU, University of Poitiers
- Kurtulus DF, Farcy A, Alemdaroglu N, 2005. *Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoil in Hovering Flight at Low Reynolds Numbers*. AIAA-2005-1356, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 10 - 13 Jan.
- Kurtulus DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N, 2006. *A Parametrical Study with Laser Sheet Visualization for an Unsteady Flapping Motion*. AIAA-2006-3917, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, California USA, 5 - 8 June.
- Kurtulus DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N, 2006. *Laser Sheet Visualization for Flapping Motion in Hover*. AIAA-2006-0254, 44rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 9 - 12 Jan.
- Kurtulus DF, 2015. *On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at Re=1000*, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 7, No 3, pp 301-326, September 2015
- Kurtulus DF, 2016. *On the wake pattern of symmetric airfoils for different incidence angles at Re=1000*, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 8, No:2, pp. 109-139
- Muraoka, K., Okada, N., Kubo, D., Sato, M. 2012. *Transition Flight of Quad Tilt Wing VTOL UAV*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 1-10
- 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
- Nicol, C., Macnab, C.J.B., Ramirez-Serrano, A. 2011. *Robust Adaptive Control of a Quadrotor Helicopter*, Elsevier/Mechatronics, 927-938
- Nonami, K., Kendoul, F., Suzuki, S., Wang, W., Nakazawa, D., 2010. *Autonomous Flying Robots*, Tokyo: Springer Media

- Oner, K.T., Çetinsoy, E., Unel, M., Aksit, M.F., Kandemir, I., Gülez, K. 2008. *Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism*, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, 1009-1013
- Oner, K.T., Çetinsoy, E., Unel, M., Aksit, M.F., Kandemir, I., Gülez, K. 2008. *Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism*, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, 1009-1013
- Onen, 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
- Ostermann, T., Holsten, J., Moormann, D. 2012. *Control Law Concept of a Tiltwing UAV During Low Speed Maneuvering*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 1-10
- Raymer, D.P. 1992. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Conceptual Research Corporation, Sylmar, California
- 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.,Sarsilmaz S. B., Kurtulus 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
- Spyridon, G.K., Ekaterinaris, J.A., 2013. *Design, Performance Evaluation and Optimization of a UAV*, Aerospace Science and Technology, 339-350
- Suzuki, S., Zhijia, R., Horita, Y., Nonami, K., Kimura, G., Bando, T., Hirabayashi, D., Furuya, M., Yasuda, K. 2010. *Attitude Control of Quad Rotors QTW-UAV with Tilt Wing Mechanism*, Journal of System Design and Dynamics, 416-428
- Yıldız, Y., Unel, M., Demirel, A.E. 2015. *Adaptive Nonlinear Hierarchical Control of a Quad Tilt-Wing UAV*, Control Conference (ECC), 2015 European, 3623-3628
- Tekinalp O., Onen A. S, Kurtulus 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
- Yayla M., Sarsilmaz S. B., Mutlu T., Cosgun V., Kurtulus B., Kurtulus 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
- Yayla M., Ergin Ü., Mutlu T., Kurtulus 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