



Görev Amaçlı Döner Kanat İHA Tasarımı

Program Kodu: 1005

Proje No: 114E149

Proje Yürütücüsü:
Prof. Dr. Mehmet Kemal LEBLEBİCİOĞLU

Araştırmacı(lar):

-

Danışman(lar):

Doç. Dr. İlkay YAVRUCUK

Bursiyer(ler):

Ferit ÇAKICI

Raha SHABANI

MAYIS 2016
ANKARA

ÖNSÖZ

2014 yılının Ekim ayında, TÜBİTAK desteği alınarak başlayan “Görev Amaçlı Döner Kanat İHA Tasarımı” isimli ve 114E149 kodlu TÜBİTAK-1005 projemiz, 18 ay sonra, 2016 yılının Nisan ayında sona ermiştir. Proje kapsamında döner kanat İHA sistemlerinin tasarımında kullanılan temel parametrelerin görev amaçlı bir yaklaşımla ele alınarak en iyileştirmesi yapılmaktadır. Bu çerçevede tedarik edilen motor, pervane, batarya vb. bileşenleri test edilerek matematiksel modelleri oluşturulmuş, elde edilen modlar arasından görev amaçlı başarımın artırılmasına yönelik parametreler eniyileştirme yöntemleri ve bilgisayar ortamındaki simülasyonlarla belirlenmiş ve elde edilen simülasyon sonuçlarına göre hava araçlarının tasarımı elde edilmiştir. Görev amaçlı tasarıma uygun olarak gerçek malzemelerle inşa edilen örnek platformlar olan döner kanatlı hibrit İHA ve döner kanatlı X5 İHA platformları uçuş testlerine tabi tutularak kullanılan yöntemlerin sağladığı faydalar ortaya konulmuştur.

Ayrıca bu çalışmada, “Çoklu İnsansız Hava Aracının (İHA) Koordineli Güdümü ve Yol Planlama” isimli ve 110E192 numaralı TÜBİTAK 1001 projesi kapsamında; ODTÜ Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümünde 2011-2014 yılları arasında yapılan araştırmalardan, sabit ve döner kanat İHA sistemlerinin tasarımı, idamesi, uçurulması, koordineli güdümü ve yol planlaması ile ilgili bilgi birikimi, altyapı ve kabiliyetlerden faydalanılmıştır.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ŞEKİL LİSTESİ.....	v
TABLO LİSTESİ	vii
ÖZET	viii
ABSTRACT	x
BÖLÜMLER	1
1. GİRİŞ	1
1.1 Performans Karşılaştırması	2
1.1.1 Havada Kalma Süresi	2
1.1.2 Faydalı Yük Kapasitesi.....	4
1.1.3 Maksimum Hız	5
1.1.4 Maksimum Mesafe.....	6
1.2 Optimizasyon Hedefleri.....	6
2. LİTERATÜR ÖZETİ	9
3. GEREÇ VE YÖNTEM.....	16
3.1 İHA Sistemi.....	16
3.2 Modelleme	18
3.2.1 Batarya	18
3.2.2 Motor	22
3.2.3 Pervane	24
3.2.4 Döner Kanatlı Hibrit İHA Platformu.....	25
3.2.5 Döner Kanatlı X5 İHA Platformu.....	26

3.3 Optimizasyon	27
3.3.1 İtki Sistemi	27
3.3.2 Kontrol Sistemi.....	35
4. BULGULAR VE TARTIŞMA.....	39
4.1 Testler	39
4.2 Simülasyonlar	44
4.3 Uçuşlar	48
5. SONUÇ	51
5.1 Gelecek Çalışmalar	52
5.2 Yayınlar	53
KAYNAKLAR.....	54

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1. İHA'ların kalkış ağırlığına göre havada kalış süreleri.....	3
Şekil 2. İHA'ların kalkış ağırlığına göre faydalı yük taşıma kapasiteleri.....	4
Şekil 3. İHA'ların kalkış ağırlığına göre ulaşabilecekleri maksimum ileri hız değerleri.....	5
Şekil 4. İHA'ların kalkış ağırlığına göre ulaşabilecekleri maksimum mesafeler.....	6
Şekil 5. İHA optimizasyonu akış şeması.....	15
Şekil 6. İHA sistem yapısı.....	17
Şekil 7. İHA platformu kırılım ağacı.....	18
Şekil 8. Batarya tiplerine göre enerji yoğunluğu.....	19
Şekil 9. Li-Po bataryaların tipik boşalma karakteristiği.....	20
Şekil 10. Li-Po batarya boşalma karakteristiği test düzeneği.....	21
Şekil 11. Li-Po batarya boşalma test grafiği.....	22
Şekil 12. Fırçasız elektrik motorları.....	22
Şekil 13. Pervane geometrisi ve değişkenleri.....	24
Şekil 14. Döner kanatlı hibrit İHA platformu bileşenleri.....	26
Şekil 15. Döner kanatlı X5 İHA platformu bileşenleri.....	27
Şekil 16. Farklı hedef fonksiyonları için 2 değişkenli bir fonksiyon optimizasyon grafiği.....	29
Şekil 17. Ağırlıklı toplam metoduyla çok amaçlı optimizasyon problemi.....	30
Şekil 18. İtki sistemi simülasyonu akış diyagramı.....	31
Şekil 19. İtki test sistemi ve bileşenleri.....	32
Şekil 20. İtki sistemi optimizasyon algoritması akış şeması.....	33
Şekil 21. İtki ihtiyacı belirleme algoritması akış şeması.....	34
Şekil 22. Kontrol sistemi optimizasyonunda yunuslama eksenini eniyileştirmesi.....	35
Şekil 23. Döner kanat hibrit İHA VTOL modundayken sistem cevabı.....	37
Şekil 24. Döner kanat hibrit İHA FW modundayken sistem cevabı.....	38
Şekil 25. İtki sistemi kombinasyonlarına göre faydalı yük taşıma kapasitesi.....	40
Şekil 26. İtki sistemi kombinasyonlarına göre anlık güç ihtiyacı.....	41
Şekil 27. İtki sistemi kombinasyonlarına göre itki komutu yüzdesi.....	41
Şekil 28. İtki sistemi kombinasyonlarına göre pervanelerin açılma hızları.....	42
Şekil 29. İtki sistemi kombinasyonlarına göre havada kalma süresi.....	42

Şekil 30. Minimum güç ve maksimum uçuş süresi optimizasyon sonuçları	43
Şekil 31. Maksimum faydalı yük optimizasyon sonuçları.....	44
Şekil 32. Döner kanatlı hibrit İHA'nın VTOL modunda uçuş simülasyonu	45
Şekil 33. Döner kanatlı hibrit İHA'nın FW modunda uçuş simülasyonu	46
Şekil 34. Döner kanatlı hibrit İHA'nın AUTO modunda uçuş simülasyonu.....	47
Şekil 35. Döner kanatlı hibrit İHA'nın uçuş testleri	49
Şekil 36. Döner kanatlı hibrit İHA'nın uçuş verileri	50

TABLO LİSTESİ

Tablo 1. İHA platformlarının kabiliyetlerinin karşılaştırılması	1
Tablo 2. Döner kanatlı hibrit İHA platform örnekleri	12
Tablo 3. Döner kanatlı hibrit İHA platformlarının mod değiştirme yöntemleri.....	14
Tablo 4. Batarya tiplerinin karakteristikleri	19
Tablo 5. İtki sistemi optimizasyon parametreleri	28
Tablo 6. Testlerde kullanılan itki elemanları dizin listesi.....	39
Tablo 7. Döner kanatlı hibrit İHA uçuş simülasyonlarının performans karşılaştırması	48

ÖZET

Bu projenin amacı, döner kanat İHA platformlarının senaryo bazlı olarak göreve yönelik tasarım kabiliyetinin elde edilerek, uygulama gösterimi ile kabiliyetlerinin doğrulanmasının sağlanması ve bu çerçevede çeşitli alanlarda etkin kullanılabilirliğini ortaya koymaktır.

İHA sistemleri görev ihtiyaçlarına, kullanım senaryolarına, taşınması hedeflenen faydalı yüklerin özelliklerine farklı tip ve konfigürasyonlarda tasarlanmaktadır. Bir İHA sisteminden uzun uçuş zamanı beklendiğinde sabit kanatlı uçak tipindeki platformlar, havada asılı kalma ve dikine iniş kalkış kabiliyeti beklendiğinde döner kanat (helikopter, multirotor) platformlar, hem uzun uçuş zamanı hem havada asılı kalma hem de dikine kalkış ve iniş kabiliyeti aynı anda beklendiğinde ise sabit kanat kabiliyetine sahip döner kanat (döner rotor, dönen kanat, kuyruk üzerine oturan) platformlar öne çıkmaktadır. Faydalı yük taşıma kapasitesinin yüksek olması ise, her tipteki İHA sistemi için önemli bir gereksinimdir. Mevcut ve halen geliştirilmekte olan İHA sistemlerinin özellikleri ve kabiliyetleri incelendiğinde, benzer görevler için tasarlanan aynı kategorideki İHA sistemlerinin kabiliyetleri arasında farklılıklar olduğu göze çarpmaktadır. Bu çalışmada, görev başarımında en iyinin elde edilmesi maksadıyla havada kalma süresi, faydalı yük kapasitesi ve senaryo dahilinde taşınan faydalı yük ile görev başarımı kriterleri genel optimizasyon hedefleri olarak ele alınmıştır.

Proje kapsamında ele alınan döner kanatlı hibrit ve döner kanatlı X5 İHA platformlarının tasarım parametreleri belirlenmiş, görevde yüksek başarımın elde edilmesi maksadıyla optimizasyon yöntemleri kullanılarak parametrelerin eniyileştirilmesi yapılmıştır. Bu maksatla sistem alt bileşenlerinin karakterizasyonunun elde edilmesi maksadıyla test sistemleri oluşturulmuştur.

Sonuç olarak, elde edilen parametreler çerçevesinde seçilen alt malzemelerden oluşturulan hava araçları inşa edilerek uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen uçuş testleri, eniyileştirilen tasarım parametrelerinin sistemin görev amaçlı başarımını artırdığı ortaya konulmuştur. Görev maksatlı tasarımı gerçekleştirilen döner kanat İHA platformlarının; arama-

kurtarma görevlerinde, küçük kargo teslimatında, havadan görüntü elde etmede ve ulaşılması zor alanların gözlemlenmesinde etkin olarak kullanılabilereği değerlendirilmektedir.

Anahtar Kelimeler: İHA, Döner Kanat, Dikine Kalkış ve İniş, Tasarım Optimizasyonu.

ABSTRACT

The purpose of this research is to develop mission-oriented design capability for rotary wing UAVs. Also, physical implementation of the designs will be performed for verification, demonstrating various application areas for rotary wing UAVs.

UAV systems are designed in different configurations according to mission requirements, usage scenarios and payload features. When endurance is expected from a UAV fixed wing UAVs come as the first choice. When hovering and vertical takeoff and landing is the primary concern, then rotary wing platforms such as helicopters and multirotors are preferred. On the other hand, when endurance, hovering and vertical takeoff and landing capabilities are desired, different rotary wing platforms such as tiltrotors, tiltwings and tailsitters take precedence over others. High payload capacity is always a prime feature that all UAVs should possess. Examining available and in-development designs reveals differences in performance capabilities of UAVs of the same category. In this research maximum endurance, maximum payload capacity and mission success within scenario will be considered as the main optimization criteria, in order to obtain the best performance from a UAV platform.

Within the scope of the project, design parameters of rotary wing hybrid and rotary wing X5 UAV platforms are determined and optimized in order to achieve maximum mission success. In that regard, subsystems are characterized by dedicated test setups.

As a result, flight tests are performed on the aerial vehicles which are constructed by choosing subsystems according to optimized parameters. Flight tests results shows that platforms with optimized parameters demonstrate increased mission success. The finalized mission based designs of rotary wing platforms can be effectively utilized in search and rescue operation, small cargo deliveries airborne photography/video capturing and reconnaissance in tight spaces.

Keywords: UAV, Rotary Wing, Vertical Takeoff and Landing, Design Optimization.





BÖLÜMLER

1. GİRİŞ

İHA sistemleri görev ihtiyaçlarına, kullanım senaryolarına, taşınması hedeflenen faydalı yüklerin özelliklerine göre farklı tip ve konfigürasyonlarda tasarlanmaktadır. Mevcut ve halen geliştirilmekte olan İHA sistemlerinin özellikleri incelendiğinde; benzer görevler için tasarlanan aynı kategorideki İHA sistemlerinin kabiliyetleri arasında farklılıklar olduğu göze çarpmaktadır. Bu farklılıklar aynı kategorideki İHA sistemleri arasında bazılarının öne çıkarak görev maksatlı kullanımda tercih nedeni olmasını sağlamaktadır. Bu çerçevede, aynı kategorideki sistemler arasında optimizasyonu yapılmış ve en iyi performans değerlerine sahip İHA sistemlerinin tasarlanması, görev başarımında avantaj sağlanması maksadıyla önem arz etmektedir.

Bir İHA sisteminden uzun uçuş zamanı beklendiğinde sabit kanatlı uçak tipindeki platformlar, havada asılı kalma kabiliyeti beklendiğinde helikopter ve çok-rotorlu gibi döner kanatlı platformlar, hem uzun uçuş zamanı hem de havada asılı kalma kabiliyeti aynı anda beklendiğinde döner-rotorlu ve kuyruk üzerine oturan gibi döner kanat hibrit platformlar öne çıkmaktadır (Tablo 1). Faydalı yük taşıma kapasitesinin yüksek olması ise, her tipteki İHA sistemi için önemli bir isterdir.

Tablo 1. İHA platformlarının kabiliyetlerinin karşılaştırılması

Kabilyet (+:iyi, o:nötr, -:kötü)	İHA Platform Tipi			
	Çok-rotorlu 	Helikopter 	Uçak 	Döner Kanat Hibrit 
VTOL	+	+	-	+
Havada asılı kalma	+	+	-	+
Düz uçuş	-	-	+	+
Mod değiştirme	-	-	-	+
Havada kalma süresi	-	-	+	o
Uçuş mesafesi	-	-	+	+
Faydalı yük kapasitesi	-	o	+	o

Sabit kanatlı İHA sistemleri ileri hıza sahip olmadan uçamadıkları için havada asılı kalamamaktadır. Dikey iniş kalkış kabiliyetine sahip olmadıklarından piste ihtiyaç duymaktadır. Ancak yüksek faydalı yük kapasitesi ve uzun süre havada kalabilmeleri nedeniyle genellikle tercih edilen platformların başında gelmektedirler. Sabit kanatlı bir İHA'nın döner kanatlı benzer kategorideki bir İHA'ya göre en az iki kat daha fazla süre havada kalabildiğini göstermektedir

Döner kanatlı İHA sistemleri olan helikopter ve multirotor tipindeki İHA'ların en önemli avantajı havada asılı kalma kabiliyetleridir. Ancak bu kabiliyet yüksek ileri hızlara ulaşarak uzak mesafelere ulaşımı olumsuz olarak etkilemektedir. Helikopterlerin sahip olduğu karmaşık yapı mekanik problemlerin oluşması ihtimalini arttırmaktadır. Çok-rotorluların ise düşük faydalı yük kapasitesi kullanım alanlarını azaltmaktadır.

Dikine iniş kalkış ve düz uçuş kabiliyetine sahip döner kanatlı platformlar hem havada asılı kalma hem de sabit kanatlı platformlar gibi yüksek ileri hızlara ulaşabilmeleriyle diğer platformlar arasında bir kabiliyet sağlamaktadır. Kullanım hedeflerine göre sistemin daha çok helikopter gibi mi, yoksa sabit kanatlı gibi mi davranması gerektiği bir optimizasyon problemi olarak karşımıza çıkmaktadır.

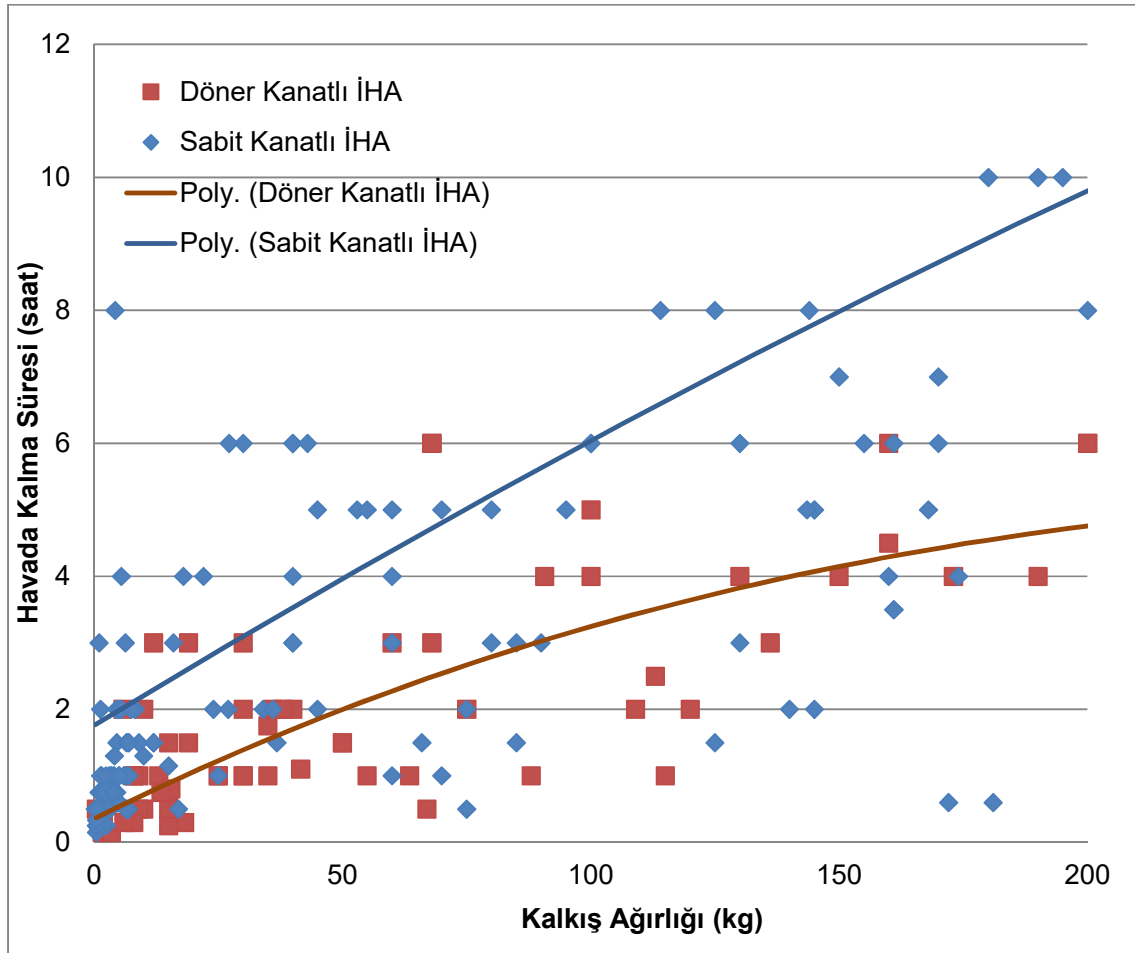
1.1 Performans Karşılaştırması

İHA'ların sınıflandırılmasında kullanılan en önemli kriter kalkış ağırlığıdır. Tipleri farklı olsa da aynı kalkış ağırlığına sahip platformlardan birbirine yakın fayda elde etmek genel bir bakış açısidir. Bu incelemede dünyada mevcut veya geliştirme çalışmalarına devam edilen döner kanatlı ve sabit kanatlı toplam 466 adet İHA platformunun özellikleri incelenmiştir.

1.1.1 Havada Kalma Süresi

İHA platformlarının havada kalış süresi, görev başarımını etkileyen en önemli özelliklerden olmakla birlikte, mevcut enerjiyi verimli kullanabilmenin bir göstergesidir. Aynı kalkış ağırlığına sahip İHA'lardan daha fazla havada kalabilen platformlar görevlerini yerine getirmek konusunda, kullanıcılara imkân ve avantaj sağlamaktadır.

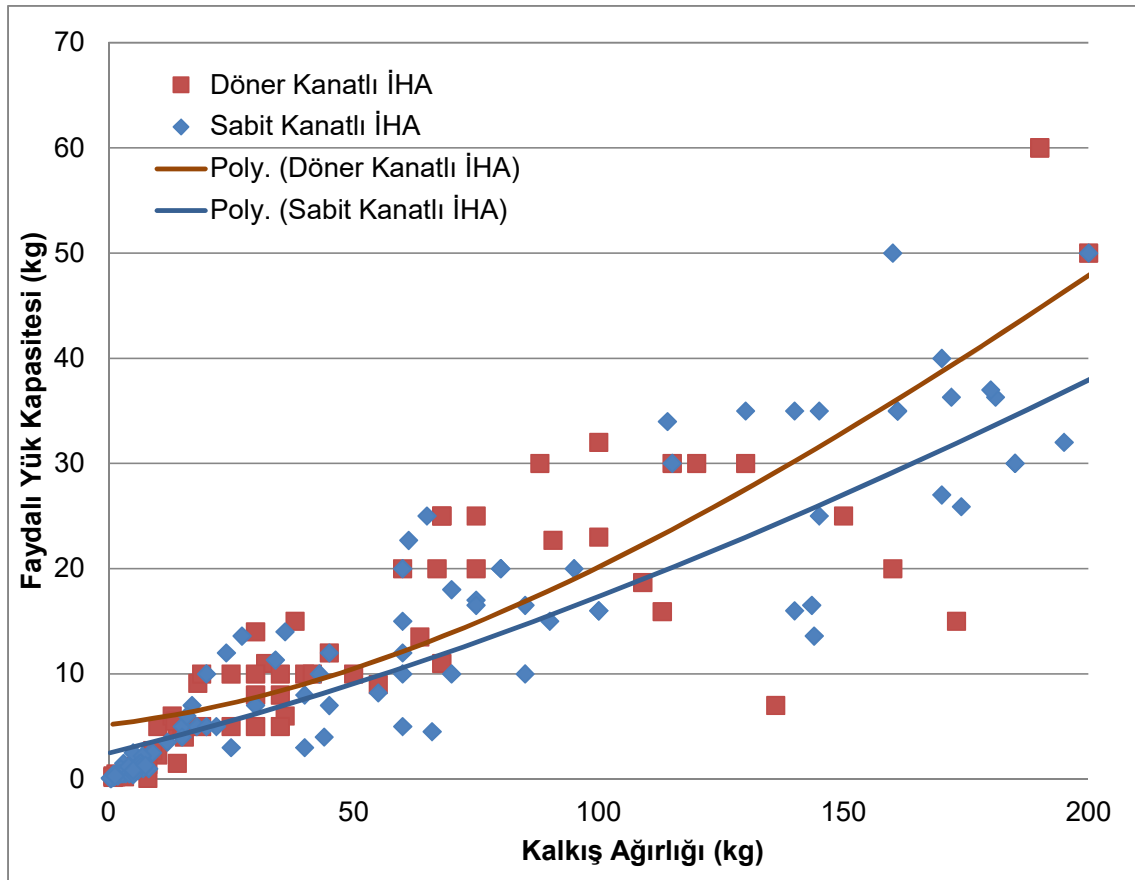
Havada kalış süresi döner kanatlı ve sabit kanatlı İHA platformlarına göre incelendiğinde sabit kanatlı İHA platformlarının daha fazla havada kalabildiği görülmektedir (Şekil 1). Bunun temel nedeni sabit kanatlı platformların kaldırma kuvvetini kanatlardan sağlaması ve mevcut enerjinin ileri hızın sağlanması amacıyla sürtünme kuvvetini yenmek için kullanılmasındandır. Döner kanatlı platformlarda enerjinin büyük çoğunluğu kaldırmayı sağlamak için kullanıldığından havada kalma süreleri daha az olmaktadır. Havada kalma süresi platform tipi içinde de farklılıklar gösterdiğinden aynı kalkış ağırlığındaki platformlardan daha fazla havada kalabilen platformların görev başarımı daha yüksek olacaktır. Bu nedenle havada kalma süresinin en yüksek seviyeye ulaştırılması amacıyla platformun optimizasyonunun yapılmasına ihtiyaç bulunmaktadır.



Şekil 1. İHA'ların kalkış ağırlığına göre havada kalış süreleri

1.1.2 Faydalı Yük Kapasitesi

Faydalı yük kapasitesinin yüksek olması, o platformla bir görevin daha iyi veya çoklu görevlerin yapılabilmesi amacıyla daha kabiliyetli ve fazla sayıda faydalı yüklerin taşınmasına olanak sağlamaktadır. Sabit kanatlı platformlar ile döner kanatlı platformlar karşılaştırıldığında, aynı kalkış ağırlığına sahip sistemlerin birbirine yakın faydalı yük taşıyabildiği gözlemlenmektedir (Şekil 2).

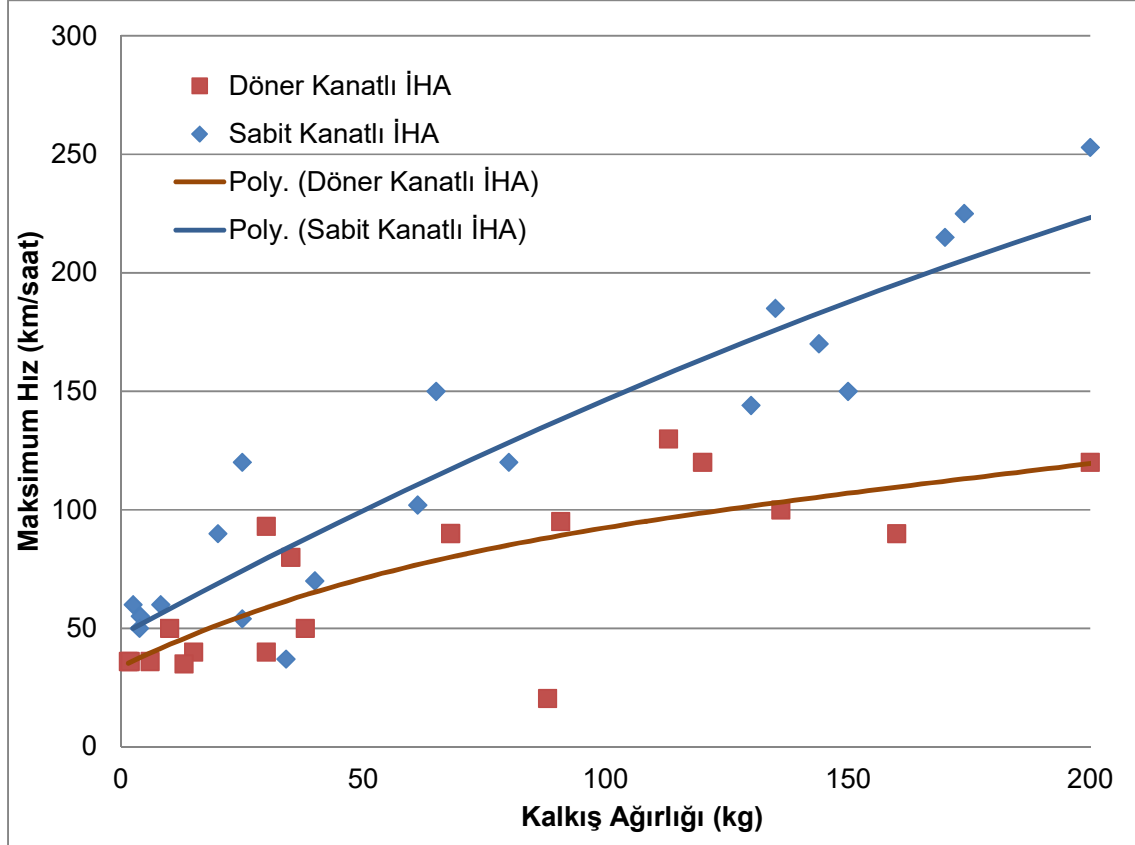


Şekil 2. İHA'ların kalkış ağırlığına göre faydalı yük taşıma kapasiteleri

Faydalı yük kapasitesinin havada kalma süresi ile birlikte ele alınması gerekmektedir. Bir hava aracı ne kadar fazla faydalı yük taşırsa, buna bağlı olarak havada kalma süresi de azalacaktır. Bu nedenle, görev ihtiyaçlarına göre havada kalma süresiyle faydalı yük taşıma kapasitesi arasında optimizasyon yapılmasına ihtiyaç vardır.

1.1.3 Maksimum Hız

Maksimum hız bir İHA sisteminin görev bölgesine en kısa zamanda ulaşabilmesini sağlamakta en önemli etkidir. Kalkış ağırlığına göre İHA platformlarının ulaşabileceği en yüksek hız incelendiğinde sabit kanatlı İHA platformları ile döner kanatlı İHA sistemlerine göre daha yüksek hızlara ulaşılabilirdiği görülmektedir (Şekil 3).

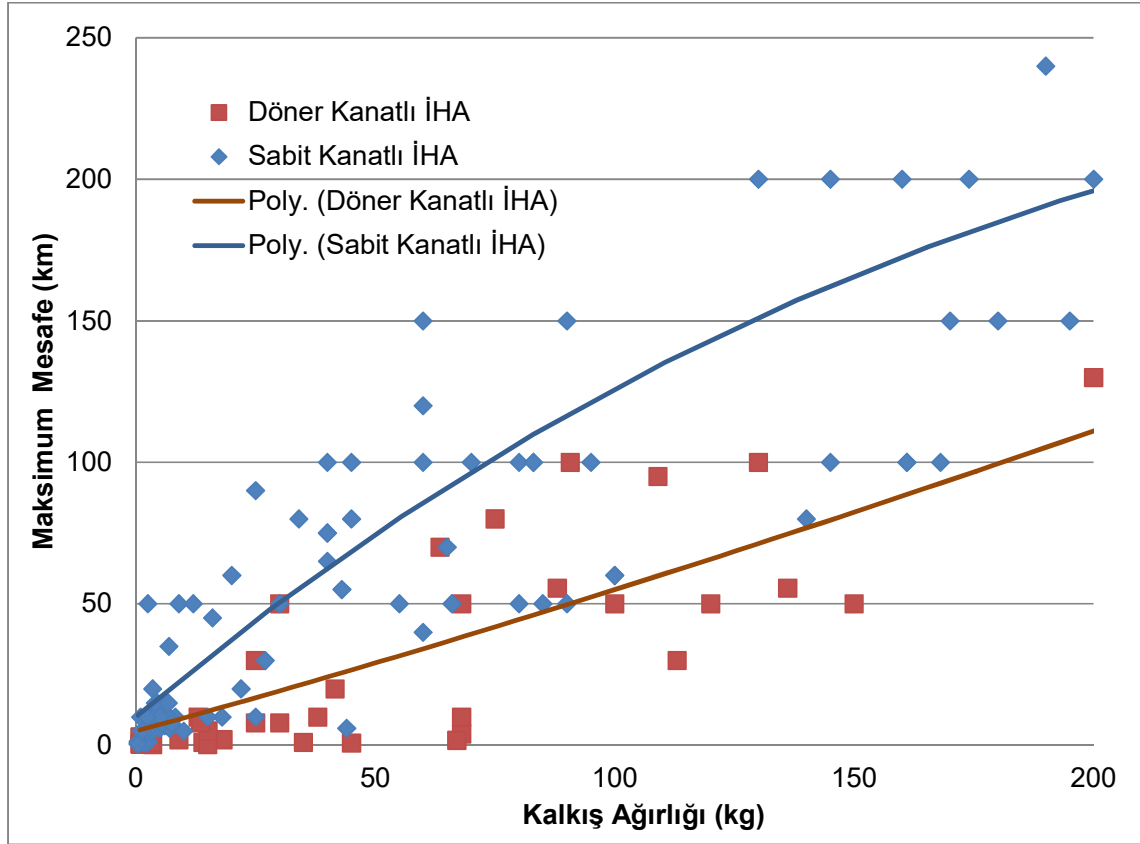


Şekil 3. İHA'ların kalkış ağırlığına göre ulaşabilecekleri maksimum ileri hız değerleri

Döner kanatlı platformların yüksek hızlara ulaşamaması, kaldırma için kullanılan döner yüzeylerde ileri hızın etkisiyle oluşan kaldırma kaybıdır. Bu nedenle döner kanatlı platformların sabit kanatlı platformlara göre yüksek hızlara ulaşması aerodinamik olarak mümkün değildir. Ancak aynı platform tipinde bile farklılık gösteren maksimum ileri hızın, optimizasyonun yapılması faydalı ve gereklidir.

1.1.4 Maksimum Mesafe

Bir İHA platformu ile ulaşılabilecek en yüksek mesafe, görev limitlerinin belirlenmesinde önemli bir parametredir. Sabit kanatlı İHA platformları ile döner kanatlı İHA'lara göre daha uzak mesafelere ulaşılabilmektedir (Şekil 4). Maksimum mesafe havada kalma süresi, taşınan faydalı yük ve hava aracının hızının bir fonksiyonudur. Bu nedenle diğer değişkenlerin de hesaba katılarak ulaşılabilecek maksimum mesafenin elde edilmesi maksadıyla optimizasyon yapılması gerekmektedir.



Şekil 4. İHA'ların kalkış ağırlığına göre ulaşabilecekleri maksimum mesafeler

1.2 Optimizasyon Hedefleri

En yüksek görev başarımının elde edilmesi maksadıyla; ihtiyaçlara, faydalı yük özelliklerine ve platform değişkenlerine göre optimizasyon yapılmasına ihtiyaç vardır. Görev optimizasyonu yapılmış bir platformun tasarlama aşamasında platform, kontrol ve güdüm sisteminin görev

ihtiyaçlarına göre ele alınması gerekmektedir. Bu erevede İHA platformun ile elde edilebilecek başarım, taşıdığı faydalı yükün özelliklerine göre belirlenmektedir. Mevcut faydalı yükler genel olarak gözlem maksatlı olduğundan, en yüksek faydalı yük taşıma kapasitesine sahip platform, en az sarsıntı ile uçuş yapabilen, görev bölgesine en kısa ve hızlı Şekilde gidebilen bir sistem arzu edilmektedir. Bu nedenle platform tasarımı, kontrol sistemi tasarımı ve güdüm sistemi yapılandırılırken, mevcut faydalı yüke göre optimizasyon yapılması gerekmektedir. Her aşamada optimize edilmiş bir sistemin görev başarımının da orantılı olarak yükseleceği değerlendirilmektedir.

2. LİTERATÜR ÖZETİ

İHA sistemlerinin tasarımına, kontrolüne ve güdümüne yönelik literatürde çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Bu çalışmaların genelinde itki sistemi, kontrolcü gibi alt sistemler ele alınmış olup, genel bir yaklaşım olarak görev başarımının artırılmasına yönelik bir çözüm önerisi bulunmamaktadır.

Görev başarımı optimizasyonunun alt başlığı olarak ele alınan havada kalma süresinin en iyileştirilmesine yönelik çok-rotorlu bir sistem üzerinde yapılan çalışmalar (Winslow, ve diğerleri 2015) neticesinde itki sisteminin optimizasyonu ile havada kalma süresi 15 dakikadan 31 dakikaya kadar yükseltilebilmiştir. Çok-rotorluların motorlarının monte edildiği kolların taşınan yüke göre optimum tasarımı (Bhatia, ve diğerleri 2014) sonlu elemanlar yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Diğer bir çalışmada (Dupius, ve diğerleri 2008) çok-rotorlu bir İHA sisteminin elektrik ve aviyonik sistemi otonom uçuş kabiliyetine sahip olacak şekilde optimize edilmiştir. Agder Üniversitesinde (Magnussen, Ottestad ve Hovland 2015) çok-rotorlu bir İHA'nın bileşenlerinin veri setlerinin elde edilmesi durumunda karışık-tamsayı programlama ile optimizasyonunun yapılabildiği gösterilmiştir. İtki sisteminin optimizasyonuna yönelik yapılan bir tez çalışmasında (Harrington 2011) pervane, motor ve batarya kombinasyonlarının en iyi şekilde seçilmesi için bir yaklaşım ortaya konulmuştur. Başka bir çalışmada (Aleksandrov ve Penkov 2013) çok-rotorlu sistemlerde itki sistemleri arasındaki mesafesinin en iyileştirmesi ele alınarak optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Atina Teknik Üniversitesinde yapılan diğer bir araştırmada (Ampatis ve Papadopoulos 2014) çok-rotorlu İHA'ların itki sistemlerinin yüksek havada kalma süresi göz önüne alınarak en iyi şekilde seçilebilmesi için bir çalışma yapılmıştır. Kontrol sisteminin optimizasyonu görev başarımının artırılmasında önemli bir rol oynamaktadır. Optimizasyonu yapılmamış bir kontrol sistemi ile ya komutlar istenilen sıklıkla güncellenmeyerek istenilen manevra zamanında elde edilememekte ve ya çok sık güncelleme ile kontrol çabasının artmasıyla enerji kaybı ortaya çıkmaktadır. Kontrol sisteminin optimizasyonuna yönelik yapılan bir çalışmada (Bolandi, ve diğerleri 2013) PID katsayıları zaman düzlemindeki performans kriterleri göz önünde bulundurularak gerçekleştirilmiş ve hava aracının en kısa zamanda ve en az kontrol çabasıyla manevrayı gerçekleştirmesi sağlanmıştır.

İHA sistemleri çok maksatlı kullanıma uygun olmasına rağmen, yeni görev hedefleri kabiliyetlerin arttırılmasını zorunlu kılmaktadır (Gu 2012). VTOL kabiliyetine ihtiyaç duyulduğunda çok rotorlu (Neas ve Farhood 2011) ve helikopter (3D Robotics Inc. 2015) gibi döner kanatlı platformlar en iyi çözümü sunmaktadır. Bununla birlikte, uzun uçuş süresi veya uzak mesafelere uçuş hedeflendiğinde sabit kanatlı platform tipleri (Matsumoto, Konno, ve diğerleri 2010) tercih edilmektedir. Döner kanatlı ve sabit kanatlı kabiliyetlerine tek bir platformlarda sahip olmak istendiğinde ise dikey kalkış ve iniş kabiliyetine ve düz uçuş kabiliyetine sahip döner kanatlı hibrit İHA'lar gerekmektedir. Bu alanda döner-rotorlu (Çakıcı, Modeling, Stability Analysis and Control System Design of a Small-Sized Tiltrotor UAV 2009), kuyruk üzerine oturan (Matsumoto, Kita, ve diğerleri 2010) ve döner-kanat (Öner, ve diğerleri 2012) gibi çalışmalar bulunmasına rağmen, bu platformlar hakkındaki avantajların ve dezavantajların tartışılmasına devam edilmektedir.

Yakın geçmişte, döner kanatlı hibrit İHA alanı bilimsel ve endüstriyel olarak aktif bir araştırma sahası olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu çerçevede birçok akademik araştırma, ticari ürün ve deneme çalışmaları bulunmaktadır (Tablo 2). Bu platformlar döner kanatlı ve sabit kanatlı kontrol elemanlarının birleştirilmesinde kullanılan yöntemlere göre farklılık arz etmektedir. Her konfigürasyonun kendine göre avantajları ve dezavantajları bulunmasına rağmen, bazı platformlar ön plana çıkmaktadır.

Mevcut literatürde çok-rotorlu platformlara yönelik optimizasyon çalışmaları bulunmasına rağmen, bütünüyle görev amaçlı tasarım optimizasyonunu kapsayan bir çalışma bulunmamaktadır. Ayrıca, döner kanatlı İHA platformlarına sabit kanatlı İHA platformu özelliği eklenmesi görev yelpazesine ilave kabiliyetler eklenmesi bakımından önem arz etmektedir. Bu çerçevede, bu projede mevcut sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA platformlarının arzu edilen özelliklerinin birleştirildiği döner kanatlı hibrit platform tasarımı yapılarak sabit kanatlı ve döner kanatlı kabiliyetleri arasında ödünleşme ile yeni bir platform elde edilmesi hedeflenmektedir.

Döner kanatlı hibrit İHA platformları ile ilgili bilimsel araştırmalar incelendiğinde dönüştürülebilir kuyruk üzerine oturan platformun (Ta ve Fantoni 2011) çift terse döner pervaneler kullanılarak tasarlandığı görülmüştür. KuLeuven Üniversitesinde çok-rotorlu, kuyruk üzerine oturan, uçan kanat konfigürasyonunun (Hochstenbach ve Notteboom 2014) uçuş modları arasındaki geçişi yalnızca VTOL kontrol elemanları ile sağlanmıştır. Radhakrishnan (Radhakrishnan 2006)

tarafından çok-rotorlu bir döner-rotor konfigürasyonunun düşük hız karakteristiği incelenmiştir. Matsumoto (Matsumoto, Kita, ve diğerleri 2010) tarafından akrobasi model uçağa havada asılı kalma manevrası gerçekleştirilmiştir. Diğer bir çalışmada (Önen 2015), üç-rotorlu ve sabit kanatlı bir platformun havada asılı kalma manevrası doğrulanmıştır. Diğer taraftan (Shakarayev 2007), kuyruk üzerine oturan konfigürasyonda koaksiyel itki sistemi tasarlanarak havada asılı kalma elde edilmiştir. Başka bir çalışmada (Wong ve Guerroero 2007), değişken hatveli pervaneler kuyruk üzerine oturan konfigürasyonda kullanılmıştır. T-wing adında çift terse dönen pervaneli bir kuyruk üzerine oturan platform 2006 yılında Stone (Stone 2006) tarafından tasarlanmıştır. Sabancı Üniversitesindeki çalışmalarda Suavi (Öner, ve diğerleri 2012) adında çok-rotorlu, dönen-kanatlı konfigürasyon gerçekleştirilmiştir. Turaç (Özdemir, ve diğerleri 2014) isimindeki başka bir çalışmada ise uçan kanat, döner kanat ve fan konfigürasyonu denenmiştir.

Tablo 2. Döner kanatlı hibrit İHA platform örnekleri

S.Nu.	Adı	Fotoğrafı	Konfigürasyonu
1	VTOL UAV (SkyTech Corp. 2012)	A small, white, fixed-wing UAV with a single propeller and a tail section.	Kanardlı tek pervaneli kuyruk üzerine oturan.
2	Skate (Aurora Flight Sciences 2016)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Döner-rotorlu hibrit uçan kanat.
3	Tiltwing UAV (Andrew 2011)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Kanat üzerinde çift pervaneli dönen-kanat.
4	Aerovertical (Aerovertical 2007)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Kanat üzerinde çift pervaneli dönen-kanat.
5	Flexrotor (Aerovel Corp. 2016)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	VTOL için büyük pervane, FW uçuş için kanat uçlarında küçük pervaneler
6	Tricoplane (Auger 2013)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Üç-rotorlu sabit kanatlı hibrit.
7	Panther UAV (Israel Aerospace Industries 2016)	A white, fixed-wing UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Döner-üç-rotorlu sabit kanatlı hibrit.
8	Fire Fly 6 (Bird's Eye View Robotics 2016)	A red and white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Y6 tipinde çok-rotorlu, döner-rotorlu ve uçan kanat hibrit.
9	Verti-KUL (Hochstenbach ve Notteboom 2014)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Çok-rotorlu, kuyruk üzerine oturan ve uçan kanat hibrit.
10	Quad Shot (Transition Robotics Inc. 2016)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Çok-rotorlu, kuyruk üzerine oturan ve uçan kanat hibrit.
11	Jump (Arcturus UAV 2016)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Çok-rotorlu, sabit kanatlı, uçan kanat ve çeken pervaneli hibrit.
12	Hybrid Quadrotor (Latitude Engineering 2016)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Çok-rotorlu, sabit kanatlı, uçan kanat ve iten pervaneli hibrit.
13	VTL One (Siniger Corp. 2016)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Çok-rotorlu ve sabit kanatlı hibrit.
14	Quad Tiltrotor (Radhakrishnan 2006)	A white, multi-rotor UAV with a large, flat, rectangular wing and a tail section.	Döner-rotorlu, çok-rotorlu ve sabit kanatlı hibrit.

S.Nu.	Adı	Fotoğrafi	Konfigürasyonu
15	Vertex VTOL (Conquest Ventures 2016)		Döner-rotorlu, çok-rotorlu ve sabit kanatlı hibrit.
16	Skyproowler (Krossblade Aerospace Systems LLC 2016)		Kapanan rotorlarıyla çok-rotorlu ve sabit kanatlı hibrit.
17	Wingcopter (Hesselbarth 2016)		Döner-rotorlu, çok-rotorlu ve sabit kanatlı hibrit.
18	X Plus One (Claridge ve Manning 2016)		Çok-rotorlu, uçan kanat konfigürasyonu.
19	VTOL DBF 2013 (Önen 2015)		Üç-rotorlu ve sabit kanatlı konfigürasyon.
20	VTOL MAV (Shakarayev 2007)		Kontra dönen rotorlu kuyruk üzerine oturan hibrit.
21	SUAVi (Öner, ve diğerleri 2012)		Çok-rotorlu ve dönen-kanat konfigürasyonu.
22	TURAÇ (Özdemir, ve diğerleri 2014)		Fanlı, döner-rotorlu ve uçan kanat konfigürasyonu.

Döner kanatlı hibrit İHA platformları alanındaki endüstriyel örneklerde en önde Arcturus UAV firması tarafından geliştirilen Jump isimindeki platformla çok-rotorlu ve sabit kanatlı bir platform (Arcturus UAV 2016) tasarlanmıştır. Bunun yanında Xcraft firmasının X Plus One (Claridge ve Manning 2016) isimli platform çok-rotorlu, uçan kanat konfigürasyonunda, Ventures firmasının Vertex VTOL adlı İHA'sı (Conquest Ventures 2016) çok-rotorlu ve katlanan rotorlarıyla sabit kanatlı konfigürasyondadır. KrossBlade firmasının da Vertex VTOL benzeri yapıda Skyproowler (Krossblade Aerospace Systems LLC 2016) adında bir tasarımı bulunmaktadır.

Örnekleri sunulan deneysel döner kanatlı hibrit İHA platformları arasındaki en önemli fark uçuş modunun değiştirilmesinde kullanılan yöntem (Tablo 3) olarak göze çarpmaktadır. Kuyruk üzerine oturan platformlar kontrol yüzeyleri vasıtasıyla gövdenin yer yüzeyine olan açısını 90 dereceye getirmekte ve kanatların stall olmasına neden olmaktadır. Döner-rotorlu platformlar ise rotorların açısını değiştirmektedir. Bu durum da düşük hızlarda ana kanadın stall olması anlamına gelmektedir. Döner-kanat konfigürasyonunda ise ana kanat döndürülerek ileri hız

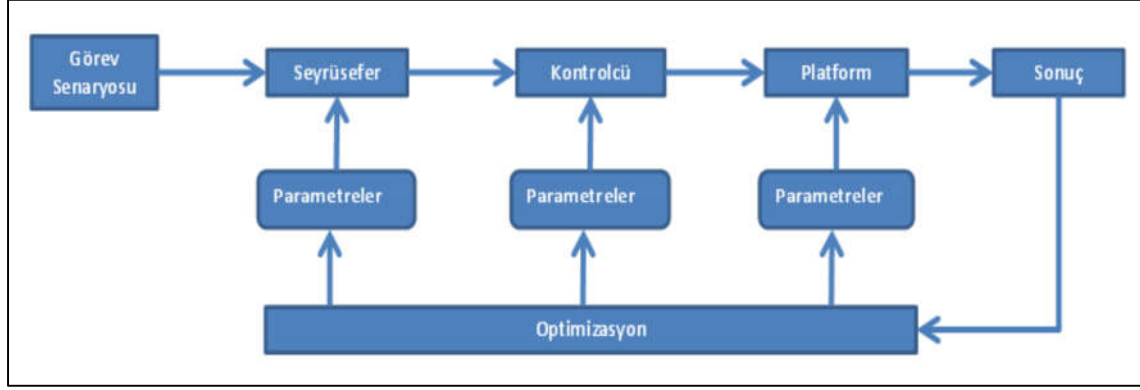
artırıldığından kanatlar yüksek hıza ulaşıncaya kadar stall durumunda kalmaktadır. Söz konusu İHA platformlarının genel zayıflığı ana kanatların stall olması ve özellikle geçiş manevrası sırasından kontrolsüz veya kontrolü zor bir duruma geçmesidir. Hava aracı platformunun tasarımında döner kanatlı hibrit platformunda gerçekleştirildiği şekilde ana kanatların stall durumuna getirilmeden geçiş manevrasının gerçekleştirilmesinin yumuşak geçişler elde edilmesinde fayda sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Tablo 3. Döner kanatlı hibrit İHA platformlarının mod değiştirme yöntemleri

<i>Fotoğraf</i>	<i>Tip</i>	<i>Mod Değiştirme Yöntemi</i>
	Kuyruk Üzerine Oturan	Gövde kontrol yüzeyleri ile yere paralel hale gelene kadar döndürülmekte ve hava aracı stall olmaktadır.
	Döner Rotorlu	Rotorların döndürülmesi ile gövde döndürülmekte ve kanatlar stall olmaktadır.
	Döner-Kanatlı	Gövde yere paralel kalmasına rağmen kanatlar döndürülmekte ve yüksek hızlar ulaşılan kadar kanatlar stall durumunda kalmaktadır.
	Döner Kanatlı Hibrit	Mod geçiş manevrasında aktif kontrol yüzeyleri değiştirilmekte ve hava aracı stall olmamaktadır.

En yüksek görev başarımının elde edilmesi maksadıyla, ihtiyaçlara, faydalı yük özelliklerine ve platform değişkenlerine göre optimizasyon yapılmasına ihtiyaç vardır. Görev optimizasyonu yapılmış bir platformun tasarlama aşamasında platform, kontrol ve seyrüsefer sisteminin görev ihtiyaçlarına ele alınması gerekmektedir. Bu çerçevede İHA platformunun elde edeceği başarım, taşıdığı faydalı yükün özelliklerine göre belirlenmektedir. Mevcut faydalı yükler genel olarak gözlem maksatlı olduğundan, en yüksek faydalı yük taşıma kapasitesine sahip platform, en az sarsıntı ile uçuş yapabilen, görev bölgesine en kısa ve hızlı şekilde gidebilen bir sistem arzu edilmektedir. Bu nedenle platform tasarımı, kontrol sistemi tasarımı ve seyrüsefer sistemi yapılandırılırken, mevcut faydalı yüke göre optimizasyon yapılması gerekmektedir (Şekil 5).

Her aşamada optimize edilmiş bir sistemin görev başarımının da orantılı olarak yükseleceği değerlendirilmektedir.



Şekil 5. İHA optimizasyonu akış şeması

3. GEREÇ VE YÖNTEM

3.1 İHA Sistemi

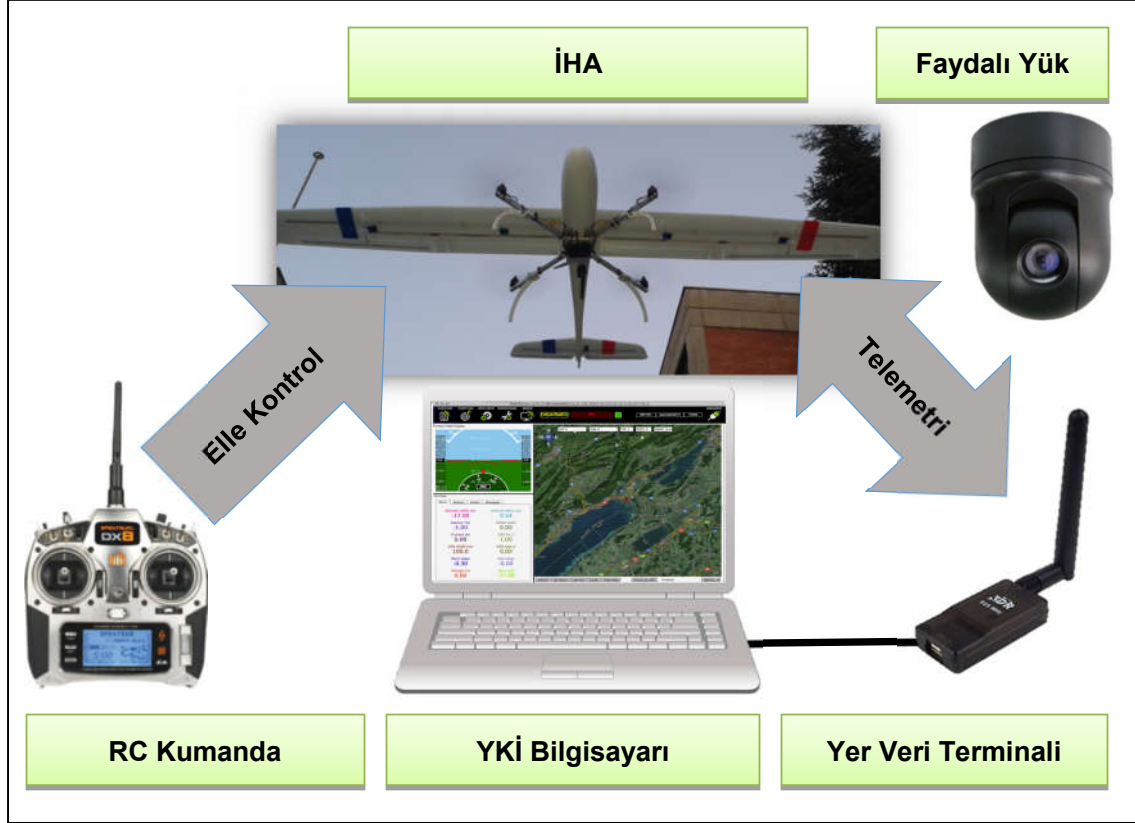
İnsansız Hava Aracı Sistemleri (İHAS) çoğunlukla askeri alanda istihbarat amaçlı gözetleme, sinyal dinleme ve taarruz maksatlı kullanılmaktadır. İnsansız Hava Araçları (İHA) üzerlerinde pilot bulunmamasından dolayı insanlı hava araçlarına göre daha küçük ve hafif olarak üretilebilmekte ve taşıdıkları faydalı yükler sayesinde görev çeşitliliği sağlamaktadır. İHAS'lar, daha çok insanlı hava araçlarının kullanımının tercih edilmediği sıkıcı, tehlikeli ve kirli görevlerde kullanılmaktadır. Sıkıcı görevler bir insansızın tahammül edemeyeceği kadar uzun gözetleme, tehlikeli görevler hayati risk taşıyan ve silahlı angajman içeren saldırı, kirli görevler ise pilotun sağlığını tehdit edebilecek kimyasal, biyolojik, radyolojik ve nükleer (KBRN) saldırı sonrası ortamlarındaki görevleri içermektedir.

İHAS'ların insanlı uçaklara göre temel avantajları şunlardır:

- Düşük idame ve işletme maliyeti,
- Daha uzun uçuş süresi, uçuş ekibi kaynaklı uçuş süresi limiti olmaması,
- Havada dinamik yeniden görevlendirme imkânı,
- İnsan kaynaklı hata riskinin asgari olması, sıkıcı ortamlarda etkin görev yapabilme kabiliyeti,
- Tehlikeli ve kirli ortamlarda, uçuş ekibi kaybı riski olmadan görev yapabilme imkânı,
- Kaza-kırım durumunda uçuş ekibi kaybı riskinin olmaması.

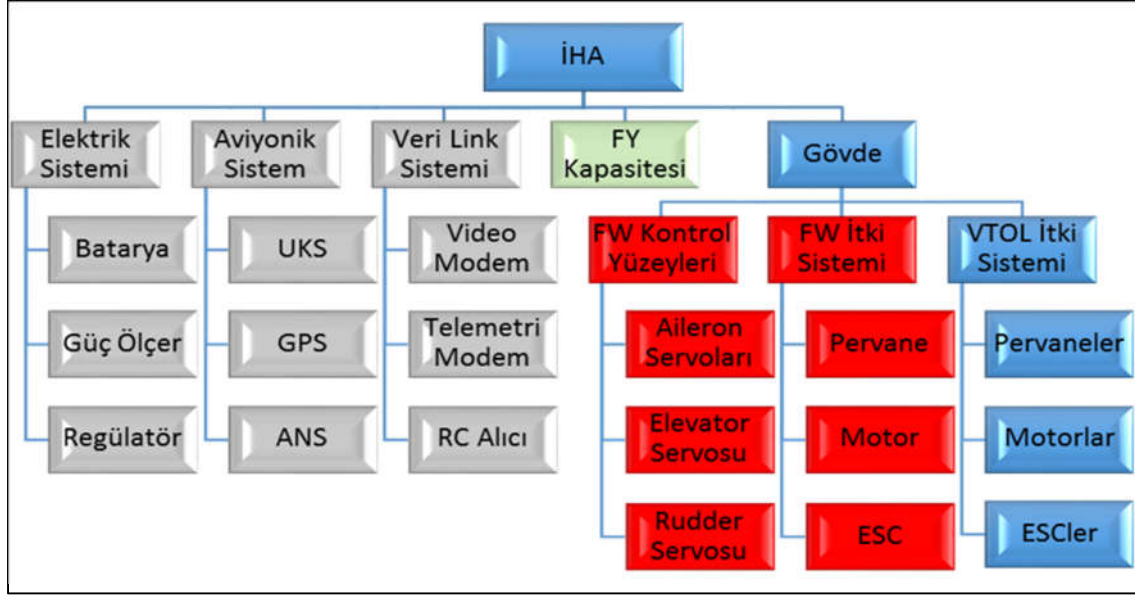
Günümüzde İHAS'ların kullanım alanı üretim, haberleşme, hesaplama gücü ve algılayıcı alanlarındaki teknolojik gelişmelerle birlikte artış göstererek hava fotoğrafçılığı, video çekimi, arama/kurtarma, yangınla mücadele, afet değerlendirmesi, haritacılık, 3 boyutlu modelleme, tarım, kargo taşıma ve denetim (yollar, enerji hatları, boru hatları, rüzgâr türbinleri, yapılar, şehir planlaması, güneş enerji sistemleri vb.) gibi sivil alanlarda kullanılmaya başlanmıştır.

Bu projede, uçuş testlerinin otonom olarak yapılabilmesi, uçuş verilerin otomatik olarak kaydedilmesi ve yerden gerçek zamanlı izlenebilmesi amacıyla, temel olarak İHA platformu, Faydalı Yük (FY), Veri Link Sistemi (VLS) ve Yer Kontrol İstasyonundan (YKİ) oluşan bir sistem (Şekil 6) oluşturulmuştur.



Şekil 6. İHA sistem yapısı

İHA platformu faydalı yük, uçuş karakteristikleri gibi temel kabiliyetleri barındırdığından, görev başarımına etkiyen temel etkenleri ihtiva etmektedir. Bu çerçevede İHA platformunun kırım ağacı (Şekil 7) göz önünde bulundurularak optimize edilmesi gerekmektedir. Öncelikle platformun alt sistemlerinin modellenmesi yapılacak ve itki ile uçuş kontrol sistemi optimize edilecektir.



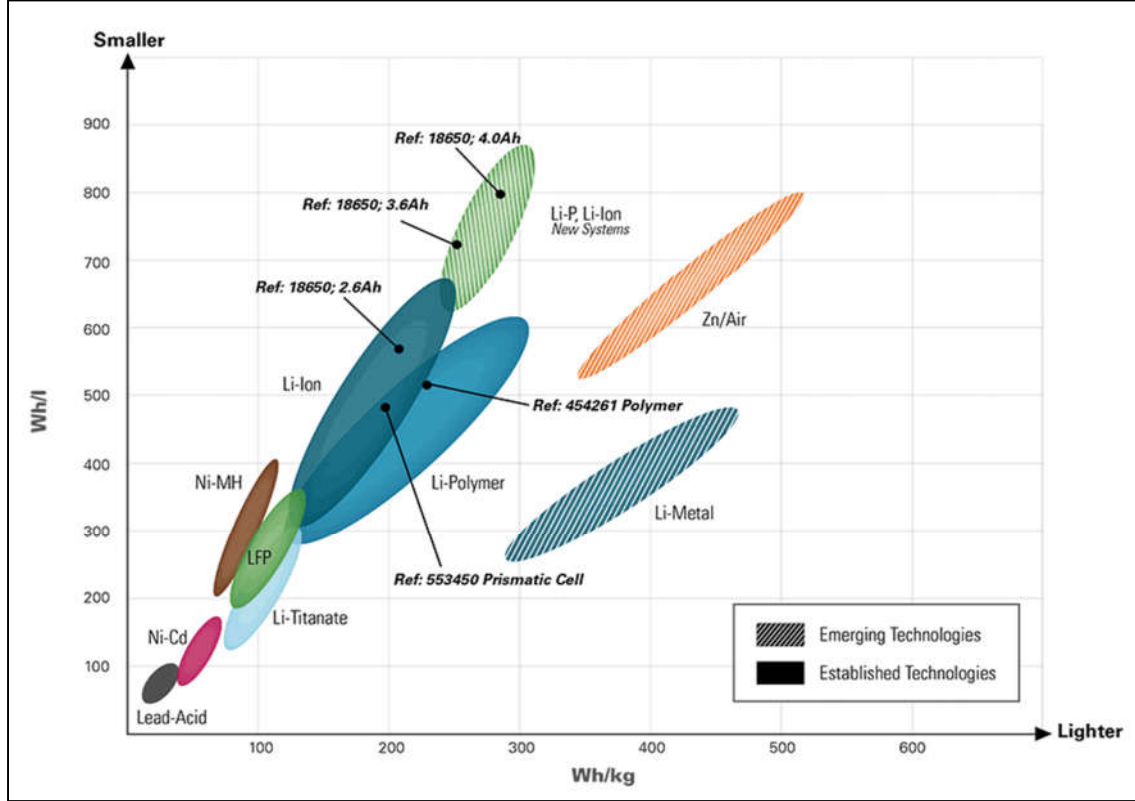
Şekil 7. İHA platformu kırılım ağacı

3.2 Modelleme

İHA platformunun görev maksatlı optimizasyonla tasarım parametrelerinin belirlenmesi maksadıyla oluşturulan algoritmalara veri sağlanabilmesi için alt sistemler müteakip maddelerde belirtildiği şekilde modellenmiştir.

3.2.1 Batarya

Bataryalar elektrik enerjisini kimyasal enerji olarak saklar ve kullanıldığı durumlarda bu işlemin tam tersini gerçekleştirerek elektrik enerjisi kaynağı olarak kullanılırlar. Ni-Cd, Ni-MH, Li-Ion gibi farklı tiplerde bataryalar (Şekil 8) bulunmasına karşın, Tablo 1’de belirtilen özelliklere göre İHA’larda hem yüksek kapasiteli akım değerleri ve yüksek enerji yoğunluğu nedeniyle tercih edilen Li-Po bataryalar yaygın olarak kullanılmaktadır.

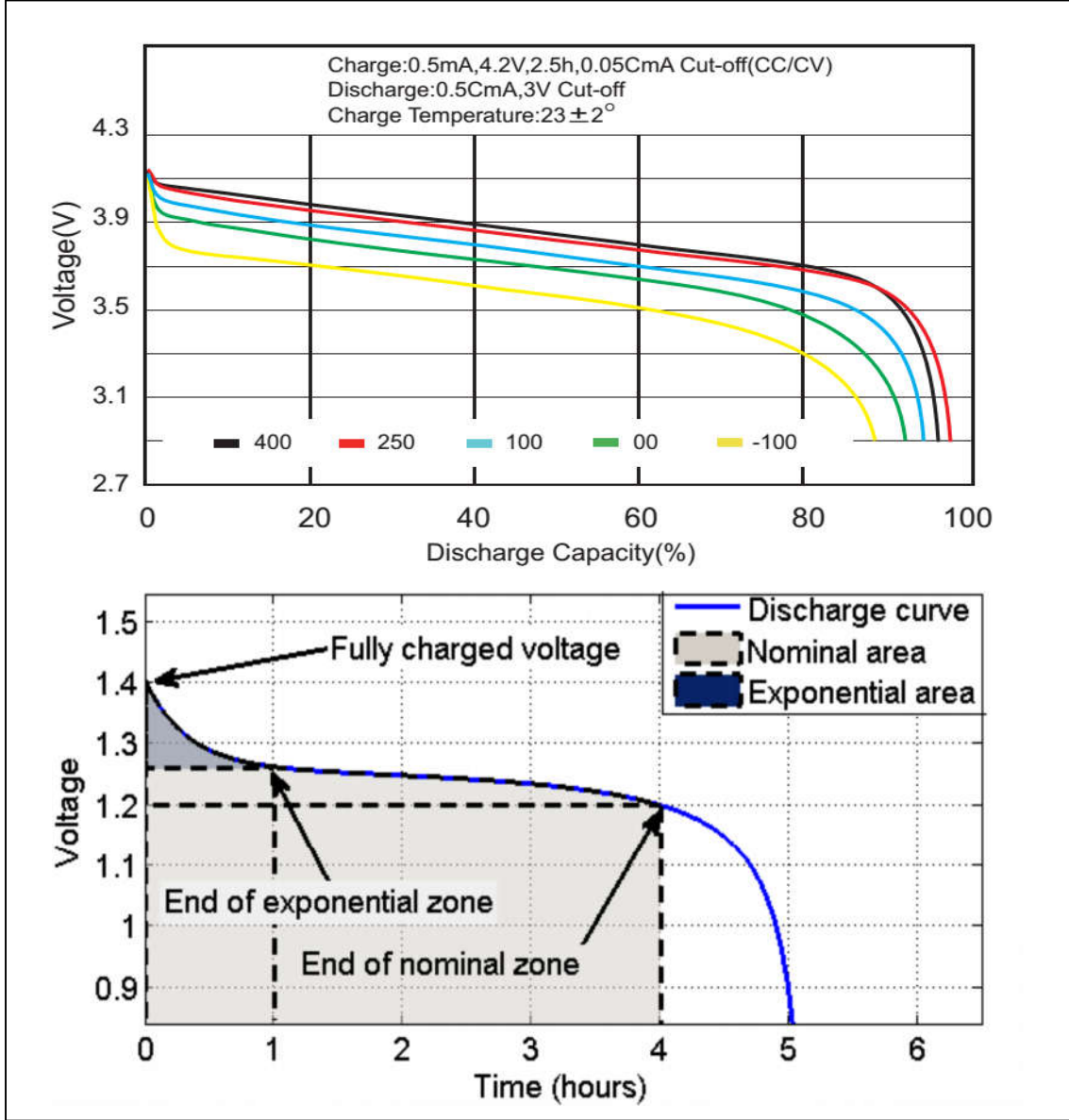


Şekil 8. Batarya tiplerine göre enerji yoğunluğu

Tablo 4. Batarya tiplerinin karakteristikleri

<i>Tipi</i>	<i>Hücre Gerilimi (V)</i>	<i>Enerji Kapasitesi [MJ/kg]</i>	<i>Ömür Devri</i>
Lithium ion	3.6	0.40 – 0.58	500 – 1000
Lithium polymer	3.7	0.36 – 0.47	300 – 500
NiMH	1.2	0.22 - 0.43	300 – 500
NiCd	1.2	0.16 – 0.29	1500
Lead–acid	2.1	0.11 – 0.18	200 - 300

Lipo bataryalar hücre yapısıyla çalışmaktadırlar, kapasiteleri ve voltaj değerleri bu hücrelerin paralel ve seri bağlanmasıyla artırılıp azaltılabilmektedir. Farklı sayıdaki hücrelere sahip olarak üretilebilmelerine karşı Li-Po bataryaların genel boşalma karakteristiği ve matematiksel modellemesinde kullanılan kritik noktalar Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 9. Li-Po bataryaların tipik boşalma karakteristiği

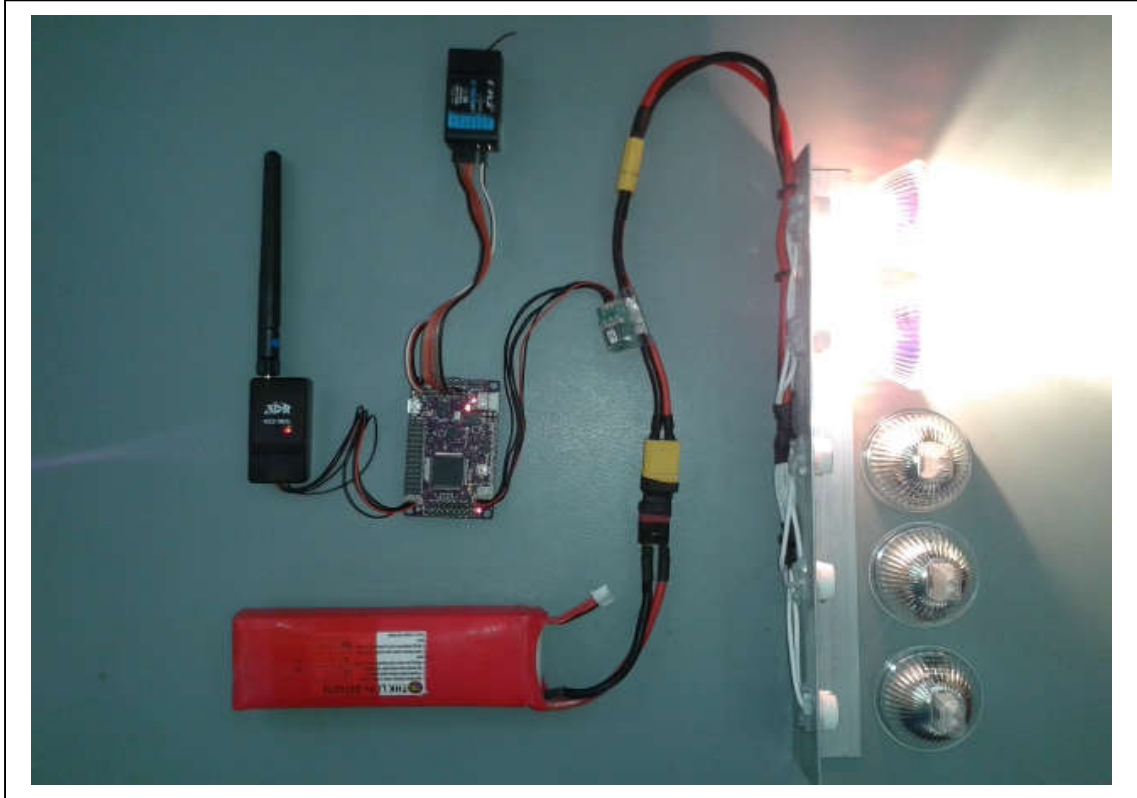
Tipik boşalma karakteristiğine göre Li-Po bataryalar, aşağıda sunulduğu şekilde modellenmektedir (Tremblay ve Dessaint 2007).

$$V_{out} = V_{nom} - K \frac{Q_{nom}}{Q_{nom} - Q_d} (Q_d + i) + A \exp(-B Q_d) - R_{int} i ,$$

$V_{out}(V)$ = Batarya çıkış voltajı

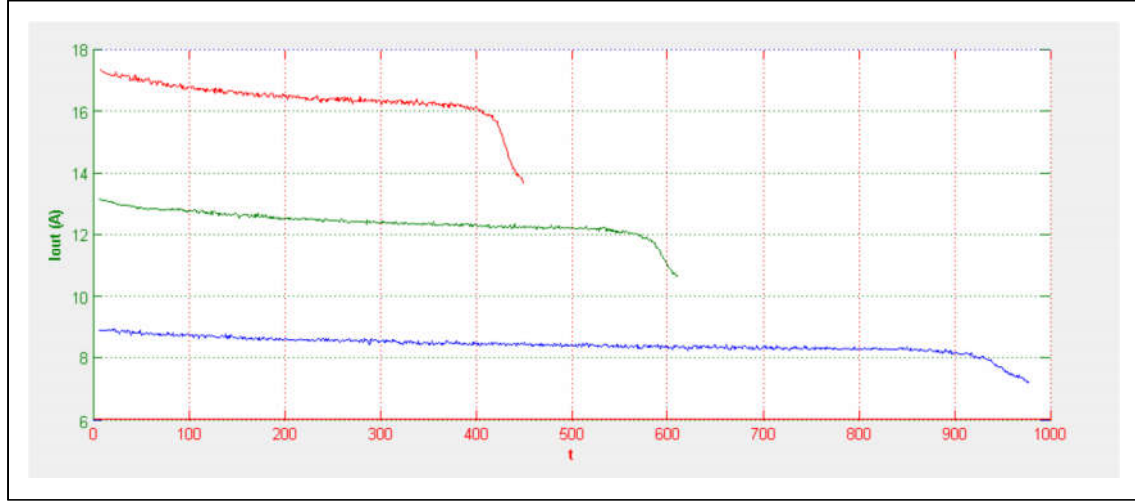
$V_{nom} (V)$ = Batarya nominal voltaj değeri,
 $K(V/h)$ = Polarizasyon voltajı,
 $Q_{nom} (Ah)$ = Nominal batarya kapasitesi
 $Q_d (Ah)$ = Gerçek harcanan batarya kapasitesi,
 $A = V_{full} - V_{exp}$, (V): Ekspansiyonel bölge voltaj düşümü,
 $B = 3/Q_{exp}$, (Ah)⁻¹: Ekspansiyonel bölge zaman sabiti.
 $R_{int} (\Omega)$ = İç direnç,
 $i(A)$ = Batarya akımı.

Batarya modellerinin elde edilmesi maksadıyla Şekil 10'da gösterilen test düzeneği hazırlanmıştır. Bu test düzeneğinde, batarya lambalardan oluşan değişken nitelikteki yüklerle bağlanarak, gerilim ve voltaj ölçümüyle boşalma karakteristikleri oluşturulmaktadır. Daha sonra, elde edilen boşalma karakteristiğinden batarya modellerinin parametreler hesaplanmaktadır.



Şekil 10. Li-Po batarya boşalma karakteristiği test düzeneği

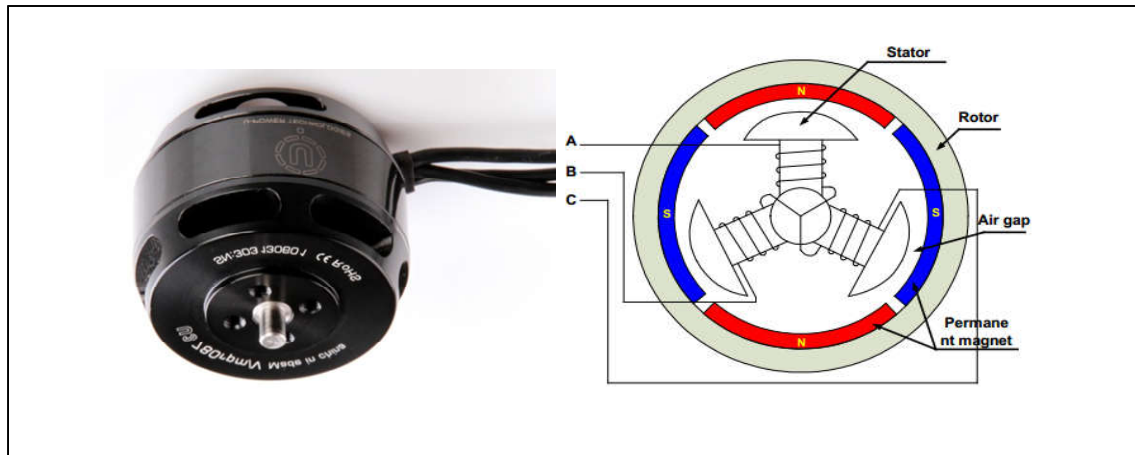
Batarya test düzeneği ile elde edilen boşalma karakteristikleri (Şekil 11), yukarıda belirtilen modelleme parametreleri göz önünde bulundurularak analiz edilmiş (Melentjev ve Lebedev 2013) ve model parametreleri elde edilmiştir.



Şekil 11. Li-Po batarya boşalma test grafiği

3.2.2 Motor

Elektrikli İHA sistemlerinde çoğunlukla 3 fazlı fırçasız motorlar kullanılmaktadır. Fırçasız motorlar temel olarak stator ve rotordan (Şekil 12) oluşmakta ve elektrik enerjisini mekanik enerjiye çevirmektedir.



Şekil 12. Fırçasız elektrik motorları

Motorların uygun şekilde sürülebilmesi için elektronik hız kontrolcileri kullanılmaktadır. Motorların karakteristik özelliğini belirleyen parametreler motor sabiti, tork sabiti, geri elektromotif kuvveti katsayısıdır. Bu değerler bir motorun ne kadar hızlı ve ne kadar güçlü dönebileceğini belirleyen parametrelerdir. Fırçasız elektrik motorlarının basit matematiksel modeli (Tibor, Fedak ve Durovsky 2011) aşağıdaki gibidir.

$$V_a = Ri_a + L \frac{di_a}{dt} + e_a$$

$$V_b = Ri_b + L \frac{di_b}{dt} + e_b$$

$$V_c = Ri_c + L \frac{di_c}{dt} + e_c$$

L (H) : Sargı endüktansı,

R (Ω) : Sargı direnci,

V_a, V_b, V_c (V): Terminal voltajı,

i_a, i_b, i_c (A) : Motor girdi akımı,

e_a, e_b, e_c (V) : Motor geri elektromotif kuvveti.

$$e_a = K_e \omega = K_T \omega = N/K_V$$

K_e : Geri elektromotif kuvvet sabiti.

K_T : Tork Sabiti

K_V : Motor Sabiti

N : RPM

$$K_e = K_T = \frac{30}{\pi} \frac{1}{K_V}$$

$$M = K_T i_t$$

M : Toplam Tork

i_t : Motor Akım girdisi

$$M_{mot} = K_T (i_t - i_0)$$

M_{mot} : Şaft Torku

i_0 : Yüksüz Çekilen Akım

Motorların modelleri yüksüz akımın ölçülmesi ve motor sabitine göre tork sabitinin hesaplanmasıyla oluşturulmuştur.

3.2.3 Pervane

Pervaneler motordan aldıkları dönü hareketini itki oluşturmak amacıyla kuvvete çeviren aerodinamik yüzeylerdir. Ahşap, plastik, karbon vs. gibi pek çok farklı materyallerden yapılmaktadırlar. Pervanelerin karakteristikleri yapıldıkları malzeme ve sahip oldukları geometriye (Şekil 13) bağlıdır. Pervane karakteristiğini oluşturan başlıca değişkenler (W.B. 2009) aşağıda sunulmuştur.

V : İleri Rüzgar hızı

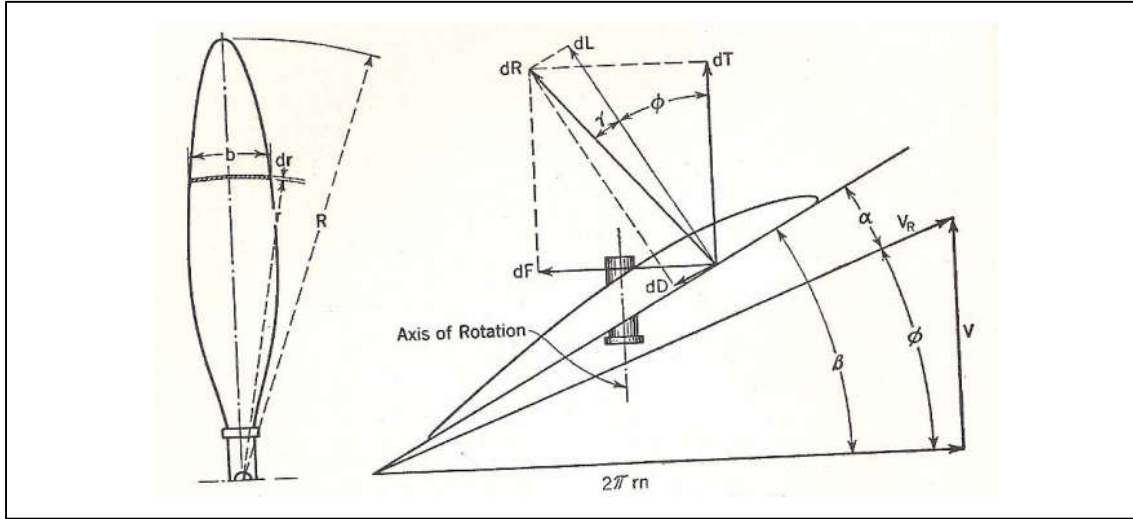
$2\pi rn, (V_r)$: Pervane dönüşünden kaynaklı rüzgar hızı (Çap ile orantılı)

$V_R, (V_p)$: 2 Rüzgar vektörünün kombinasyonu

α : Atak Açısı (= $\beta - \phi$)

β : Pervane Kanat Açısı

ϕ : Rüzgar vektörlerinin oluşturduğu açı



Şekil 13. Pervane geometrisi ve değişkenleri

Pervaneler itki sisteminin hem en önemli parçalarıdır. İlgili katsayılarının hesapları dışında matematiksel modellerinde karmaşık bir eleman bulunmamaktadır. Bu katsayılar bazı pervane üreticilerinden temin edilebilmektedir. Ancak pek çok pervane üreticisi bu bilgileri

saklamaktadır. Kullanıcılar bu bilgiye itki testleri yaparak elde ettikleri test sonuçlarından ulaşabilmektedirler. Pervanelerin matematiksel modeli aşağıdaki gibidir.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

$$C_q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$$

T (N) : İtke kuvveti

P (W): Güç

Q (Nm) : Tork

D (m) : Pervane Çapı

n (RPM) : Dönüş sayısı

ρ (kg/m³): Hava yoğunluğu

C_T : İtke Katsayısı

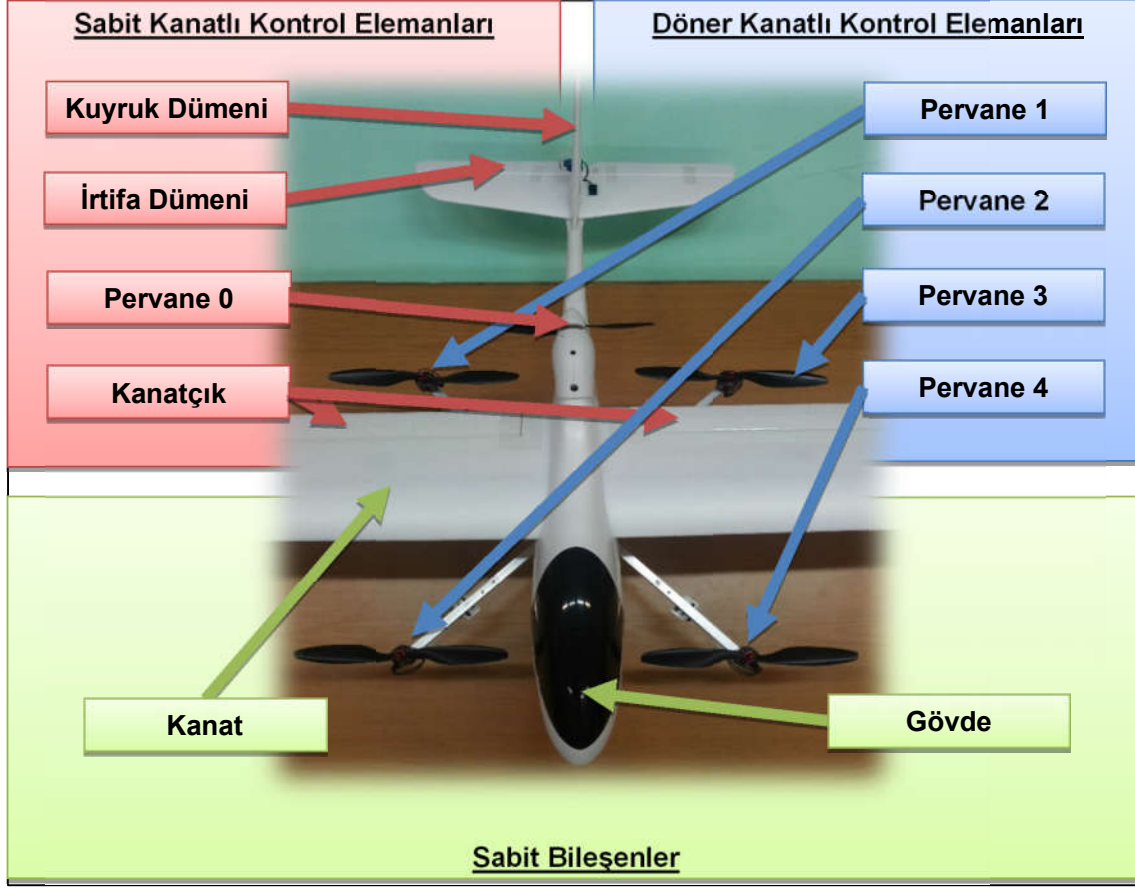
C_P : Güç Katsayısı

C_q : Tork Katsayısı

Sonuç olarak pervanelerin karakteristiklerini oluşturan parametreler (C_T, C_P, C_q) deneysel olarak itki test sistemi ile ölçülmüştür.

3.2.4 Döner Kanatlı Hibrit İHA Platformu

Görev maksatlı tasarım optimizasyonun gerçekleştirilmesi maksadıyla örnek platform olarak döner kanatlı hibrit İHA platformu, çok-rotorlu ve sabit kanatlı bir platformun kontrol yüzeylerine sahip olacak şekilde (Şekil 14) tasarlanmıştır (Çakıcı, Control and Guidance of a MultiMode Unmanned Aerial Vehicle for Increased Versatility 2016). Bu platform ile çok-rotorlu platformlar gibi havada asılı kalma, dikey kalkış-iniş ve düşük hızlarda uçuş kabiliyetleri ile verimli sabit kanatlı uçuş kabiliyetinin birleştirilmesi hedeflenmiştir.

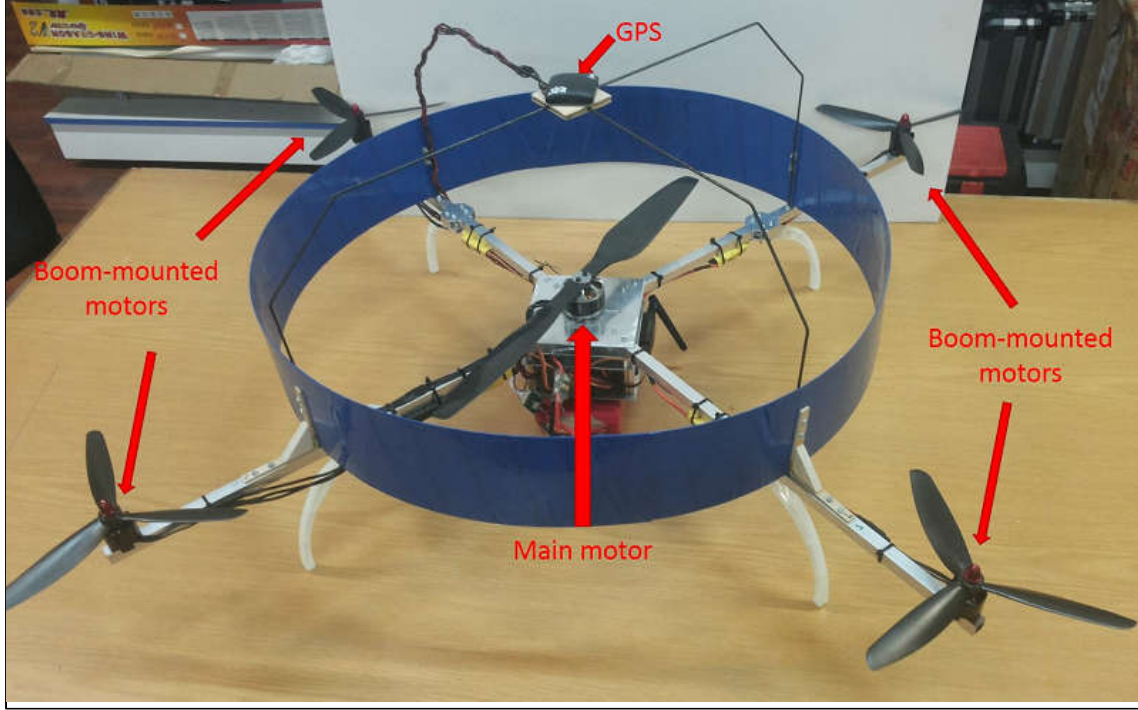


Şekil 14. Döner kanatlı hibrit İHA platformu bileşenleri

Söz konusu platformun aerodinamik tasarımı, gövdenin, kanatların, kontrol yüzeylerinin ve pervanelerinin tasarımına, modellenmesine, simülasyonuna ve analizine yönelik detaylar EK-1'de sunulmuştur.

3.2.5 Döner Kanatlı X5 İHA Platformu

Görev maksatlı tasarım optimizasyonun gerçekleştirilmesi maksadıyla üzerinde çalışılan diğer örnek platform ise döner kanatlı X5 (Noudeh 2015) İHA (Şekil 15) platformudur. Söz konusu platform üzerinde bir adet büyük itki sistemi ve çevresinde dört adet küçük pervaneden oluşmaktadır. Platformun amacı bağlı olduğu kablo üzerinden enerjilendirilerek yüksek kaldırma kapasitesiyle sürekli havada kalmaktır.



Şekil 15. Döner kanatlı X5 İHA platformu bileşenleri

Söz konusu platformun aerodinamik tasarımı, gövdenin, kanatların, kontrol yüzeylerinin ve pervanelerinin tasarımına, modellenmesine, simülasyonuna ve analizine yönelik detaylar EK-2'de sunulmuştur.

3.3 Optimizasyon

3.3.1 İtki Sistemi

Döner kanatlı İHA platformları için görev amaçlı tasarım optimizasyonunu yapabilmek için görev amaçları aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

- Maksimum uçuş süresi,
- Maksimum faydalı yük kapasitesi,
- Minimum güç harcama.

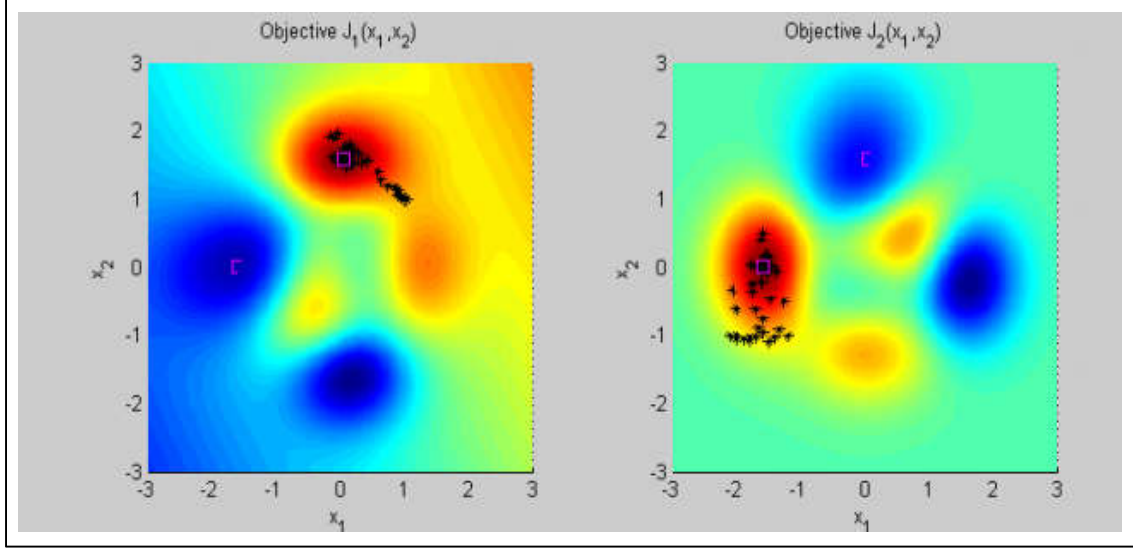
Bu başlıklar arasından hazırlanan senaryolara göre tek amaçlı bir optimizasyon veya çok amaçlı optimizasyon yapılacak olan tasarımın ihtiyacına göre belirlenmektedir. İtki sisteminde yer alan elemanların değişkenleri yukarıda yer alan hedef fonksiyonlarından en ideal çözümü

elde etmek amacıyla kullanılmaktadır. Kullanıcı tanımladığı göreve göre buradan seçeceği hedef fonksiyonlarının kombinasyonunun sonucuna göre optimizasyon sonucunu elde edecektir. Kullanılan bu değişkenler aşağıda yer alan tabloda (Tablo 5) yer almaktadır.

Tablo 5. İtki sistemi optimizasyon parametreleri

Motor	Kütle	Motor Kütlesi
	Tork	Ürettiği Tork
	Maks. Güç	Maksimum Güç
	Max. RPM	Maksimum RPM
	Max. Akım	Maksimum Çekebileceği Akım
	Max. Voltaj	Maksimum Uygulanabilecek Voltaj
Batarya	Kütle	Batarya Kütlesi
	Seri Hücre Sayısı	Li-Po Batarya Seri Hücre Sayısı
	Nominal Voltaj	Batarya Nominal Voltaj Değeri
	Nominal Akım	Batarya Nominal Akım Değeri
	İç Direnç	Batarya İç Direnci
Pervane	Kütle	Pervane Kütlesi
	Çap	Pervane Çapı
	Cp	Pervane Güç Katsayısı
	Ct	Pervane İtki Katsayısı
	Cq	Pervane Tork Katsayısı
ESC	R	ESC Direnci

Tasarım optimizasyonu hedef fonksiyonunu, tasarım limitlerini aşmadan, tasarım değişkenlerini değiştirerek minimize etmeyi amaçlar. Bu işlem esnasında pek çok değişken ve hedef fonksiyonu aynı anda dikkate alınmalıdır. Örnek olarak ele almak gerekirse bir çok-rotorlu için hem faydalı yük kapasitesini hem de havada kalma süresini en iyilemeyi amaçlarsak sıradan optimizasyon metodlarıyla sonuç elde edilemez. Şekil 16'te görüldüğü üzere farklı objektif fonksiyonları için farklı optimum noktalar ortaya çıkmaktadır. Çok amaçlı optimizasyon her 2 objektif fonksiyonunda aynı anda değerlendirilerek bir sonuç ortaya koymaktadır. Çok amaçlı optimizasyon problemlerinin farklı yöntemlerle çözümleri bulunmaktadır.



Şekil 16. Farklı hedef fonksiyonları için 2 değişkenli bir fonksiyon optimizasyon grafiği

Bu çözümler arasında en kolay yaklaşıma sahip olan ve en çok kullanılan ağırlıklı toplam metodu optimizasyon algoritması olarak kullanılmaktadır. Bu metod objektif fonksiyonları kümesini sayısallaştırarak, kullanıcı tarafından ağırlıklandırılan bu fonksiyonların toplamından tek bir objektif fonksiyonu ortaya çıkarmakta ve sonuca ulaşmaktadır. Çok basit bir yaklaşım olarak görülse de bu metod için kullanılan ağırlıklandırılma, karmaşık fonksiyonların çözümü için büyük problem teşkil etmektedir.

Ağırlıklı toplam metodu formülasyonu (Alfaris 2016) aşağıdaki gibidir.

$$\begin{aligned} \min f(x) &= \sum_{m=1}^M w_m f_m(x) \\ \text{subject to } G(x) &= [g_1(x), g_2(x) \dots g_j(x)] \geq 0 \\ H(x) &= [h_1(x), h_2(x) \dots h_j(x)] = 0 \\ x_L &\leq x_i \leq x_U \\ w_m &\in [0,1] \\ \sum_{m=1}^M w_m &= 1 \end{aligned}$$

$f(x)$ objektif fonksiyon seti,

w : ağırlık katsayıları,

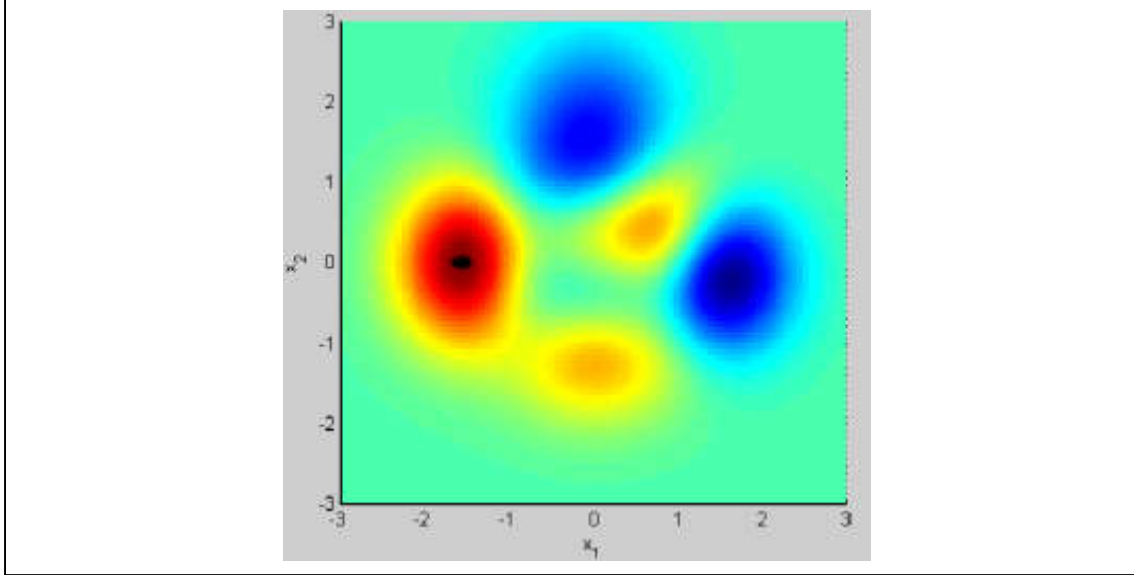
G : eşitsizlik fonksiyonları,

H : eşitlik fonksiyonları,

X_L, X_U : değişken limitleri.

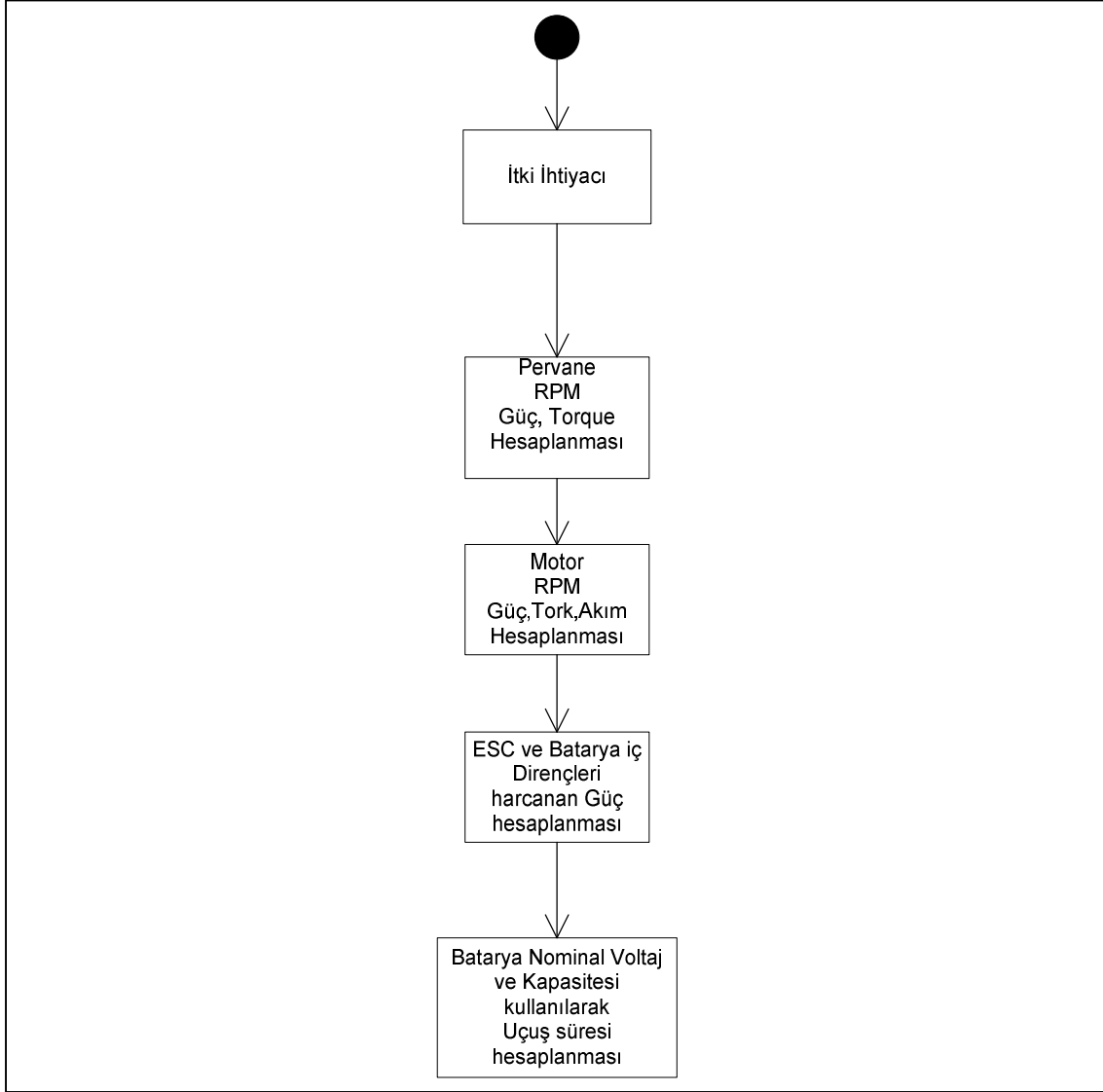
Şekil 16'te yer alan fonksiyonların ağırlıklı toplam yöntemiyle (Narzisi 2008) tek bir objektif fonksiyonu hale getirilmesinin ardından oluşan optimizasyon grafiği (Şekil 17) aşağıdaki gibidir.

$$J_{tot} = \lambda J_1 + 1 - \lambda J_2 \text{ where } \lambda \in [0,1]$$



Şekil 17. Ağırlıklı toplam metoduyla çok amaçlı optimizasyon problemi

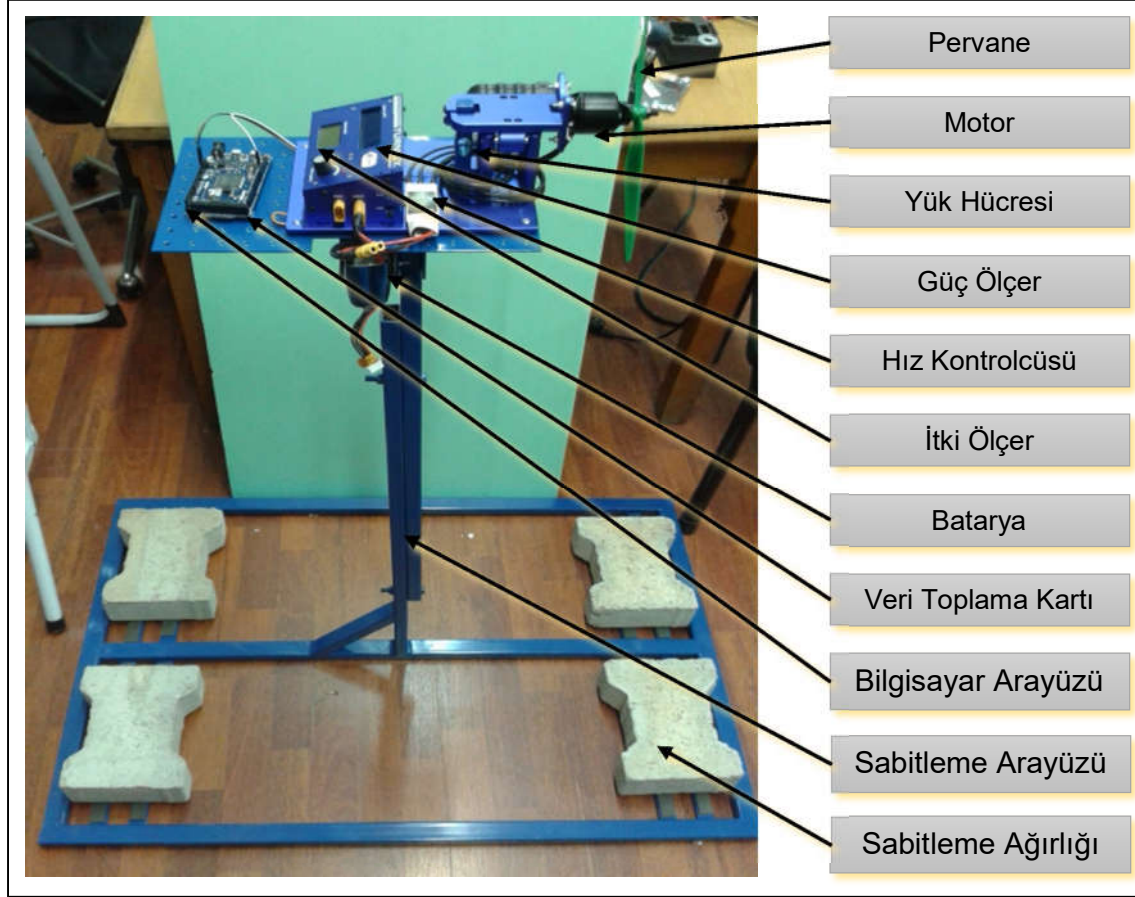
Tanımlanan matematiksel modele göre oluşturulan simülasyon algoritması ile ihtiyaç duyulan itki için gerekli enerji ve bu enerji ile kullanılan itki elemanlarına bağlı olarak uçuş süresi, güç tüketimi vb. bilgileri (Şekil 18) oluşturulmaktadır. Bu akışa göre ihtiyaç duyulan itkiye göre itki sistemi elemanlarının matematiksel modelleri kullanılarak gerekli olan girdiler ve buna bağlı olarak oluşturdukları çıktılar hesaplanmaktadır. Öncelikle belirlenen itki ihtiyacı, sistemin konfigürasyonuna (kaç adet itki sistemine sahip olduğuna) göre değerlendirilip, gerekli itkinin sağlanması için pervanenin dönmesi gereken hız değeri belirlenir. Açısal hız değeri belirlendiğinde yan çıktı olarak pervanenin tork ve güç ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Bu ihtiyaçlar motor tarafından sağlanmakta ve motor'daki kayıplar da göz önünde bulundurularak gerekli güç ihtiyacı hesaplanmaktadır. Müteakiben batarya ve ESC'lerin iç dirençleri de hesaba eklenerek toplam anlık güç ihtiyacı belirlenmektedir. Sonuç olarak bataryanın kapasitesi, kayıplar ve itki sisteminin toplam güç ihtiyacı hesaba katılarak uçuş süresi hesaplanmaktadır.



Şekil 18. İtki sistemi simülasyonu akış diyagramı

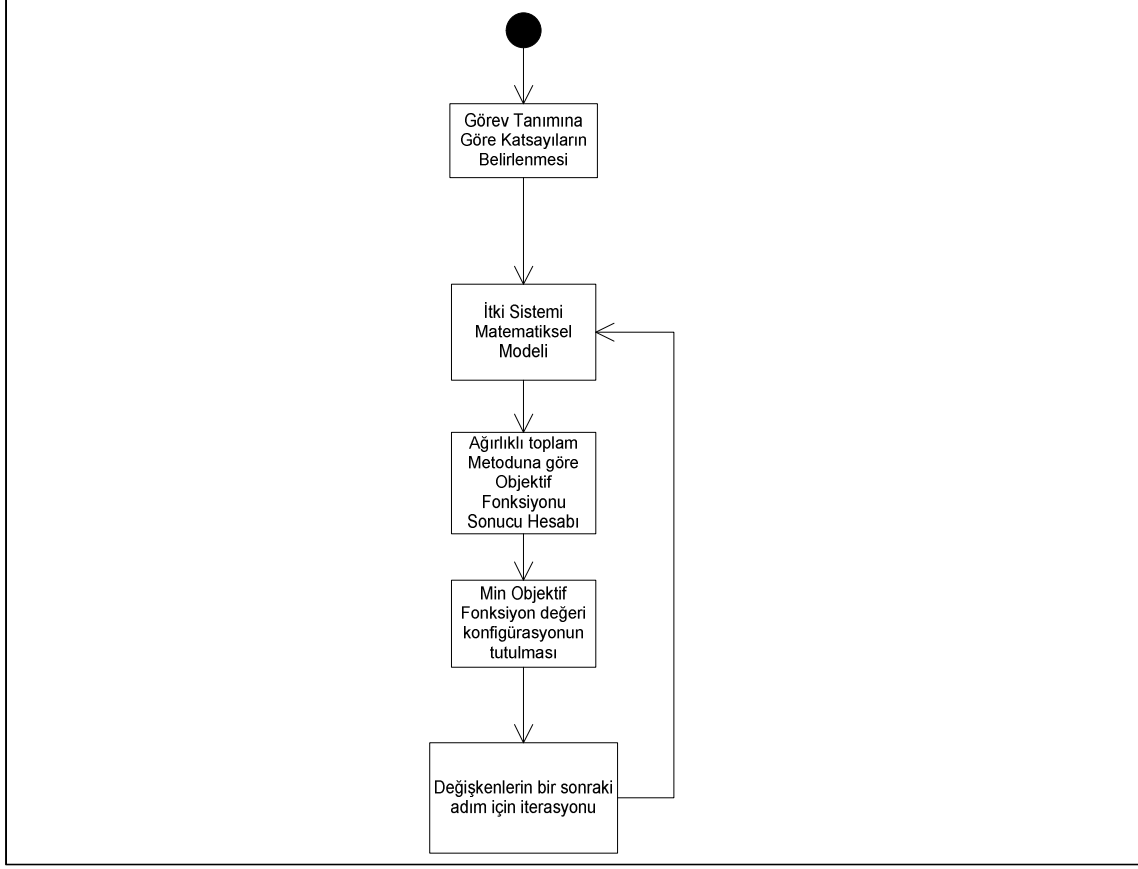
Algoritma girdilerini oluşturmak için kullanılan alt parçaların verilerinin doğrulanması, test örnek noktalarının artırılması ve verileri bulunmayalar için veri oluşturmak maksadıyla bir itki sistemi (Şekil 19) hazırlanmıştır. Bu düzenek ile seçilen pervane, motor ve batarya elemanlarından oluşan itki konfigürasyonu test edilmektedir. Test sisteminde itkinin ölçüldüğü bir ağırlık ölçer, RPM ölçümü için optik takometre, güç ölçümü için akım ve voltaj ölçer ve dönüyü kontrol etmek için kullanılan bilgisayar bağlantısına sahip bir veri toplama arayüz kartı bulunmaktadır. Bu sistem ile bilgisayar aracılığıyla verilen komutlar ile motorun dönüş hızı kontrol edilebilmekte,

pervane dönüş hızı, anlık itki kuvveti, anlık gerilim ve akım değerleri otomatik olarak kaydedilerek test edilen sistemlerin modelleri oluşturulmaktadır.



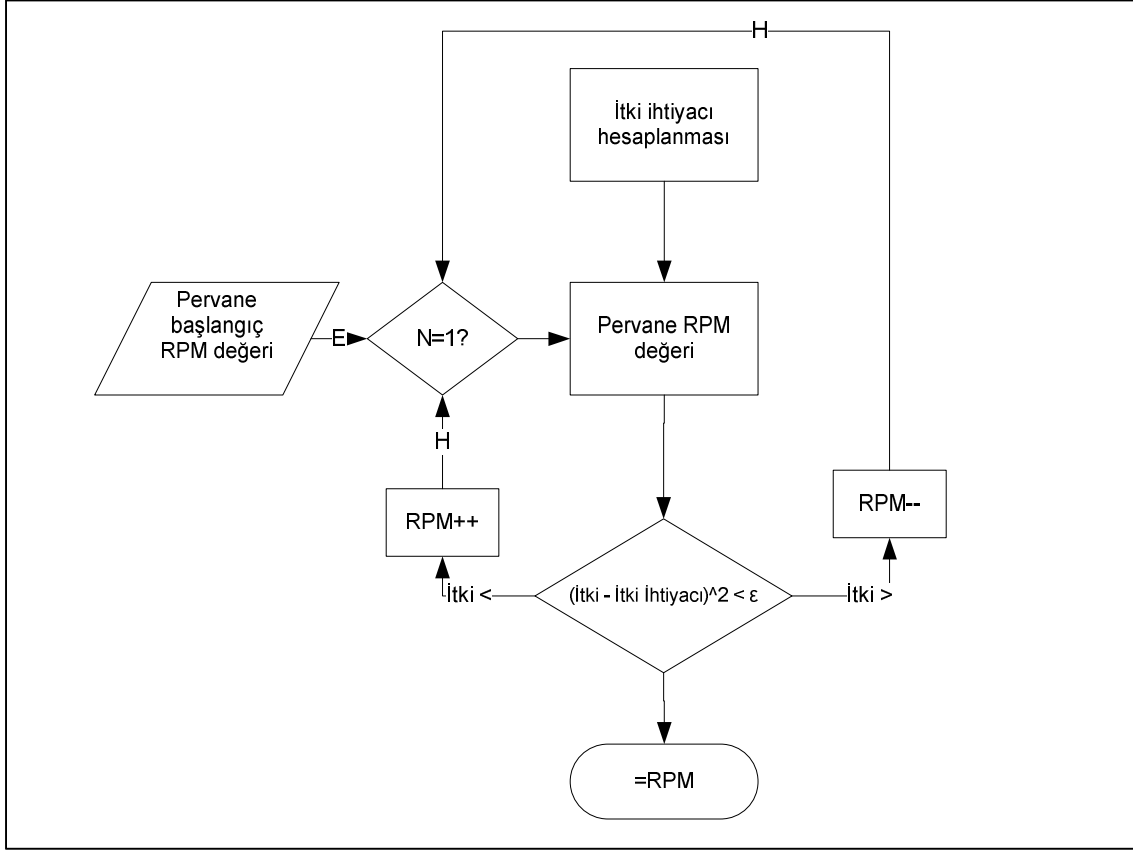
Şekil 19. İtki test sistemi ve bileşenleri

Matematiksel model ile üretilen sonuçlar görevi tanımlanan çok-rotorlu İHA'nın optimizasyon algoritmasına iteratif olarak girdi sağlamaktadır. Görev tanımına göre ağırlık verilen hedef fonksiyonları ağırlıklı toplam metoduna göre tek bir hedef fonksiyon haline getirildikten sonra ihtiyaç duyulan en iyi konfigürasyon sonucu elde edilmektedir. Aşağıdaki akışta optimizasyon algoritmasının çalışma akışı (Şekil 20) gösterilmektedir. Bu algoritmada, görev tanımına göre beklenen kabiliyetlerin katsayıları girdi olarak kullanılmakta, itki sistem modelleri çalıştırılarak optimizasyon ile ağırlıklı toplam metoduna göre hedef fonksiyonunun en iyileştirildiği konfigürasyon elde edilmektedir.



Şekil 20. İtki sistemi optimizasyon algoritması akış şeması

Optimizasyon algoritması için farklı marka ve modellerdeki itki elemanlarının değişken değerleri için veritabanı oluşturularak, bunlar arasından ideal konfigürasyonu oluşturması beklenmektedir. Farklı görev tanımları için oluşturulan konfigürasyonlar aşağıdaki objektif fonksiyonlarının ağırlıklı toplamına göre elde edilen senaryolardan elde edilmektedir. Sırasıyla, itki ihtiyacı tanımlandıktan sonra konfigürasyonuna göre tek bir itki sisteminin ne kadar itki üretmesi gerektiği ve bunu yapabilmek için ilgili pervanenin ne kadar hızlı dönmesi gerektiği bulunur. Bu işlem için bir arama algoritması (Şekil 21) kullanılarak dakikalık dönüş hızı bulunur.



Şekil 21. İtki ihtiyacı belirleme algoritması akış şeması

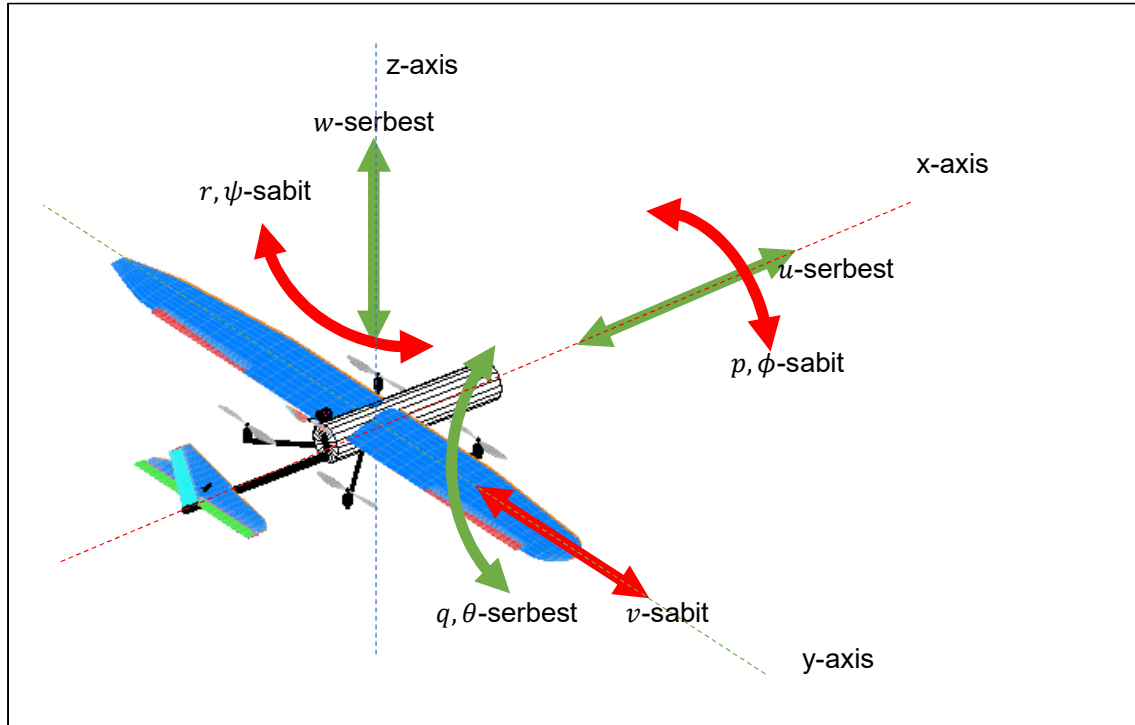
Bu algoritmanın bir çıktısı olan hata değeri hedef fonksiyonlarından biridir; çünkü mevcut pervaneyle yeterli tikiğin sağlanıp sağlanmadığı bilgisi bu hata değerinin küçüklüğüne göre belirlenmektedir. Şekil 18’de yer alan akıştan pervanenin o hız için ne kadar güç harcayacağı, ne kadar torka ihtiyacı olduğu hesaplanır. Bunun yanında pervane limit dönüş hızı da belirlenerek hangi seviyede dönerken bu itkiyi üretebildiği de hesaplanır. Buradan motorun o hızda dönebilmesi ve gerekli torku üretebilmesi motor tercihleri için birer limitleyicilerdir. Ardından seçilen motorun pervaneyi hesaplanan hızda döndürmesi için ihtiyacı olan güç, bu gücün motora iletilmesi için ESC üzerinde ve batarya iç direncinde harcanan güç hesaplanır. Bu güç harcanırken pilin sağlayabileceği enerji kapasitesi zamana bağlı olarak ele alınarak uçuş süresi hesaplanır. Son olarak mevcut itki elemanlarının, gövde bileşenlerinin ve aviyoniklerin ağırlıkları hesaba katılarak aracın ne kadar yük daha kaldırabileceği hesaplanır. Yukarıda hesaplanan itki hatası, harcanan güç, dönüş hızı seviyesi, uçuş süresi, tork ve faydalı yük kapasitesi görev amaçlı optimizasyonu gerçekleştirebilmek için kullanılan hedef

fonksiyonlardır. Bu fonksiyonların göreve göre ağırlıklı toplam katsayıları değiştirilerek seçilen göreve en uygun konfigürasyon elde edilmektedir.

3.3.2 Kontrol Sistemi

Görev başarımının artırılması maksadıyla, İHA sistemlerinde kullanılan kontrol sistemlerinin optimizasyonu önem arz etmektedir. Optimizasyonu yapılmamış bir kontrol sistemi ile verilen komutların hava aracı tarafından takip edilmesinde gecikmeler veya aşırı kontrol çabası ile fazladan güç ihtiyacı ortaya çıkabilmektedir. Bu çerçevede itki sistemleri optimizasyonu yapılmış olan döner kanatlı hibrit İHA platformunun kontrolcü optimizasyonu en iyi cevabı sağlayan PID katsayılarının bulunmasıyla gerçekleştirilmiştir.

Kontrol sistemi optimizasyonunda, hava aracının optimize edilecek değişkeni ile ilgili durum değişkenleri serbest bırakılarak (Şekil 22), farklı modların birbirini etkilememesi için geriye kalan durum değişkenleri sabit tutulmuştur.



Şekil 22. Kontrol sistemi optimizasyonunda yunuslama eksenini eniyileştirilmesi

Kapalı döngüdeki bir sistemin performansı anlık (yükselme zamanı, takip etme zamanı, vb.) ve uzun zamanda (kararlı hata) görülen karakteristiklere göre belirlenmektedir. Bu çerçevede bütün karakteristiklerin iyileştirilmesi göz önünde bulundurularak kontrol sisteminin parametrelerinin eniyileştirilmesi maksadıyla bir optimizasyon problemi tanımlanmıştır.

$$\min_{k_p, k_i, k_d} \int_{t_0}^{t_f} t |e_i(t)| dt$$

$\dot{x} = f(x, u)$, fonksiyonuna göre $e_i = x_{id} - x_i$,

$$x_{id} = x_{i,trim} + h(t),$$

$$h(t) = \begin{cases} 1, & t \geq t_0, \\ 0, & t < t_0, \end{cases}$$

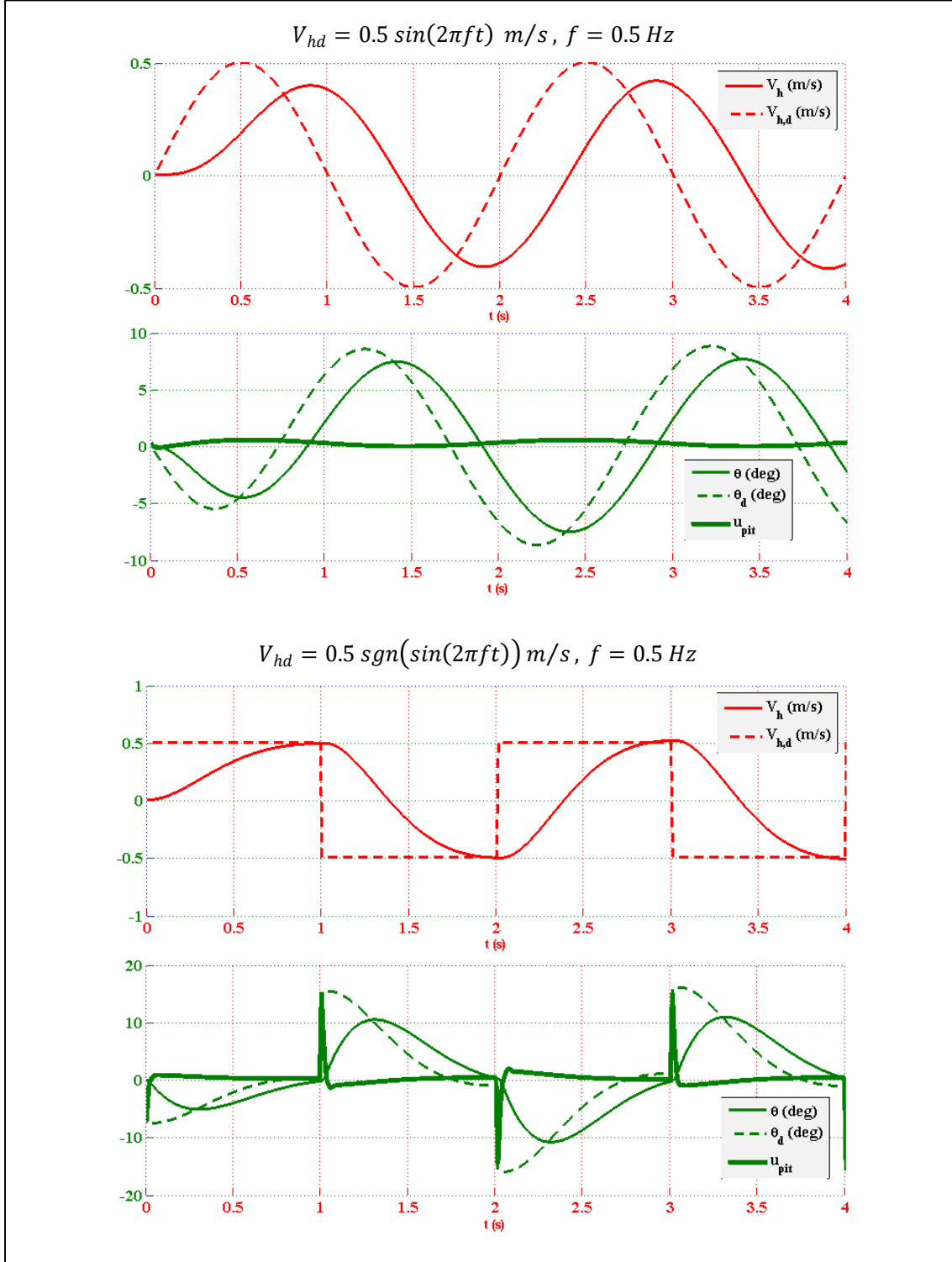
$$u = [u_{rol}, u_{pit}, u_{yaw}, u_{thr}],$$

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ x_e \ y_e \ z_e],$$

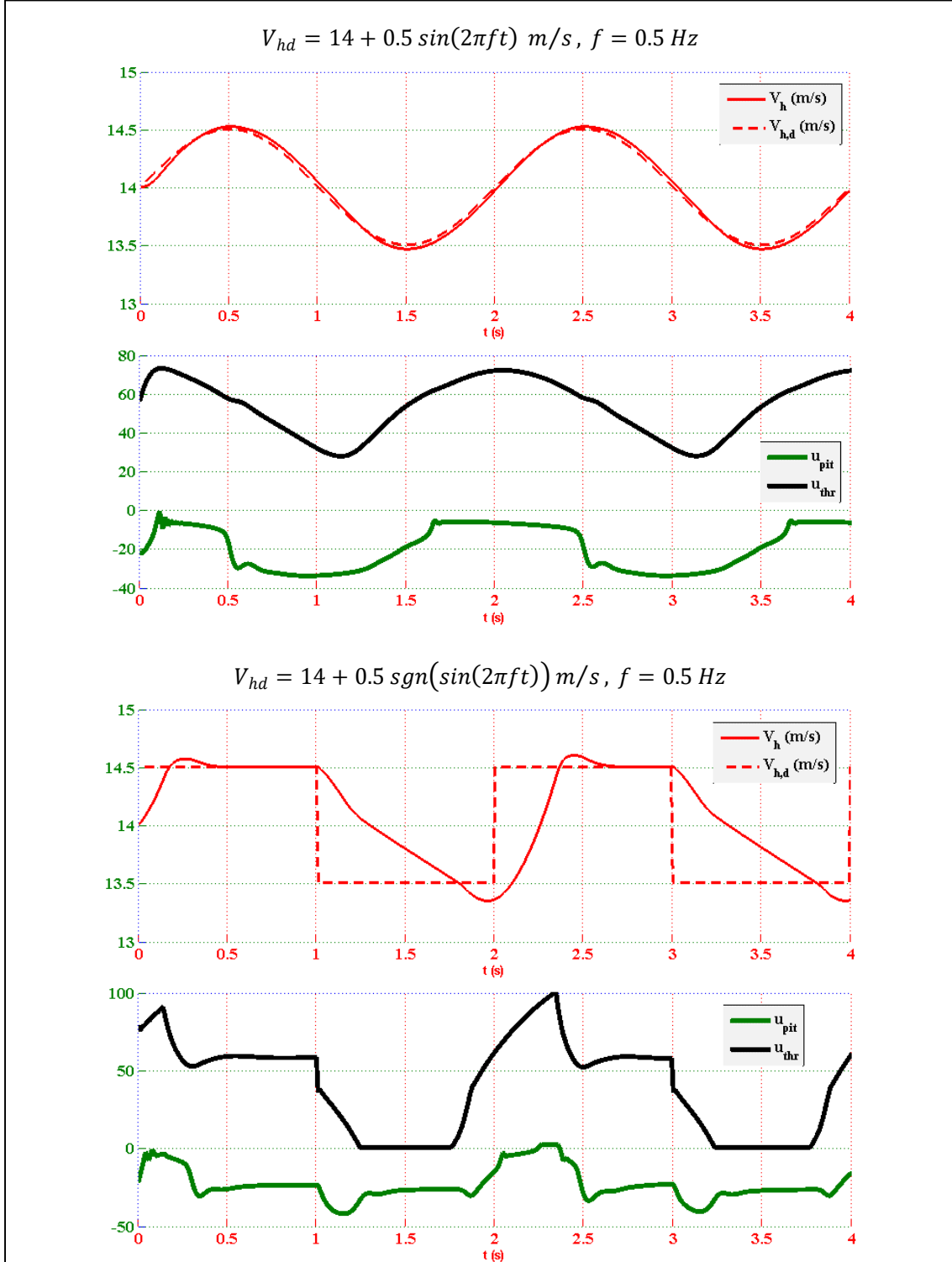
$$i = \{4, 5, 6, 7, 8, 9, 1, 2, 3\},$$

$f(x, u)$ hareket denklemleri olmak üzere.

Optimizasyonda serbest bırakılan kanala birim basamak girdisi uygulanmış ve sistemin bu komutu takip ederken oluşturduğu cevap elde edilmiştir. Söz konusu cevap eğrisi biriken hatanın integrali şeklinde hesaplanarak hedef fonksiyonunun değeri elde edilmiştir. Optimizasyon iterasyonlarında ise hedef fonksiyon değerinin azaltılması maksadıyla kontrolcü parametreleri otomatik olarak değiştirilerek en iyi cevabın (Şekil 23 ve Şekil 24) elde edildiği parametreler bulunmuştur.



Şekil 23. Döner kanat hibrit İHA VTOL modundayken sistem cevabı



Şekil 24. Döner kanat hibrit İHA FW modundayken sistem cevabı

4. BULGULAR VE TARTIŞMA

4.1 Testler

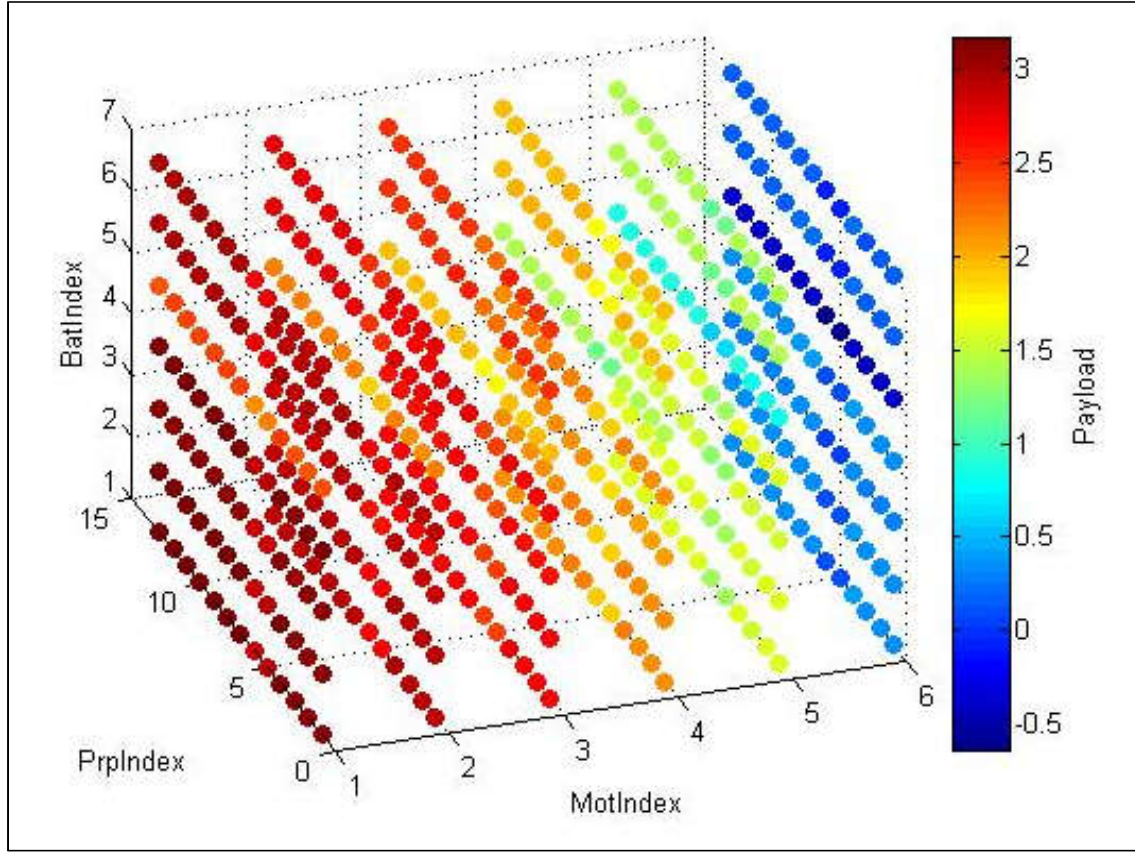
İtki test sistemi kullanılarak gerçekleştirilen testler ile piyasada bulunan farklı tip motor, pil ve pervanelerin model verileri elde edilerek bir veritabanı oluşturulmuştur. İtki sistemi elemanlarının değişkenleri algoritmada seçilen bu elemanların sahip olduğu değerlere göre değişkenlik göstermektedir. Mevcut sistem bileşenleri (Tablo 6) ile yapılan testler sonucunda, sonuçları görselleştirirken oluşan 3 boyutlu dizi bu elemanların dizin değerleri ve sahip oldukları sonuçların renk skalası üzerinden gösteriminde kullanılmaktadır.

Tablo 6. Testlerde kullanılan itki elemanları dizin listesi

Dizin	Pervane Modelleri	Motor Modelleri	Batarya Modelleri
1	APC_10x45	Emax_MT2213	BAT1
2	APC_11x45	VTOLFW_2213	THK_3S_2AH5_25C
3	APC_12x45	VTOLFW_2815	GENS_3S_3AH3_25C
4	APC_5X3E	Tmotor_MS2820-7	THK_3S_3AH05_25C
5	APC_5X45E	Emax_MT4114	KYP_4S2P10AH
6	APC_6X4E	MTR1	GENS_3S_5AH_35C
7	APC_7X4E		GENS_4S_3AH8_25C
8	APC_7X4SF		
9	APC_7X5E		
10	APC_8X38SF		
11	APC_8X45MR		
12	APC_8X47SF		
13	APC_9X45MR		

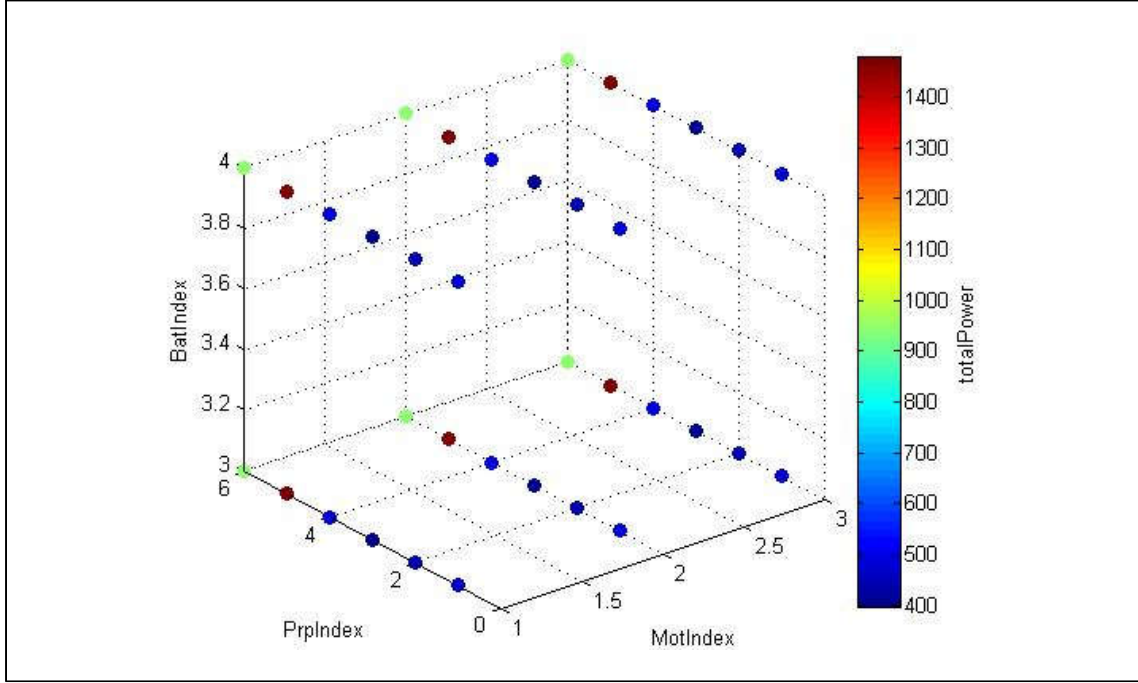
İtki sistemi optimizasyon algoritması ile kullanıcı tercihine göre belirlenen toplam ağırlığa göre kullanılabilir faydalı yük miktarını veya verilen faydalı yük miktarı değerine göre toplam hava aracı ağırlığını hesaplanabilmektedir. Örnek olarak oluşturulan 6 kg'lık çok-rotorlu İHA platformunun tüm kombinasyonlar için kaldırabileceği faydalı yük dağılım grafiği (Şekil 25) itki sistemi optimizasyon algoritması ile elde edilmiştir. Eksen tanımları içinde yer alan rakamlar, Tablo 6'e göre bileşenin dizin numarasını belirtmektedir. Motor dizininde sıralama ağırlık

dikkate alınarak yapıldığı için, dizin arttıkça 6 kg'a sınırlanan toplam ağırlık nedeniyle faydalı yük değerinin azaldığı görülmektedir.

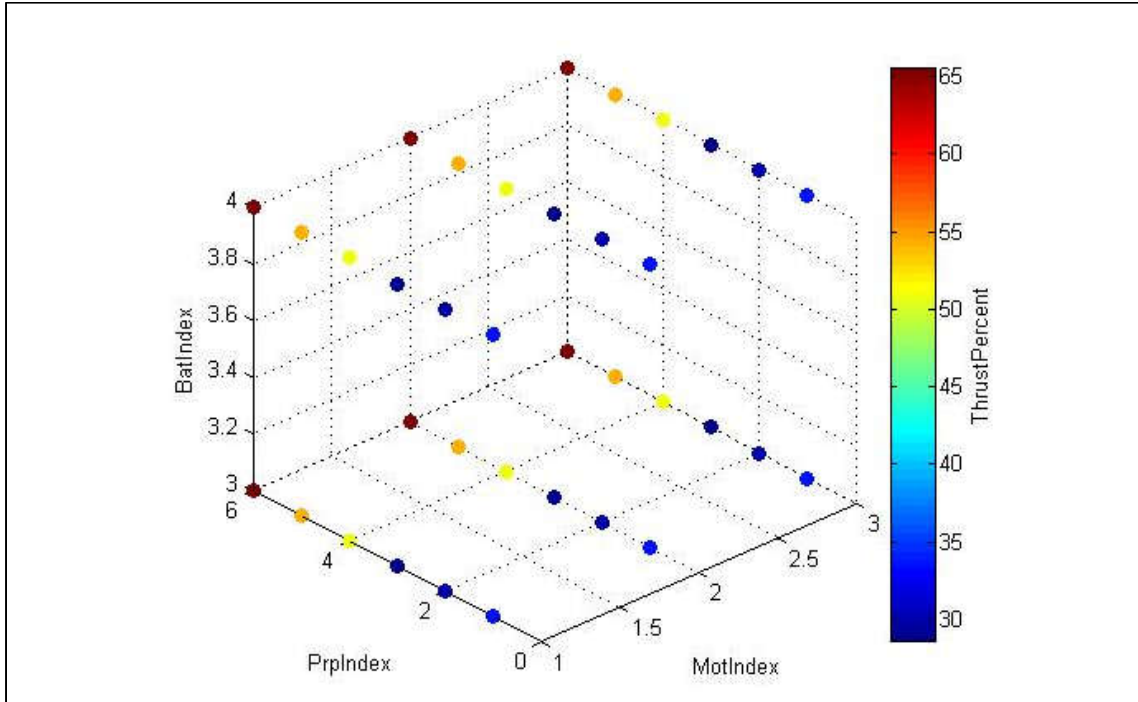


Şekil 25. İtki sistemi kombinasyonlarına göre faydalı yük taşıma kapasitesi

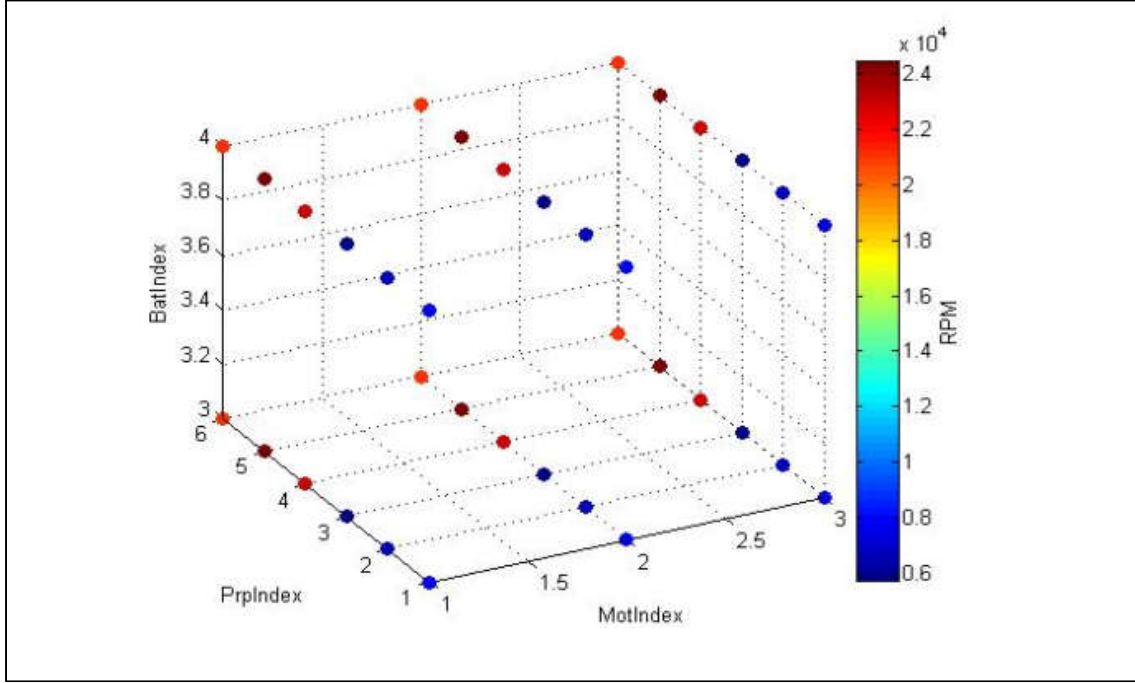
Örnek platform hedeflerinde toplamda 6 kg'lık bir kalkış ağırlığı göz önüne alınarak, bileşen endekslerine göre oluşturulan itki sistemi kombinasyonlarında, sistemin ihtiyacı olan toplam anlık güç miktarı (Şekil 26), % itki komutu (Şekil 27), pervanelerin dönüş hızları (Şekil 28) ve havada asılı kalma süreleri (Şekil 29) hesaplanmıştır.



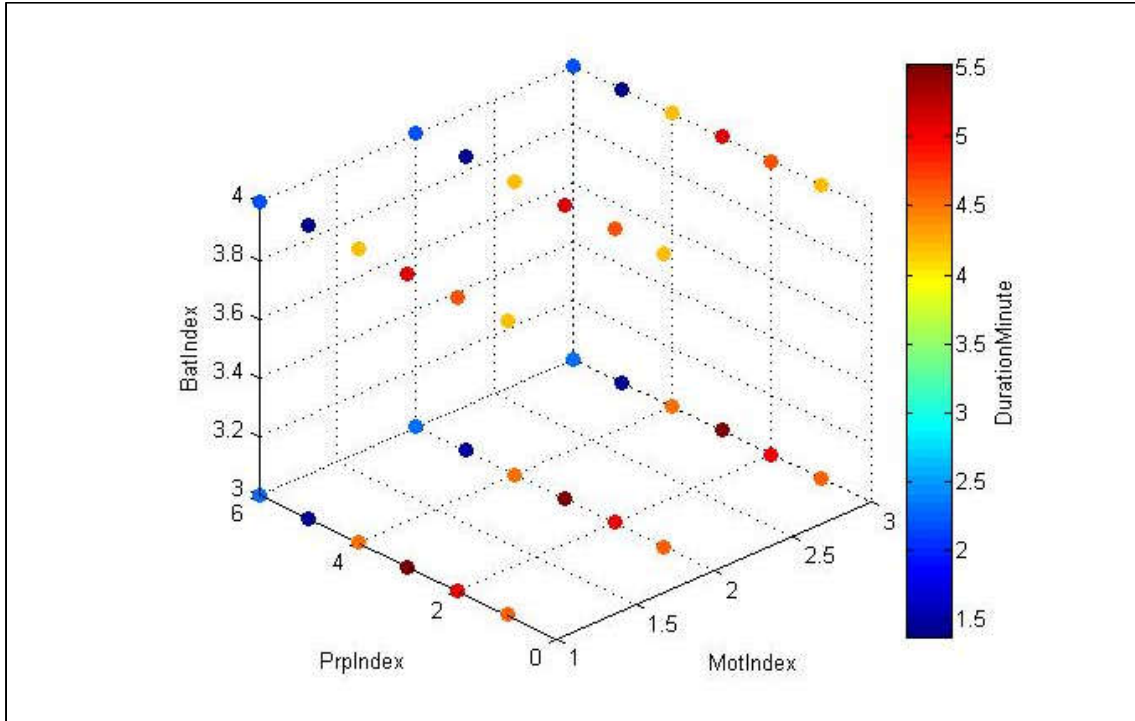
Şekil 26. İtki sistemi kombinasyonlarına göre anlık güç ihtiyacı



Şekil 27. İtki sistemi kombinasyonlarına göre itki komutu yüzdesi



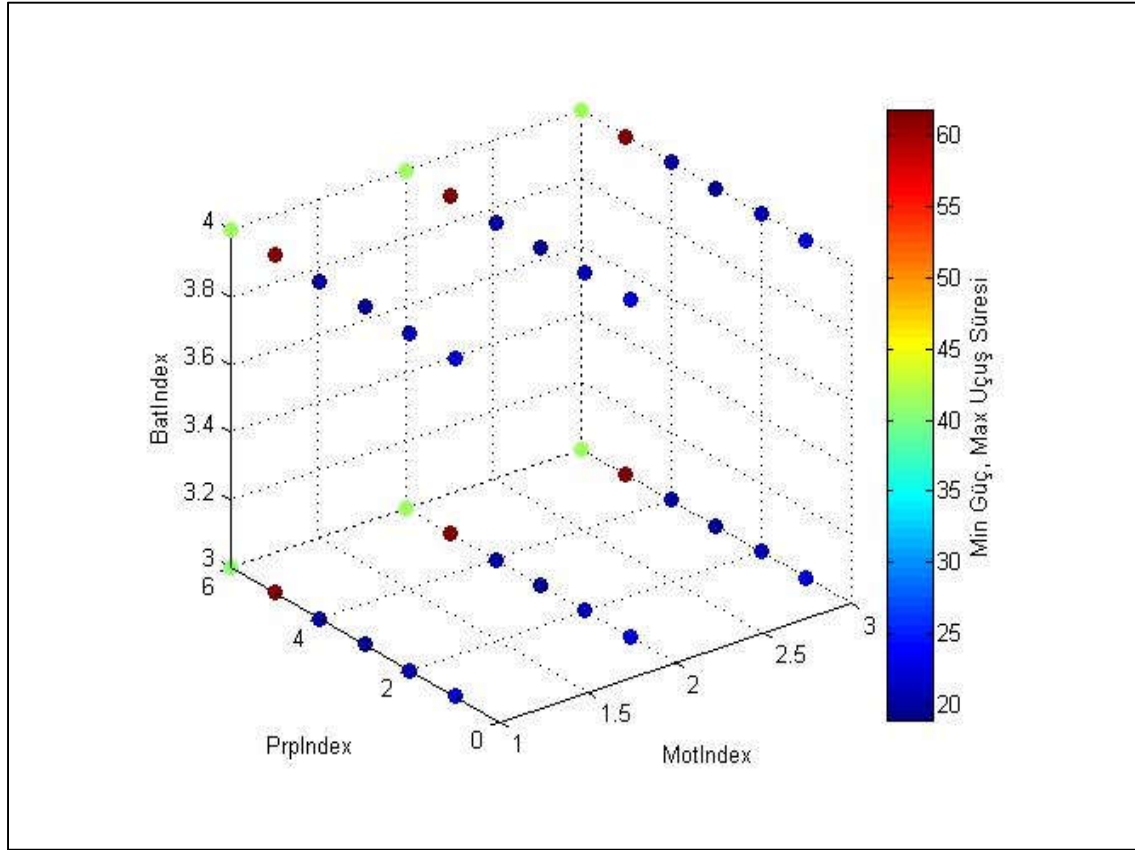
Şekil 28. İtki sistemi kombinasyonlarına göre pervanelerin açısal dönüş hızları



Şekil 29. İtki sistemi kombinasyonlarına göre havada kalma süresi

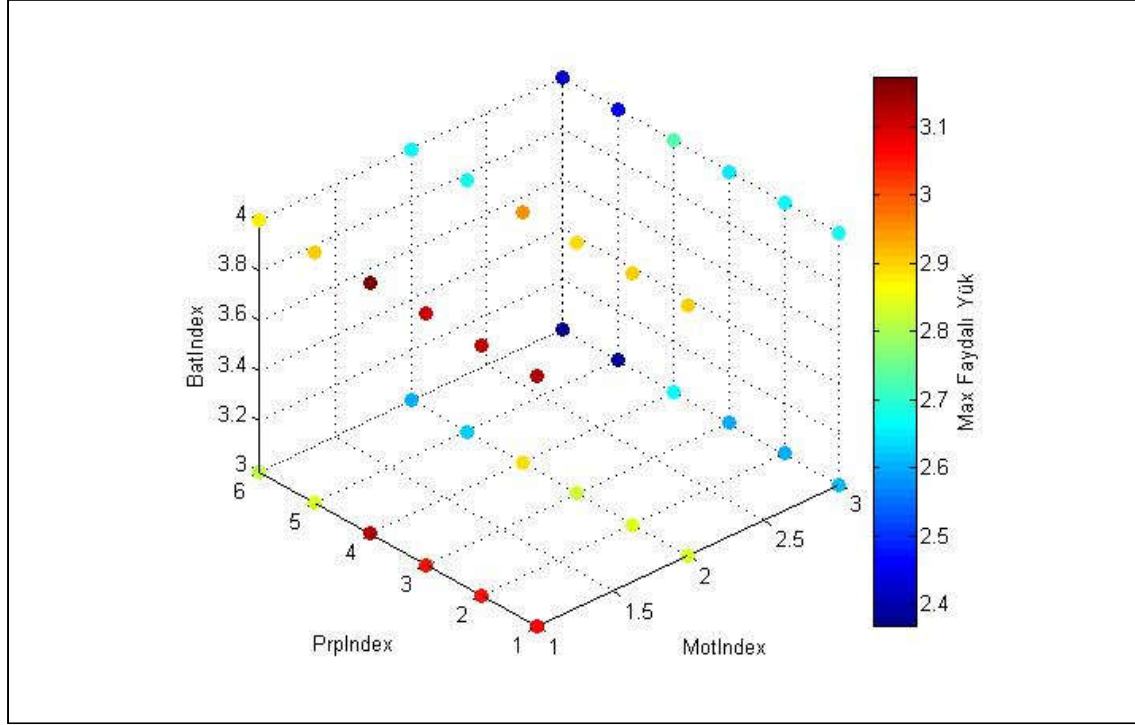
Elde edilen sonuçlardan görüldüğü gibi her konfigürasyonun belirli hedef fonksiyonuna göre farklı değerleri bulunmaktadır. Bu değerleri aynı anda değerlendirmek için ağırlıklı toplam metoduna göre belirlenen katsayılara göre belirlenen senaryolara göre itki sistem kombinasyonlarının performansları değerlendirilmiştir.

Minimum güç harcama ve uzun süre havada kalma görev senaryosuna göre, hava aracının en az enerjile en uzun süre havada kalması beklenmektedir. Bu değerlere göre belirlenen ağırlık katsayılarına göre en ideal konfigürasyonun (313; Pervane: APC_12x45, Motor: Emax_MT2213, Batarya: GENS_3S_3AH3_25C) dizininde yer alan konfigürasyon olduğu (Şekil 30) tespit edilmiştir. Diğer konfigürasyonlarda aynı pervane kullanıldığında uçuş süresi ve güç harcaması eşit 3 farklı kombinasyon göze çarpmaktadır, ancak faydalı yük katsayısı nedeniyle en ideal konfigürasyon (313) olarak hesaplanmıştır.



Şekil 30. Minimum güç ve maksimum uçuş süresi optimizasyon sonuçları

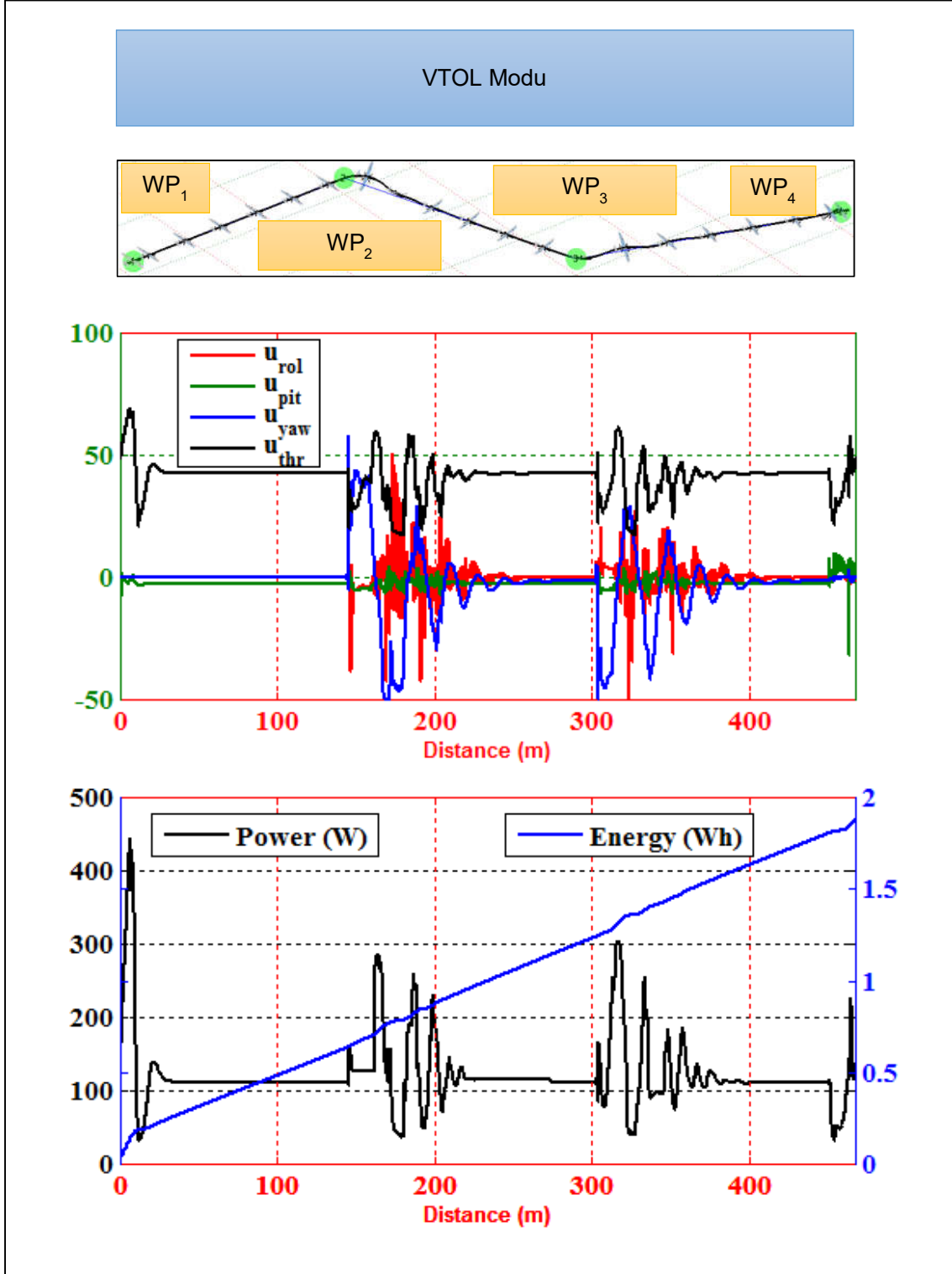
Hedef fonksiyonu en yüksek faydalı yük taşıma görevine uygun ağırlıklar verilerek ayarlandığında ise (414; Pervane: APC_5X3E, Motor: Emax_MT2213, Batarya: THK_3S_3AH05_25C) nolu dizinin en ideal itki sistemi konfigürasyonunu (Şekil 31) oluşturduğu görülmektedir.



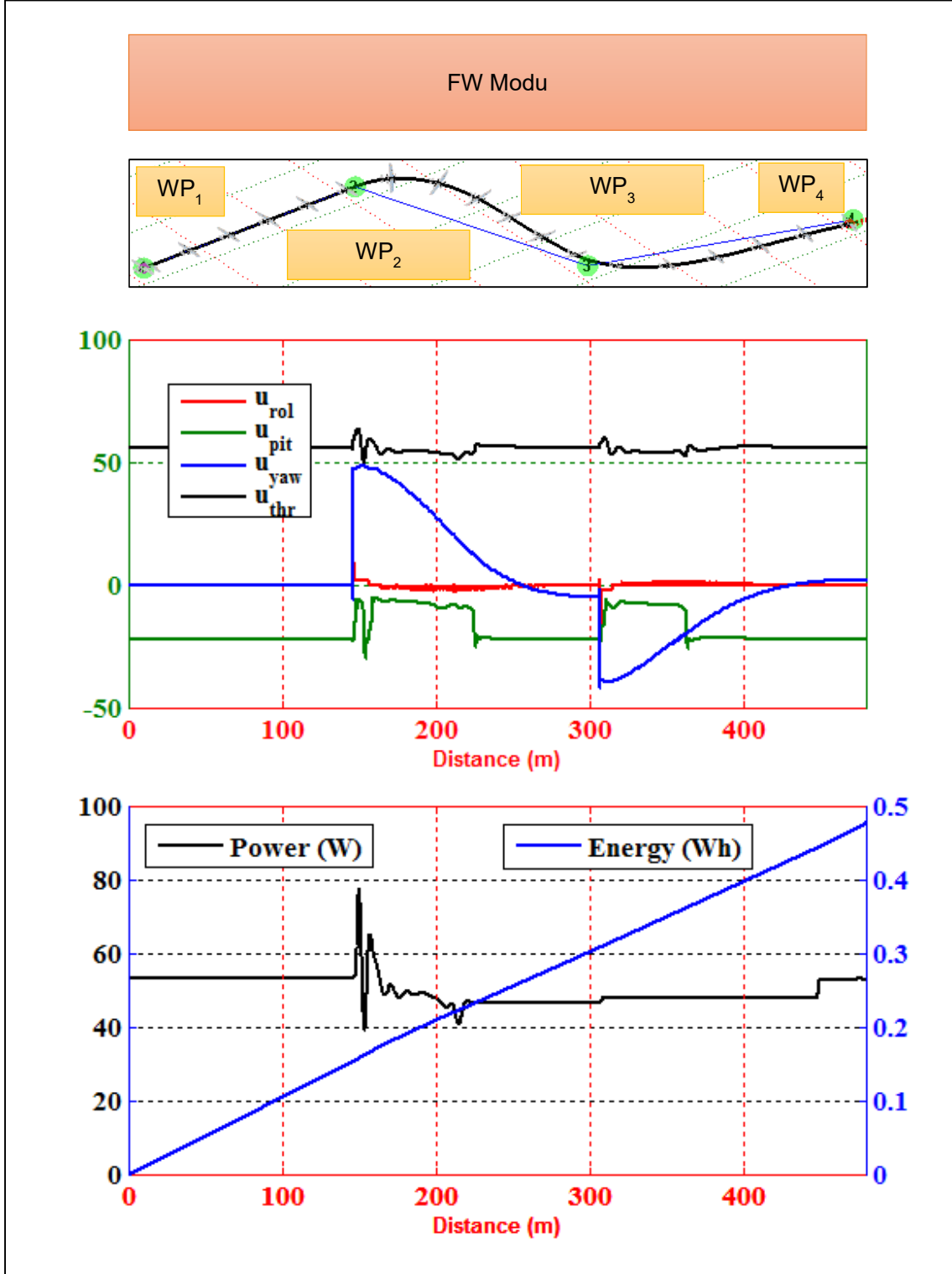
Şekil 31. Maksimum faydalı yük optimizasyon sonuçları

4.2 Simülasyonlar

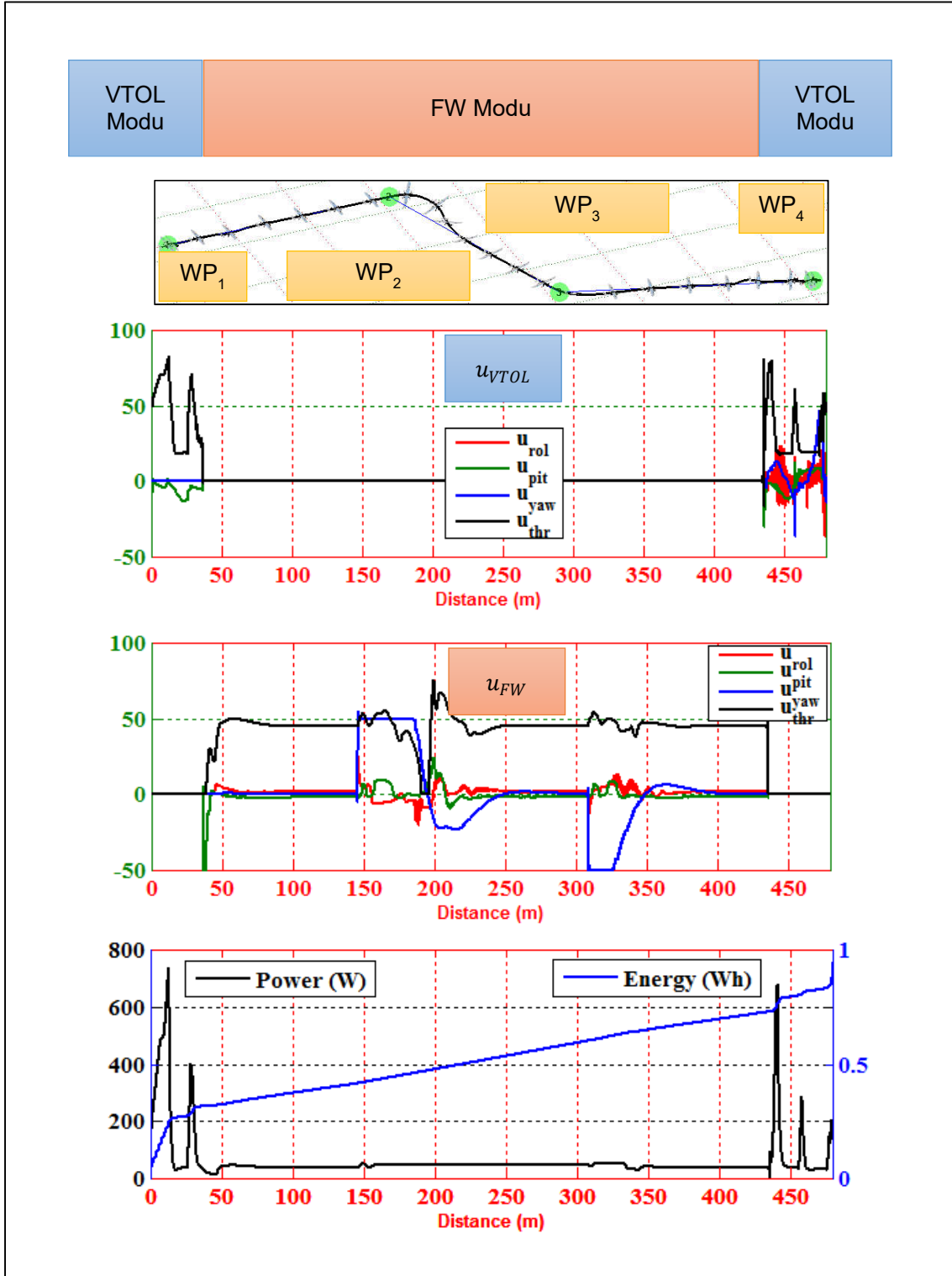
Görev çeşitliliğinin artırılması amacıyla, itki sistemi optimizasyonu ile tasarlanan ve kontrol sisteminin parametreleri eniyileştirilen döner kanatlı hibrit İHA sistemi VTOL, FW ve AUTO modlarında uçuş simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Sistem asimetrik olarak yerleştirilen uçuş kontrol noktaları arasında VTOL (Şekil 32) ve FW (Şekil 33) modlarında uçuş yaparken mod değiştirilmemiş, AUTO (Şekil 34) modunda ise otomatik olarak mod geçişi sağlanmıştır.



Şekil 32. Döner kanatlı hibrid İHA'nın VTOL modunda uçuş simülasyonu



Şekil 33. Döner kanatlı hibrit İHA'nın FW modunda uçuş simülasyonu



Şekil 34. Döner kanatlı hibrid İHA'nın AUTO modunda uçuş simülasyonu

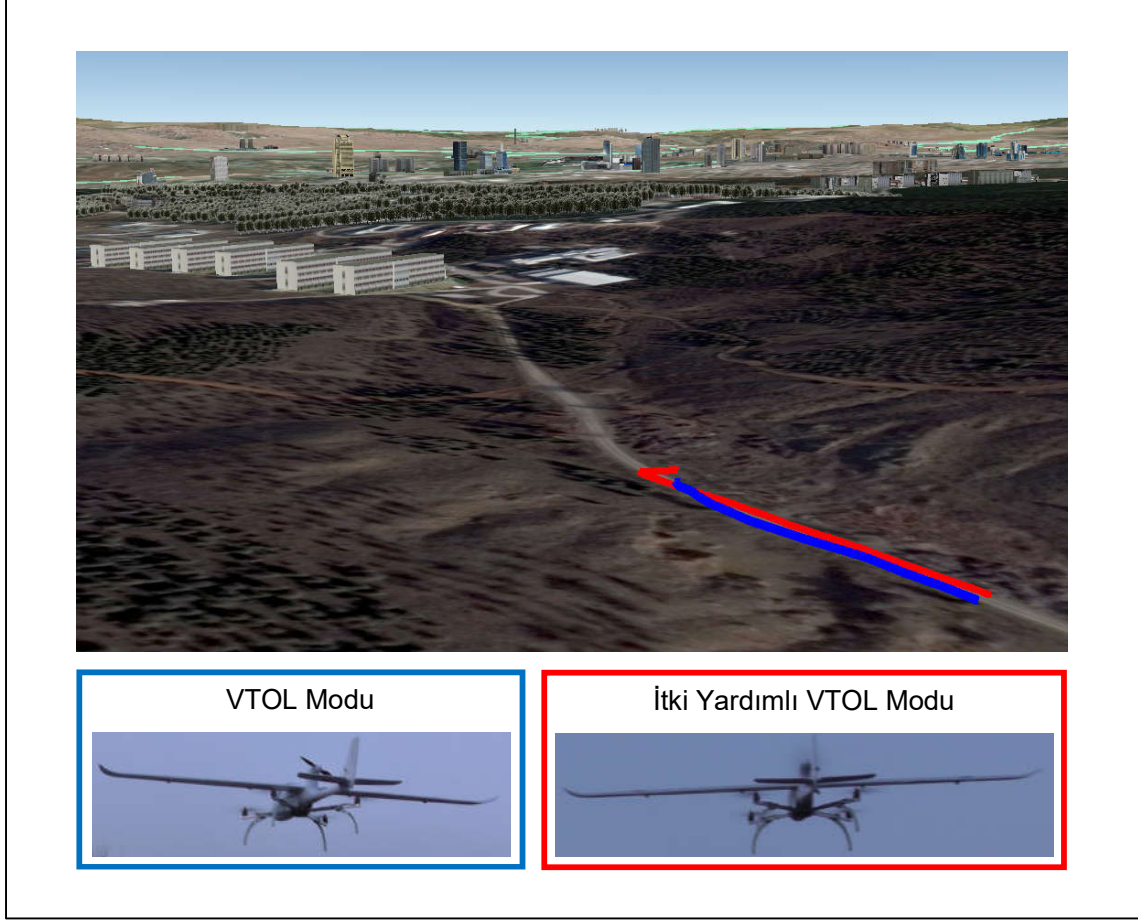
Döner kanatlı İHA platformunun aynı uçuş kontrol noktaları için farklı modlarda gerçekleştirilen uçuş simülasyonlarından elde edilen sonuçları (Tablo 7) maksimum irtifa değişimi, maksimum güç ihtiyacı ve tüketilen toplam enerjiye göre analiz edilmiştir. Bu çerçevede görev ihtiyaçlarına göre sabit kanatlı uçuş rejimi tercih edildiğinden irtifa değişiminin, maksimum güç ihtiyacının ve tüketilen toplam enerjinin en az seviyede olduğu gözlemlenmiştir. Görevin dikine kalkış iniş manevrası gerektirdiği durumlarda VTOL ve AUTO modları kullanılabilir. İrtifa değişiminin ve maksimum güç ihtiyacının düşük olması beklenen görevler için VTOL modunun, tüketilen toplam enerjinin düşük olmasını gerektiren görevlerde ise AUTO modu ile otomatik mod değişimlerinin sağlanmasının en yüksek görev başarımını sağlayacağı değerlendirilmiştir.

Tablo 7. Döner kanatlı hibrit İHA uçuş simülasyonlarının performans karşılaştırması

<i>Hava Aracı</i>	<i>Mod</i>	<i>Maksimum İrtifa Değişimi (m)</i>	<i>Maksimum Güç İhtiyacı (W)</i>	<i>Tüketilen Toplam Enerji (Wh)</i>
Döner Kanatlı Hibrit İHA	VTOL	0.5	440	1.87
	FW	0.2	88	0.49
	AUTO	2.0	740	0.72

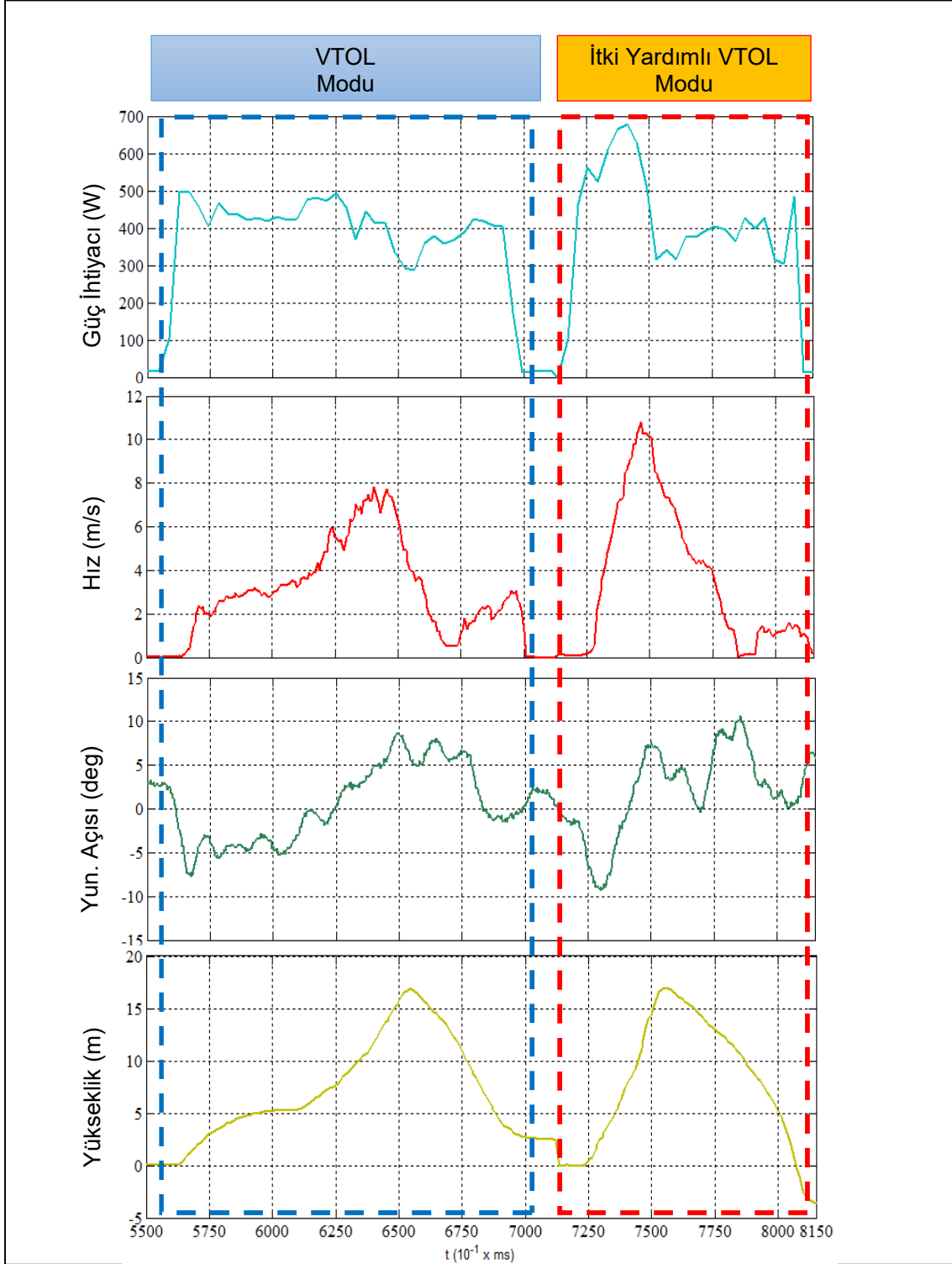
4.3 Uçuşlar

Görev maksatlı tasarlanan döner kanatlı hibrit İHA sisteminin gerçek dünyadaki performansının ve uçuş karakteristiklerinin test edilmesi maksadıyla uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Bu çerçevede gerçekleştirilen iki örnek uçuş testinin ilkinde yalnızca VTOL modunda, ikincisinde ise FW moduna geçiş maksatlı itki yardımcı VTOL modunda uçuşlar gerçekleştirilerek (Şekil 35) kaydedilen uçuş verileri incelenmiştir.



Şekil 35. Döner kanatlı hibrid İHA'nın uçuş testleri

Uçuş verileri incelendiğinde (Şekil 36) itki yardımlı VTOL modunda, yalnızca VTOL moduna göre daha fazla güç ihtiyacı ortaya çıktığı, ancak daha kısa sürede yüksek hızlara ulaşılabilirdiği gözlemlenmektedir. Bu çerçevede, görev ihtiyaçlarına göre kısa sürede yüksek hızlara ulaşılması gerektiğinde ATUO modlarından biri olan itki yardımlı VTOL modunun görev başarımının artırılmasında fayda sağlayacağı değerlendirilmektedir.



Şekil 36. Döner kanatlı hibrit İHA'nın uçuş verileri

5. SONUÇ

Bu projenin amacı, döner kanat İHA platformlarının senaryo bazlı olarak göreve yönelik tasarım kabiliyetinin elde edilerek, uygulama gösterimi ile kabiliyetlerinin doğrulanmasının sağlanması ve bu çerçevede çeşitli alanlarda etkin kullanılabilirliğini ortaya koymaktır.

Döner kanatlı İHA platformlarının havada asılı kalma, faydalı yük taşıma ve uzun uçuş süresi elde etme gibi alanlarda görev performansını belirleyen en önemli faktör, itki sisteminin tasarımı olarak karşımıza çıkmaktadır. İtki sisteminin tasarımı hava aracının ihtiyaç duyduğu itki kuvvetinin verimli şekilde karşılanabilmesi için pervane, motor ve batarya konfigürasyonunun oluşturulmasını içermektedir. Öncelikle bu bileşenlerin jenerik matematiksel modelleri oluşturularak anahtar parametreleri belirlenmiştir. Anahtar parametrelerin elde edilmesi maksadıyla itki test sistemi tasarlanarak üretilmiştir. Yapılan testler neticesinde elde edilen parametrelerin üretici verilerine yakın olduğu gözlemlenmiştir. Proje kapsamında tedarik edilen çeşitli pervane, motor ve bataryalardan görev ihtiyaçlarına göre uygun kombinasyonun belirlenebilmesi maksadıyla oluşturulan optimizasyon problemi çözümlenmiştir. Elde edilen çözümler itki test sistemi ile test edilerek doğrulanmıştır. Söz konusu itki test sisteminin ve bileşenlerin kombinasyonunun seçiminde kullanılan optimizasyon yaklaşımının döner kanatlı İHA platformları için etkin olarak uygulanabileceği değerlendirilmiştir.

Proje kapsamında örnek platform olarak döner kanatlı hibrit İHA platformunun ve döner kanatlı X5 İHA platformunun görev amaçlı tasarımı gerçekleştirilerek eniyileştirilmesi yapılmıştır. Yapılan simülasyonlar ve uçuş testleri (videolar çoklu ortam dosyalarında sunulmuştur.), optimizasyon yaklaşımının sistemin görev başarımında olumlu etki sağladığı gözlemlenmiştir. Döner kanatlı hibrit İHA platformunun havada asılı kalma, dikey kalkış-iniş ve verimli düz uçuş gerektiren görevlerde etkin olarak kullanılabilmesi değerlendirilmektedir. Kısıtlı alandan havalanarak görev kapsamında uzak mesafelere uçuş gerektiren arama-kurtarma, enerji (elektrik/yakıt) hatlarının denetimi görevlerinin etkin olarak yerine getirebileceği kıymetlendirilmektedir. Diğer taraftan döner kanatlı X5 İHA platformunun yüksek faydalı yük kaldırarak havada uzun süre kalınmasını gerektiren görevlerde fayda sağlayacağı

değerlendirilmektedir. Söz konusu platformun harp gemilerine ve kara araçlarına monte edilerek kullanılabileceği ve üzerine takılabilecek kamera faydalı yüküyle kesintisiz görüntü sağlayabileceği ayrıca geçici baz istasyonu ve RF röle sistemi olarak değerlendirilebileceği kıymetlenmektedir.

Sonuç olarak, bu projede döner kanatlı İHA platformlarının görev amaçlı tasarımının ve optimizasyonunun yapılmasıyla kullanım alanlarının genişletilebileceği ve farklı alanlarda uygulama alanı bulabileceği değerlendirilmektedir.

5.1 Gelecek Çalışmalar

Hava aracının tasarımının en iyileştirilmesi, çok değişkenli ve karmaşık bir problem olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu projede döner kanatlı İHA platformlarının itki sistemleri için gerçekleştirilen eniyileştirmenin, hava araçlarının geometrik parametrelerini de kapsayacak şekilde genişletilmesi hedeflenmektedir.

Proje kapsamında örnek platform olarak görev amaçlı tasarımı gerçekleştirilerek eniyileştirmesi yapılan döner kanatlı hibrit İHA platformunun ve döner kanatlı X5 İHA uzun süreli uçuş testleriyle olgunluk seviyesinin artırılması ve pratik olarak kullanılabilir sistemler haline getirilmesi planlanmaktadır.

Döner kanatlı hibrit İHA platformuyla ilgili tecrübenin artırılmasıyla detaylı uygulama kriterlerinin ortaya konulması, optimum uçuş manevraların belirlenmesi, çok-rotorlu ve sabit kanatlı kontrol yüzeylerinin uçuş durumuna göre birbirini desteleyecek ve yedeklilik sağlayacak şekilde kullanılabileceği, bu yaklaşımın farket ve kaçın manevralarında, arıza toleranslı kontrol uygulamalarında yer bulabileceği öngörülmektedir. Ayrıca hibrit platformun etkinliğinin artırılması kapsamında akıllı mod değişimi planlamaya yönelik araştırma yapılması hedeflenmektedir.

Döner kanatlı X5 İHA platformunun üzerine faydalı yük entegrasyonu ve slip-ring ile havada uzun süre kalabilme kabiliyetinin kazandırılması planlanmaktadır. Platform yere bağlı olarak kullanıldığında irtifasının kontrol edilebilmesi maksadıyla bir makara sisteminin tasarlanması hedeflenmektedir.

5.2 Yayınlar

Proje kapsamında bir doktora (Çakıcı, Control and Guidance of a MultiMode Unmanned Aerial Vehicle for Increased Versatility 2016) ve bir yüksek lisans tezi (Noudeh 2015) tamamlanmıştır. Halen bir yüksek lisans tez çalışmasına devam edilmektedir.

Hakemli dergiler de bir yayın "Transactions of the Institute of Measurement and Control" dergisinde (Çakıcı, Ergezer, ve diğerleri 2016) yayımlanmış, bir yayın (EK-3) (Çakıcı ve Leblebicioğlu, Design and Analysis of a Mode Switching Micro Unmanned Aerial Vehicle 2016) ise "International Journal of Micro Air Vehicles" dergisinde halen değerlendirme aşamasında bulunmaktadır.

Uluslararası konferanslar Hong Kong'da düzenlenen ICRMM 2016 (Çakıcı ve Leblebicioğlu, Analysis of a UAV that can Hover and Fly Level 2016) konferansında ve İstanbul'da düzenlenen IFAC CTS 2016 konferansında (Çakıcı ve Leblebicioğlu, Control System Design of a Vertical Takeoff and Landing Fixed Wing UAV 2016) sunum yapılmıştır.

Mevcut durumda 2 adet uluslararası hakemli dergi, TOK 2016 ve SAVTEK 2016 kongreleri için makale hazırlama çalışmalarına devam edilmektedir.

KAYNAKLAR

- 3D Robotics Inc. 2015. *Basic Tuning of ArduCopter*. 08 February. Erişildi: March 09, 2016. <http://copter.ardupilot.com/wiki/basic-tuning/>.
- Aerovel Corp. 2016. *Flexrotor Long-Range Robotic Aircraft*. Erişildi: March 09, 2016. <http://aerovelco.com/flexrotor/>.
- Aerovertical. 2007. *AeroVertical: VTOL Convertiplane RC Model Research*. 17 June. Erişildi: March 09, 2016. <https://www.youtube.com/watch?v=fEWgby0ts5c>.
- Aleksandrov, Dimitri, ve Ifor Penkov. 2013. «Optimization of Lift Force of Mini Quad by Changing Gap Size Between Rotors.» *Solid State Phenomena, Trans Tech Publications*, 226-231.
- Alfaris, Anas. 2016. *Multiobjective Optimization*. Lecture Notes, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology.
- Ampatis, C., ve E. Papadopoulos. 2014. *Parametric Design and Optimization of Multirotor*. MSc Thesis, Athens, Greece: National Technical University of Athens.
- Andrew, Scott. 2011. *RC VTOL Tilt-Wing Systems Testing*. 28 November. Erişildi: March 09, 2016. <https://www.youtube.com/watch?v=1L264YMPPAc>.
- Arcturus UAV. 2016. *Jump 20*. Erişildi: March 09, 2016. <http://arcturus-uav.com/product/JUMP-20>.
- Auger, Patrick. 2013. *POGL018 VTOL - New VTOL Airplane Concept*. Boreal RC. 6 December. Erişildi: March 09, 2016. <https://www.youtube.com/watch?v=5qKHUme6ZVY>.
- Aurora Flight Sciences. 2016. *Skate-Small Unmanned Aircraft System*. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.auroraflightsciences.com/Products/Skate.aspx>.
- Bhatia, Vishank, R. Karthikeyan, R. K. Ganesh Ram, ve Yashaan Nari Cooper. 2014. «Design Optimisation and Analysis of a Quadrotor Arm using Finite Element Method.» *Applied Mechanics and Materials*, 371-375.
- Bird's Eye View Robotics. 2016. *FireFly6*. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.birdseyeview.aero/products/firefly6>.
- Bolandi, Hossein, Mohammad Rezaei, Reza Mohsenipour, Hossein Nematı, ve Seed Majid Smailzadeh. 2013. «Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller.» *Intelligent Control and Automation*, 335-342.

- Çakıcı, Ferit. 2016. *Control and Guidance of a MultiMode Unmanned Aerial Vehicle for Increased Versatility*. PhD Thesis, Ankara, Turkey: Middle East Technical University, Electrical and Electronics Eng.
- Çakıcı, Ferit. 2016. *Control and Guidance of a MultiMode Unmanned Aerial Vehicle for Increased Versatility*. PhD Thesis, Ankara, Turkey: Middle East Technical University, Elektrical and Electronics Dept.
- Çakıcı, Ferit. 2009. *Modeling, Stability Analysis and Control System Design of a Small-Sized Tiltrotor UAV*. Ankara, Turkey: M.S. thesis, Electrical and Electronics Engineering Dept. Middle East Technical University.
- Çakıcı, Ferit, Halit Ergezer, Ufuk Irmak, ve M. Kemal Leblebicioğlu. 2016. «Coordinated Guidance for Multiple UAVs.» *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 593-601.
- Çakıcı, Ferit, ve M. Kemal Leblebicioğlu. 2016. «Analysis of a UAV that can Hover and Fly Level.» *2016 International Conference on Robotics, Mechanics and Mechatronics*. Hong Kong: International Association of Computer Science and Information Technology.
- Çakıcı, Ferit, ve M. Kemal Leblebicioğlu. 2016. «Control System Design of a Vertical Takeoff and Landing Fixed Wing UAV.» *14th IFAC Symposium on Control in Transportation Systems*. İstanbul, Turkey: International Federation of Automatic Control.
- Çakıcı, Ferit, ve M. Kemal Leblebicioğlu. 2016. «Design and Analysis of a Mode Switching Micro Unmanned Aerial Vehicle.» *International Journal of Micro Air Vehicles*.
- Claridge, John D., ve Charles Manning. 2016. *X Plus One UAV*. X Aircraft. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.xcraft.io/>.
- Conquest Ventures. 2016. *Vertex VTOL Hybrid UAV*. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.comquestventures.com/>.
- Dupius, Mark, Jonathan Gibbons, Maximillian Hobson-Dupont, Alex Knight, Artem Lepilov, Michael Monfreda, ve George Mungai. 2008. *Design Optimization of a Quad-Rotor Capable of Autonomous Flight*. MSc Thesis, Massachusetts, USA: Worcester Polytechnic Institute, Aerospace Eng. Dept.
- Gu, Yu. 2012. «Unmanned Aerial Vehicles as a Versatile Research Tool.» *Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering* 1 (3), 112.
- Harrington, Aaron M. 2011. *Optimal Propulsion System Design for a Micro Quad Rotor*. MSc Thesis, Maryland, USA: University of Maryland, Aerospace Eng. Dept.

- Hesselbarth, Jonathan. 2016. *Wingcopter*. Wingcopter LLC. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.wingcopter.com>.
- Hochstenbach, Menno, ve Cyriel Notteboom. 2014. *Design and Control of an Unmanned Aerial Vehicle for Autonomous Parcel Delivery with Transition from Vertical Takeoff to Forward Flight*. Leuven, Belgium: M.S. thesis, Ku Leuven University. Erişildi: September 17, 2015. <https://www.kuleuven.be/english/news/2014/students-build-drone-for-transporting-packages>.
- Israel Aerospace Industries. 2016. *Mini Panther Fixed Wing VTOL Mini UAS*. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.iai.co.il/>.
- Krossblade Aerospace Systems LLC. 2016. *Skyproowler UAV*. Erişildi: March 09, 2016. <http://www.krossblade.com/#skyproowler-section>.
- Latitude Engineering. 2016. *Hybrid Quadrotor Technology*. Erişildi: March 09, 2016. <https://latitudeengineering.com/products/hq/>.
- Magnussen, Oyvind, Morten Ottestad, ve Geir Hovland. 2015. «Multicopter UAV Design Optimization and Validation.» *Modeling, Identification and Control* 36 (2): 67-79.
- Matsumoto, Takaaki, Atsushi Konno, Ren Suzuki, Atsushi Oosedo, Kenta Go, ve Masaru Uchiyama. 2010. «Agile Turnaround Using Post-Stall Maneuvers for Tail-Sitter VTOL UAVs.» *2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Taipei, Taiwan.
- Matsumoto, Takaaki, Koichi Kita, Ren Suzuki, Atsushi Oosedo, Yuta Hoshino, Atsushi Konno, ve Masaru Uchiyama. 2010. «A Hovering Control Strategy for a Tailsitter VTOL UAV that Increases Stability Against Large Disturbance.» *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Anchorage, USA.
- Melentjev, S., ve D. Lebedev. 2013. *Overview of Simplified Mathematical Models of Batteries*. MSc Thesis, Estonia: Tallinn University of Technology.
- Narzisi, Giuseppe. 2008. *Classic Methods for Multiobjective Optimization*. Lecture Notes, New York: New York University, Courant Institute of Mathematical Sciences.
- Neas, C.B., ve Mazen Farhood. 2011. «A Hybrid Architecture for Maneuver-Based Motion Planning and Control of Agile Vehicles.» *Proceedings of the 18th World Congress of The International Federation of Automatic Control*. Milano, Italy.
- Noudeh, Mehran Ebadollahi. 2015. *Design and Control of X5 Unmanned Aerial Robot*. MSc Thesis, Ankara, Turkey: Middle East Technical University, Electrical and Electronics Eng.

- Önen, Anil Sami. 2015. *Modeling and Controller Design of a VTOL Air Vehicle*. Ankara, Turkey: M.S. thesis, Dept. of Aerospace Engineering, Middle East Technical University.
- Öner, Kaan Taha, Ertuğrul Çetinsoy, Efe Sırımoğlu, Cevdet Hançer, Mustafa Ünel, Mahmut Faruk Akşit, Kayhan Gülez, ve İlyas Kandemir. 2012. «Mathematical Modeling and Vertical Flight Control of a Tiltwing UAV.» *Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences* 20 (1), 149-157.
- Özdemir, Uğur, Yücel Orkut Aktaş, Aslihan Vuruşkan, Yasin Dereli, Ahmed Farabi Tarhan, Karaca Demirbağ, Ahmet Erdem, Ganime Duygu Kalaycıoğlu, İbrahi Özkol, ve Gökhan İnalhan. 2014. «Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System.» *Journal of Intelligent Robotic Systems* 74 (1-2), 371-393.
- Radhakrishnan, Anand. 2006. *An Experimental Investigation of Ground Effect on a Quad Tilt Rotor in Hover and Low Speed Forward Flight*. Washington, United States: Ph.D. dissertation, Aerospace Engineering Dept., University of Maryland.
- Shakarayev, Sergey. 2007. «Aerodynamic Design of VTOL Micro Air Vehicles.» *Proceedings of 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle System and European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007)*. Toulouse, France.
- Siniger Corp. 2016. *VTL One*. Erişildi: March 09, 2016. <http://siniger.me/product3.html>.
- SkyTech Corp. 2012. *SkyTech VTOL UAV*. 29 July. Erişildi: March 09, 2016. <https://www.youtube.com/watch?v=Zi75rg3A-0s>.
- Stone, R. H. 2006. «The T-Wing Tail-sitter Unmanned Air Vehicle From Design Concept to Research Flight Vehicle.» *Institution of Mechanical Engineers: Journal of Aerospace Engineering* 218, 417-433.
- Ta, Duc Ann, ve Isabelle Fantoni. 2011. «Modeling and Control of a Convertible Mini UAV.» *Proceedings of 18th IFAC World Congress*. Milano, Italy.
- Tibor, Balogh, Viliam Fedak, ve Frantisek Durovsky. 2011. «Modeling and Simulation of the BLDC Motorin Matlab GUI.» *IEEE* 978-1-4244-9312-8/11.
- Transition Robotics Inc. 2016. *Quadshot*. Erişildi: March 09, 2016. <http://transition-robotics.com/collections/quadshots>.
- Tremblay, O., ve L. Dessaint. 2007. «A Generic Battery Model for the Dynamic Simulation of Hybrid Electric Vehicles.» *IEEE* 61-69.
- W.B., Graner. 2009. «Model Airplane Propellers.»
- Winslow, Justin, Moble Benedict, Vikram Hrishikeshavan, ve Inderjit Copra. 2015. «Design, Development and Flight Testing of a High Endurance Micro Quadrotor Helicopter.»

American Helicopter Society Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft and Network Centric Operation. Phoenix, USA.

Wong, K. C., ve J. A. Guerrero. 2007. «Attitude Stabilization in Hover Flight of a Mini Tail-Sitter UAV with Variable Pitch Propeller.» *Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems.* San Diego, USA.

**TÜBİTAK
PROJE ÖZET BİLGİ FORMU**

Proje Yürütücüsü:	Prof. Dr. MEHMET KEMAL LEBLEBİCİOĞLU
Proje No:	114E149
Proje Başlığı:	Görev Amaçlı Döner Kanat İHA Tasarımı
Proje Türü:	1005 - Yeni Fikirler ve Ürünler
Proje Süresi:	18
Araştırmacılar:	
Danışmanlar:	İLKAY YAVRUCUK
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi:	ORTA DOĞU TEKNİK Ü. MÜHENDİSLİK F. ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ B.
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri:	01/10/2014 - 01/04/2016
Onaylanan Bütçe:	180669.0
Harcanan Bütçe:	163845.97
Öz:	<p>Bu projenin amacı, döner kanat İHA platformlarının senaryo bazlı olarak göreve yönelik tasarım kabiliyetinin elde edilerek, uygulama gösterimi ile kabiliyetlerinin doğrulanmasının sağlanması ve bu çerçevede çeşitli alanlarda etkin kullanılabilirliğini ortaya koymaktır.</p> <p>İHA sistemleri görev ihtiyaçlarına, kullanım senaryolarına, taşıması hedeflenen faydalı yüklerin özelliklerine farklı tip ve konfigürasyonlarda tasarlanmaktadır. Bir İHA sisteminden uzun uçuş zamanı beklediğinde sabit kanatlı uçak tipindeki platformlar, havada asılı kalma ve dikine iniş kalkış kabiliyeti beklediğinde döner kanat (helikopter, multirotor) platformlar, hem uzun uçuş zamanı hem havada asılı kalma hem de dikine kalkış ve iniş kabiliyeti aynı anda beklediğinde ise sabit kanat kabiliyetine sahip döner kanat (döner rotor, dönen kanat, kuyruk üzerine oturan) platformlar öne çıkmaktadır. Faydalı yük taşıma kapasitesinin yüksek olması ise, her tipteki İHA sistemi için önemli bir gereksinimdir. Mevcut ve halen geliştirilmekte olan İHA sistemlerinin özellikleri ve kabiliyetleri incelendiğinde, benzer görevler için tasarlanan aynı kategorideki İHA sistemlerinin kabiliyetleri arasında farklılıklar olduğu göze çarpmaktadır. Bu çalışmada, görev başarımında en iyinin elde edilmesi amacıyla havada kalma süresi, faydalı yük kapasitesi ve senaryo dahilinde taşınan faydalı yük ile görev başarımı kriterleri genel optimizasyon hedefleri olarak ele alınmıştır.</p> <p>Proje kapsamında ele alınan döner kanatlı hibrit ve döner kanatlı X5 İHA platformlarının tasarım parametreleri belirlenmiş, görevde yüksek başarımın elde edilmesi amacıyla optimizasyon yöntemleri kullanılarak parametrelerin eniyileştirilmesi yapılmıştır. Bu maksatla sistem alt bileşenlerinin karakterizasyonunun elde edilmesi amacıyla test sistemleri oluşturulmuştur.</p> <p>Sonuç olarak, elde edilen parametreler çerçevesinde seçilen alt malzemelerden oluşturulan hava araçları inşa edilerek uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen uçuş testleri, eniyileştirilen tasarım parametrelerinin sistemin görev amaçlı başarımını artırdığı ortaya konulmuştur. Görev maksatlı tasarımı gerçekleştirilen döner kanat İHA platformlarının; arama-kurtarma görevlerinde, küçük kargo teslimatında, havadan görüntü elde etmede ve ulaşılması zor alanların gözlemlenmesinde etkin olarak kullanılabileceği değerlendirilmektedir.</p>
Anahtar Kelimeler:	İHA, Döner Kanat, Dikine Kalkış ve İniş, Tasarım Optimizasyonu
Fikri Ürün Bildirim Formu Sunuldu Mu?:	Evet
Projeden Yapılan Yayınlar:	1- Coordinated guidance for multiple UAVs (Makale - İndekli Makale), 2- Control System Design of a Vertical Take-off and Landing Fixed-Wing UAV (Bildiri - Uluslararası Bildiri - Sözlü Sunum), 3- Analysis of a UAV that can Hover and Fly Level (Bildiri - Uluslararası Bildiri - Sözlü Sunum),