

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DÖRT KANATLI MİKRO HAVA ARACI TASARIMI VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Abdurrahman İŞBİTİRİCİ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Sistem Dinamiği ve Kontrol Programı

EKİM 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DÖRT KANATLI MİKRO HAVA ARACI TASARIMI VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Abdurrahman İŞBİTİRİCİ
(503121601)**

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Sistem Dinamiği ve Kontrol Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Erdinç ALTUĞ

EKİM 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 503121601 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Abdurrahman İŞBİTİRİCİ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “DÖRT KANATLI MİKRO HAVA ARACI TASARIMI VE KONTROLÜ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Erdinç ALTUĞ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Emin Faruk KEÇECİ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Gülay ÖKE
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 02 Eylül 2015
Savunma Tarihi : 02 Ekim 2015

Aileme,

ÖNSÖZ

İnsansız hava araçlarının bir sınıfını oluşturan mikro hava araçlarının kullanımı gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır. Bu tez çalışmasında, dört kanatlı, kanat çırparak uçan bir mikro hava aracı tasarlamaya çalışılmıştır.

Öncelikle bu alanda bana çalışma imkanı sağlayan ve çalışmalarım boyunca bana yol gösteren danışman hocam Doç. Dr. Erdinç Altuğ'a teşekkür ederim.

Üretim aşamasındaki katkılarından dolayı başta İbrahim Topatan olmak üzere, Oğuz Kadioğlu'na, Musa Özgün Güleç'e teşekkür ederim. Ayrıca, Onurcan Kaya'ya, Muhammed Çakır'a ve Mehmet Bilal Atar'a teşekkürlerimi sunarım. Proje boyunca bana destek olan iş arkadaşlarıma da teşekkür ederim.

Yüksek lisansım boyunca bana maddi destek olan TÜBİTAK Bilim İnsanı Destekleme Daire Başkanlığı'na ve proje için destek sağlayan İTÜ Bilimsel Araştırmalar Projeleri Birimi'ne teşekkür ederim.

Ekim 2015

Abdurrahman İŞBİTİRİCİ
(Makine Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vi
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Tezin Amacı	3
1.2 Literatür Araştırması	4
2. MİKRO HAVA ARACI TASARIMI	13
2.1 Kaldırma Kuvveti	13
2.2 Eyleyici Seçimi	14
2.3 Kanat Çırpma Mekanizması Tasarımı.....	15
2.3.1 Dört çubuk mekanizması	15
2.3.2 Mekanizmanın pozisyon analizi.....	16
2.3.3 Mekanizmanın hız ve ivme analizi	17
2.3.4 Ölü konum sentezi	18
2.3.5 Bağlama açısı optimizasyonu.....	19
2.3.6 Dinamik kuvvet analizi	21
2.4 Kinematik Analiz Sonuçları	23
2.5 Motor ve Redüktör Seçimi	26
2.6 Hız Kontrol Ünitesi Seçimi	27
2.7 Mikrodenetleyici Seçimi	28
2.8 Kumanda ve Batarya Seçimi	29
2.9 Mekanizma Üretimi.....	30
2.10 Kanat Üretimi	30
2.11 Gövde Tasarımı ve Üretimi.....	31
3. MİKRO HAVA ARACININ HAREKETİ VE KONTROLÜ.....	35
3.1 Hava Aracının Hareketi.....	35
3.2 Hava Aracının Modellenmesi.....	37
3.3 Hava Aracının Kontrolü	41
4. SİMULASYON SONUÇLARI.....	47
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	53
KAYNAKLAR	55
EKLER.....	59
ÖZGEÇMİŞ.....	67

KISALTMALAR

APM	: ArduPilot Mega
CNC	: Computer Numerical Control
D	: Derivative
DARPA	: Defense Advanced Research Projects Agency
DC	: Direct Current
EMF	: Electromotive Force
ESC	: Electronic Speed Control
I	: Integral
IMU	: Inertial Measurement Unit
İHA	: İnsansız Hava Aracı
GPS	: Global Positioning Systems
MAV	: Micro Aerial Vehicle
P	: Proportional
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle

SEMBOLLER

c_L	: Kaldırma kuvveti sabiti
L_f	: Kaldırma kuvveti
A	: Kanat alanı
v	: Kanat çırpma hızı
b	: Kanat genişliği
l	: Kanat uzunluğu
ω	: Açısal hız
ρ	: Hava yoğunluğu
θ	: Kanat çırpma açısı
θ_0	: Kanat çırpma aralığı
f	: Kanat çırpma frekansı
l_2	: Krank uzunluğu
l_3	: Biyel uzunluğu
l_4	: Sarkaç uzunluğu
l_5	: Kanat uzunluğu
θ_{12}	: Krank açısı
θ_{13}	: Biyel açısı
θ_{14}	: Sarkaç açısı
ω_{12}	: Krank açısal hızı
ω_{13}	: Biyel açısal hızı
ω_{14}	: Sarkaç açısal hızı
α_{12}	: Krank açısal ivmesi
α_{13}	: Biyel açısal ivmesi
α_{14}	: Sarkaç açısal ivmesi
a_{2x}	: Krankın x yönündeki ivmesi
a_{2y}	: Krankın y yönündeki ivmesi
a_{3x}	: Biyelin x yönündeki ivmesi
a_{3y}	: Biyelin y yönündeki ivmesi
a_{4x}	: Sarkacın x yönündeki ivmesi
a_{4y}	: Sarkacın y yönündeki ivmesi
μ	: Bağlama açısı
$\emptyset$	: Krankın ölü konumlar arasında yaptığı açı
Δ	: Sapma açısı
ψ	: Salınım açısı
λ	: Biyel uzunluğunun krank uzunluğuna oranı
F_i	: Atalet kuvveti
T_i	: Atalet momenti
F_z	: Kanatların z doğrultusunda uyguladığı kuvvet
F_y	: Kanatların y doğrultusunda uyguladığı kuvvet
d_i, d_w	: Aracın ağırlık merkezine kanadın x ve y doğrultusundaki mesafesi
τ_{roll}	: Yalpalama hareketini sağlayan moment
τ_{pitch}	: Yunuslama hareketini sağlayan moment
τ_{yaw}	: Yönelme hareketini sağlayan tork

I_G	: Atalet matrisi
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	: Yerel koordinattaki açısal hızlar
c, s	: $\cos, \sin$
R_x, R_y, R_z	: Rotasyon matrisi
Φ	: Yalpalama açısı
θ	: Yunuslama açısı
Ψ	: Yönelme açısı
R	: Direnç
L	: Endüktans
v	: Gerilim
i	: Akım
t	: Zaman
K_b	: Geri EMF sabiti
K_t	: Tork sabiti
J	: Rotor ataleti
B	: Sönümleme sabiti
G	: Transfer fonksiyon

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Motor seçimi.	26
Çizelge 2.2 : Dişli kutusu seçimi.	27

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Hobi amaçlı üretilen ornithopterler.	2
Şekil 1.2 : Bilimsel amaçlı üretilen kanat çırparak uçan mikro hava araçları.	2
Şekil 1.3 : FESTO firması tarafından üretilen kanat çırparak uçan hava araçları.	2
Şekil 1.4 : Düzlemsel (solda) ve uzaysal (sağda) bir kol-iki sarkaç mekanizmaları. ..	4
Şekil 1.5 : Hong Sen Yan'ın tasarım teorisine göre tasarlanan kanat çırpma mekanizmaları.	5
Şekil 1.6 : Kamber açısı ayarlanabilen kanat çırpma mekanizması.	6
Şekil 1.7 : Eksik tahrikli yarasa tipi robot.	6
Şekil 1.8 : Torsiyon yaylı çift sarkaçlı kanat çırpma mekanizması.	7
Şekil 1.9 : Krank-biyel kullanılarak tasarlanan kanat çırpma mekanizması.	7
Şekil 1.10 : Dört çubuk mekanizması ve RRPR mekanizması ile oluşturulan kanat çırpma mekanizması.	8
Şekil 1.11 : Uzaysal hareket edebilen kanat mekanizması.	8
Şekil 1.12 : Delfly mikro hava araçları.	9
Şekil 1.13 : Scotch-yoke mekanizması kullanılarak tasarlanan kanat mekanizması.	10
Şekil 1.14 : Yusufçuk model alınarak tasarlanan robotun hareketi.	10
Şekil 1.15 : Dört çubuk mekanizması ve çeşitli yaylar kullanılarak tasarlanan kanat mekanizmaları.	11
Şekil 1.16 : FESTO firmasının ürettiği robotlar: Smartbird (solda), BionicOpter (ortada), Butterfly (sağda).	12
Şekil 2.1 : Dört çubuk mekanizması.	15
Şekil 2.2 : Mekanizmanın ölü konumları.	18
Şekil 2.3 : Serbest cisim diyagramı.	21
Şekil 2.4 : λ parametresinin sabit frekansta torka etkisi.	23
Şekil 2.5 : λ parametresinin aynı kaldırma kuvvetinde torka etkisi.	24
Şekil 2.6 : Salınım açısının sabit frekansta torka etkisi.	25
Şekil 2.7 : Salınım açısının aynı kaldırma kuvvetinde torka etkisi.	25
Şekil 2.8 : Motor ve dişli kutusu.	27
Şekil 2.9 : Hız kontrol ünitesi.	28
Şekil 2.10 : Uçuş kontrol ünitesi.	28
Şekil 2.11 : 2.4 GHz dört kanallı RC kumanda.	29
Şekil 2.12 : 1300 mAh 2S lityum polimer pil.	29
Şekil 2.13 : Delrinden üretilen uzuvlar.	30
Şekil 2.14 : Çeşitli malzemelerden kanat modelleri.	31
Şekil 2.15 : SolidWorks'te ilk tasarlanan hava aracı.	32
Şekil 2.16 : SolidWorks'teki hava aracı tasarımının son hali.	32
Şekil 2.17 : Gövde parçaları.	33
Şekil 2.18 : Montaj aşamasındaki hava aracı.	33
Şekil 2.19 : Hava aracının son hali.	34
Şekil 3.1 : Hava aracının havada asılı kalması.	35
Şekil 3.2 : Hava aracının alçalması (solda) ve yükselmesi (sağda).	36
Şekil 3.3 : Yunuslama hareketinin oluşumu.	36
Şekil 3.4 : Yalpalama hareketinin oluşumu.	37
Şekil 3.5 : Yönelme hareketinin oluşumu.	37
Şekil 3.6 : Hava aracının kütsel özellikleri.	39
Şekil 3.7 : Gerilim kontrollü dc servomotor sistemi.	42

Şekil 3.8 : Gerilim kontrollü dc servomotor blok diyagramı	43
Şekil 3.9 : Sarkaç açısal hızı ile kaldırma kuvveti arasındaki ilişki.	43
Şekil 3.10 : Gerilim Kontrollü dc servomotor Simulink modeli	44
Şekil 3.11 : Krank açısal hızı ile sarkaç açısal hızı arasındaki ilişki.	45
Şekil 3.12 : Yalpalama, yunuslama ve yönelme açılarının elde edilişi	45
Şekil 4.1 : Gaz kelebeğinin zamana bağlı değişimi.	48
Şekil 4.2 : Yalpalama açısının zamana bağlı değişimi.	48
Şekil 4.3 : Yunuslama açısının zamana bağlı değişimi.	49
Şekil 4.4 : Yönelme açısının zamana bağlı değişimi.	49
Şekil 4.5 : Aracın yerden yüksekliği.....	50
Şekil 4.6 : Aracın y doğrultusundaki konumu	51
Şekil 4.7 : Aracın x doğrultusundaki konumu	51
Şekil A.1 : Motor teknik özellikleri.	61
Şekil B.1 : Dişli kutusu teknik özellikleri.	62
Şekil C.1 : Hız kontrol ünitesi teknik özellikleri.	64
Şekil D.1 : Hava aracının kapalı çevrim kontrolü	65

DÖRT KANATLI MİKRO HAVA ARACI TASARIMI VE KONTROLÜ

ÖZET

Mikro hava araçları sabit kanatlı, döner kanatlı ve kanat çırparak uçan araçlar olmak üzere genel olarak üç başlıkta incelenebilir. Aracın boyutları küçüldükçe kanat yapısına bağlı olarak Reynolds sayısı azalmaktadır. Böylece sabit kanatlı ve döner kanatlı mikro hava araçlarının aerodinamik verimliliği azalmaktadır. Kuşların ve böceklerin dinamik yapısı, manevra kabiliyeti, sürati ve çevikliği kanat çırparak uçan mikro hava araçları üzerine yapılan araştırmaların her geçen gün artmasına sebep olmaktadır.

Bu çalışmada, manevra kabiliyetinin daha iyi olması ve quadcopter hareketine benzer hareket etmesi sebebiyle kanat çırparak uçan dört kanatlı mikro hava aracı tasarlanmaya çalışılmıştır. Her kanat için ayrı tahrik elemanı kullanılmıştır. Eyleyici olarak dc servomotor kullanılmasına karar verilmiştir. Kanat mekanizması olarak dört çubuk mekanizması tercih edilmiştir. Dört çubuk mekanizmasının tercih edilmesinin sebebi bu işlev için gereken aktarma oranının sağlanabileceği bir mekanizma olmasıdır. Ayrıca, dört çubuk mekanizmasının diğer mekanizmalara göre üretiminin kolay olması ve sürtünmeden kaynaklanan enerji kaybının daha az olması bu mekanizmanın seçiminde önemli rol oynamıştır. Bunun dışında, dört çubuk mekanizmasının ağırlığının daha hafif olacağı düşünülmüştür. Motorun dönme hareketinden kanat çırpma hareketi elde etmek için kol sarkaç mekanizması kullanılmıştır.

Kanat çırpma aralığı ölü konum sentezi yapılarak belirlenmiştir. Salınım açısıyla kanadın kaldırma kuvveti doğru orantılı olduğundan salınım açısı mümkün olduğunca yüksek seçilmeye çalışılmıştır. Kanadın yukarıdan aşağıya hareketi ile aşağıdan yukarıya hareketinin süresi eşit tutulmaya çalışılmıştır.

Mekanizmadaki uzuv boyutlarının birbirine oranı bağlama açısı optimizasyonu yapılarak hesaplanmıştır. Optimizasyonda kol sarkaç mekanizmasının salınım açısı ve krankın açık ölü konumdan kapalı ölü konuma geçtiği açı verilerek bağlama açısının doksan dereceye göre sapmasının minimum olması için gereken uzuv boyutları bulunmuştur. Hesaplama biyelin uzunluğunun krankın uzunluğuna oranı değişken olarak tutulmuş ve krank, biyel ve sarkaç uzunlukları sabit uzva bağlı olarak bulunmuştur. Kanat uzunluğu belirlendikten sonra sabit uzvun uzunluğuna karar verilmiş böylece krank, biyel ve sarkaç uzunlukları hesaplanmıştır.

Krank açısı verilerek konum analizi yapılmıştır. Daha sonra krank açısal hızı verilerek hız analizi yapılmıştır. İvme analizi için gerekli denklemler elde edilmiş ve krank açısal ivmesi verilerek ivme analizi yapılmıştır. Uzuvarların ağırlık merkezlerinin ivmeleri, atalet kuvvetleri ve momentleri hesaplandıktan sonra dinamik kuvvet analizi yapılmıştır. Böylece kanadın kaldırma kuvvetiyle ihtiyaç duyulan tork arasındaki ilişki bulunmuştur. İhtiyaç duyulan tork değeri açıya bağlı olarak değiştiğinden, krankın bir tur dönüşü için tork değeri hesaplanmıştır. Böylece belirlenen kaldırma kuvveti için ihtiyaç duyulan maksimum tork değeri elde edilmiştir. Bu tork değerini elde edebilecek tahrik elemanı olarak uygun motor ve redüktör seçimi yapılmaya çalışılmıştır. Mikro hava aracının havalanması için gerekli olan torku sağlayabilecek uygun motor bulunamamıştır. Oldukça hafif ve güçlü bir motor seçilerek bir deney düzeneği üzerinde gerekli testlerin yapılmasına karar verilmiştir.

Farklı malzemeler kullanılarak kanat mekanizması üretilmiştir. Mekanizmanın delrinden üretilmesine karar verilmiştir. Gövde üretiminde ise delrin ve kestamit kullanılmıştır. Üretim aşamasında kanat uzunluğu değiştirilmeden mekanizmanın uzuv boyutları küçültülerek aracın ağırlığı azaltılmaya çalışılmıştır. Ayrıca gövde kısmı mümkün olduğunca boşluklu yapıda üretilmiştir. Farklı malzemeler kullanılarak kanat tasarımı yapılmıştır. Kanat kısmında karbon fiber çubukla desteklenmiş naylon kullanılmasına karar verilmiştir.

Mikro hava aracının kontrolü için uçuş kontrol ünitesi kullanılmıştır. Motor direk akımla sürülemeyeceğinden motor ile mikrodenetleyici arasındaki bağlantıyı sağlaması için hız kontrol ünitesi kullanılmıştır. Batarya veya güç kaynağı kullanılarak sistem çalıştırılmıştır. Kanatların birbirinden bağımsız hareketi incelenmiştir. Hava aracının matematiksel modeli elde edilmiştir. Sistem bilgisayar programında modellenerek simulasyonu yapılmıştır. PID kontrolcü kullanılarak kapalı çevrim kontrol yapılmıştır. Simulasyonda gaz kelebeği, yalpalama açısı, yunuslama açısı ve yönelme açısı kontrol edilmiştir. Hava haracının hareketi, aracın üç ekseninde dönmesine izin veren deney düzeneğinde test edilmiştir.

DESIGN AND CONTROL OF MICRO AERIAL VEHICLE WITH FOUR FLAPPING WINGS

SUMMARY

The usage of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) has been increased day by day in military and civilian fields. These vehicles are specially used for dangerous situations or situations in which humans cannot respond directly. Micro aerial vehicles (MAV) are a class of Unmanned Aerial Vehicles (UAV). In recent years, they are especially used for search-rescue operations, remote Intelligence-Surveillance-Reconnaissance (ISR) and home security. MAVs are usually inspired by flying animals. They can be used for both indoor and outdoor applications. An aerial vehicle that is lighter than 100 grams and has dimensions no more than 15.24 centimeters is named as Micro Aerial Vehicle by DARPA. DARPA is an American agency that is abbreviated from Defense Advanced Research Projects Agency.

There are mainly three types of MAVs: fixed wing MAVs, rotary wing MAVs and flapping wing MAVs. Fixed wing MAVs are modelled like airplanes. They can fly longer distances and have longer flight times. Rotary wing MAVs are modelled such as helicopters or quadcopters. Therefore, hovering can be achieved by propellers. Their maneuverability is better than maneuverability of fixed MAVs but flight times are shorter. Flapping wing MAVs are also called as ornithopters. They are like insects or birds. Reynolds number decreases with respect to wing structure as the dimensions of MAVs decreases. Because of this, aerodynamic efficiency of fixed and rotary wings are lower than the efficiency of ornithopters for small sizes. Speed, agility, maneuverability and dynamic structure of birds and insects increase the researches on micro aerial vehicles with flapping wings.

Biological flight is an inspiration for engineering design. Laboratories and researches on biological flight increase in recent years. There are Lentink Laboratory in Stanford University, Microrobotics Lab in Harvard University, Morpheus Laboratory in Maryland, Micro Air Vehicle Laboratory in Delft Technical University, Biomimetic Millisystems Laboratory and Animal Flight Laboratory in University of California, Berkeley and laboratories in many other universities. There are many flapping wing MAVs designed so far. Mentor is designed by University of Toronto, Microbat is designed by Caltech, Delfly is designed by Delft Technical University, Hummingbird is designed by Aerovironment and Dragonfly is designed by Georgia Institute of Technology. Lastly, Smartbird, Bionicopter and Butterfly are designed by FESTO.

In this study, it is aimed to design an ornithopter since maneuverability is better than other types of MAVs. Wing mechanism is designed for a micro aerial vehicle that has six degree of freedom with four flapping wings. It is presumed that the motion of the ornithopter is similar to motion of a quadcopter, so four flapping wings are chosen instead of two flapping wings. Each wing is actuated by a different actuator. Dc servomotor is preferred as actuator type. Four-bar mechanism is preferred as wing mechanism since torque is transmitted with a minimum loss. In addition to this, manufacturing of four-bar mechanism is easier. In order to obtain flapping motion from rotation of the motor, a crank rocker mechanism is used by connecting the shortest link to the fixed link.

Flapping range is determined by obtaining dead-center positions. Flapping range, which is equal to swing angle, is chosen as large as possible since it is directly proportional to the lift force. It is attempted to adjust equal time for upward and downward motion of the wings.

Optimization of transmission angle is made in order to transmit torque from the input link to the output link with a minimum loss. The ratio of lengths of the links are computed by deciding the swing angle and the angle of the crank when the rocker swings between dead center positions. While computing the ratio of lengths of the links, deviation of transmission angle from ninety degrees is attempted to be adjusted to a minimum level. By changing the ratio of the length of coupler to the length of crank, the length of crank, coupler and rocker are computed with respect to the fixed link. Finally, dimensions of the wings are determined with respect to the lift force.

Motion analysis of four-bar mechanism is made for a given crank angle. Then, velocity analysis is made for a given angular velocity of the crank. After that, equations for acceleration analysis are obtained and acceleration analysis is made for a given angular acceleration of the crank. Acceleration of centers of gravity, inertia forces and torques are calculated. Dynamic force analysis of the four bar mechanism is performed. A fictitious force that is equal to a quarter of the weight of the MAV is applied to the middle of the wing in order to compute input torque. Flapping frequency is taken constant for dynamic force analysis. Consequently, the relationship between the lift force and input torque is obtained. Since the torque is dependent to angular position of the crank, torque values are plotted with respect to the rotation of the motor, so maximum torque value is calculated for required lift force. Then, it is attempted to choose an appropriate motor and a gearhead. However, a suitable motor cannot be found. Hence, it is decided to use a test setup for lift force test by choosing a lightweight and powerful motor. Lift force is computed approximately with respect to two dimensional airfoil theory with some assumptions.

Wing mechanism is manufactured by using different materials. Finally, delrin is used as wing mechanism. Delrin is preferred although it is heavier than balsa because balsa is not strong enough to endure high speeds. In production stage, length of the links are shortened but ratio of lengths of the links is not changed. In addition, the body of the MAV is manufactured with porous structure. The main frame contains of three parts. Two identical parts are manufactured by using castermid and the motors are assembled them by close fit. The other part is manufactured by using delrin. Flight control unit and electronic speed controllers are assembled them by screw. Wings are produced from various materials. Finally, it is determined to use nylon with support member. Carbon fiber rod is used as support member.

Micro aerial vehicle is controlled by a flight control unit ArduPilot. It is an open source autopilot system. Since dc servomotor is chosen as actuator, it cannot be driven by direct current. Therefore, electronic speed controller is chosen in order to convert direct current to alternative current. Power is supplied to the system by using power supply or lithium polimer battery. Receiver of the remote controller is connected to flight control unit. Motion of each wing is examined seperately. Mathematical model of micro aerial vehicle is obtained. System is modelled by using a computer program and simulation is made. Feedback control is applied by using PID controller. Roll, pitch, yaw angles and throttle are controlled in the simulation. Then, motion of the aerial vehicle is examined on a test setup that allows rotation on 3-axes.

In the first chapter, types of micro aerial vehicles and areas of usage are introduced. Different ornithopters are compared. Literature survey is made on flapping wing micro aerial vehicles.

In the second part of the thesis, wing aerodynamics is mentioned and lift force equation is obtained. Then, different actuators are examined. Wing-flapping mechanism is decided after the actuator type is chosen. Four-bar mechanism is used as flapping wing mechanism. Position, velocity and acceleration analyses are made. Flapping range is determined by adjusting dead center positions. Optimization of transmission angle is made. Dynamic force analysis is made. After input torque is computed, motor and gearhead are chosen. Then, flight control unit, battery, remote controller and electronic speed controller are chosen. Aerial vehicle is designed by using a computer-aided design and engineering software program. Finally, mainframe of the MAV is manufactured. Different wings are produced.

In the third chapter, Equation of motion of MAV is obtained. Mathematical model is obtained and control algorithm is explained. After system dynamics is obtained, simulation is made. In the fourth chapter, PID parameters are computed for throttle, roll, pitch and yaw angles. Position of the aerial vehicle is obtained with respect to throttle and these angles. In the last chapter, summary is made and information is given about future work.

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçlarının (İHA) askeri ve sivil alanda kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Bu araçlar özellikle insan hayatı için tehlikeli olan durumlarda veya insanların doğrudan müdahalesinin imkansız olduğu durumlarda kullanılmaktadır. Mikro hava araçları da insansız hava araçlarının bir sınıfını oluşturmaktadır. Amerikan kuruluşu olan DARPA (İleri Savunma Araştırma Projeleri Ajansı) tarafından 15.24 cm'den (6 inç'ten) küçük ve 100 gramdan hafif olan insansız hava araçlarına mikro hava aracı denilmiştir[1]. Ancak tasarlanan hava araçlarının boyut ve ağırlıkları genellikle bu limitlerin üstüne çıkmaktadır. Mikro hava araçları özellikle arama kurtarma, uzaktan istihbarat, gözetleme ve keşif amaçlı kullanılmaktadır. İleride güvenlik amaçlı kullanımının yaygınlaşması beklenmektedir. Mikro hava araçlarının tasarımında doğadaki canlılardan ilham alınmaktadır.

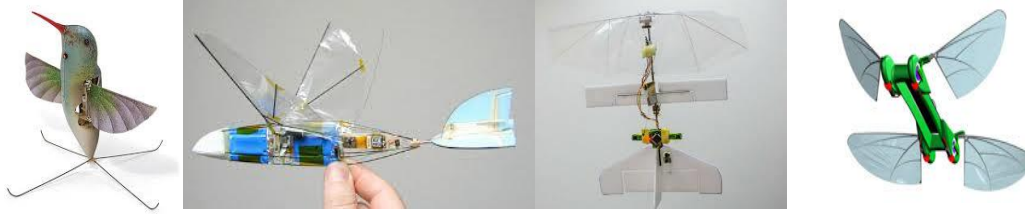
Mikro hava araçları sabit kanatlı, döner kanatlı ve ornithopter olmak üzere üç türe ayrılır. Her türün avantaj ve dezavantajları vardır. Sabit kanatlı mikro hava araçları uçak tipi araçlardır. Bu araçlar daha uzun süre ve daha uzun mesafelere uçabilmektedirler. Döner kanatlı mikro hava araçlarına örnek olarak helikopterler ve quadcopterler gösterilebilir. Döner kanatlı mikro hava araçları daha kısa süre uça da manevra kabiliyetleri sabit kanatlı mikro hava araçlarına göre daha iyidir. Her yöne uçabilmektedirler. Ayrıca pervaneleri sayesinde havada asılı kalabilme özelliğine sahiptirler. Aracın boyutları küçüldükçe kanat yapısına bağlı olarak Reynolds sayısı düşmektedir. Bu durum sabit kanatlı ve döner kanatlı mikro hava araçlarının aerodinamik verimliliğinin azalmasına sebep olmaktadır. Kuşların ve böceklerin eşsiz dinamik yapısı, manevra kabiliyeti, sürati ve çevikliği kanat çırparak uçan mikro hava araçları üzerine yapılan araştırmaların her geçen gün artmasına sebep olmaktadır[2].

Son yıllarda doğadaki canlılardan esinlenerek kanat çırparak uçan farklı mikro hava araçları üretilmiştir. Şekil 1.1'de Kinkade, Avitron, Wow-Wee gibi markaların hobi amaçlı kullanılması için ürettiği RC ornithopterler bulunmaktadır. Bunun dışında Hummingbird Aerovironment'i, Kaliforniya Teknoloji Enstitüsü (Caltech) Microbat'ı,

Delft Teknik Üniversitesi Delfly'ı, Georgia Teknoloji Enstitüsü Dragonfly'ı üretmiştir. Şekil 1.2'de bilimsel amaçlı üretilen hava araçlarına yer verilmiştir.

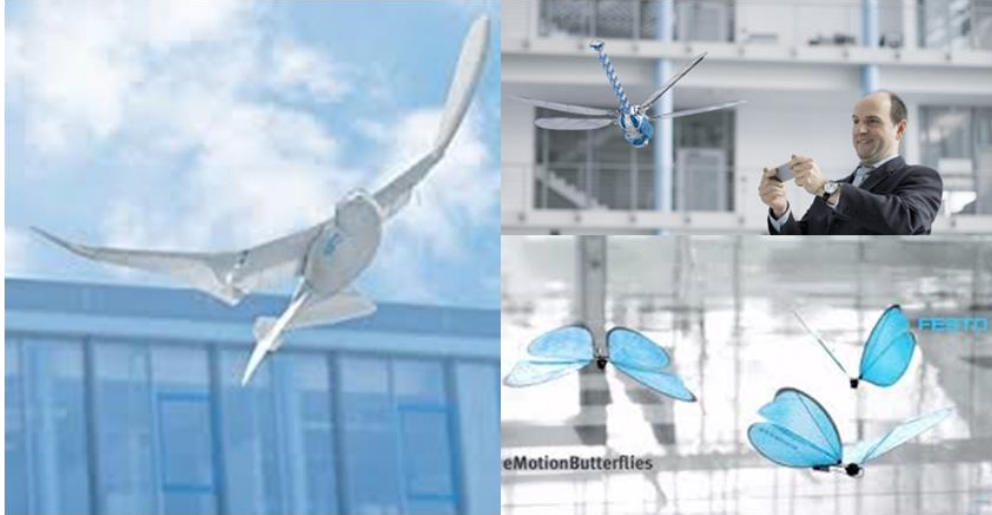


Şekil 1.1 : Hobi amaçlı üretilen ornithopterler [3],[4],[5].



Şekil 1.2 : Bilimsel amaçlı üretilen kanat çırparak uçan mikro hava araçları [6],[7],[8],[9].

Son olarak Almanya'daki FESTO firması tarafından doğadan esinlenerek üretilen Smart Bird, BionicOpter ve Butterfly gerçekçi tasarımları sebebiyle bu alanda yapılan çalışmalara yeni bir boyut kazandırmıştır. Firmanın ürettiği hava araçları şekil 1.3'te gösterilmiştir.



Şekil 1.3 : FESTO firması tarafından üretilen kanat çırparak uçan hava araçları [10].

Bu alandaki araştırmalar gittikçe artmaktadır. Stanford Üniversitesi'nde Lentink Laboratuvarı, Harvard Üniversitesi'nde Microrobotics Laboratuvarı, Kaliforniya Üniversitesi Berkeley'de Biomimetic Millisystems Laboratuvarı ve Animal Flight

Laboratuvarı, Maryland Üniversitesi'nde Morpheus Laboratuvarı, Delft Teknik Üniversitesi'nde Micro Air Vehicle Laboratuvarı ve birçok üniversitede benzer laboratuvarlar bulunmaktadır.

Bu tezde ilk bölümde mikro hava araçlarının çeşitleri ve kullanım alanları hakkında bilgi verilmiştir. Tezin amacı belirtilip kanat çırparak uçan mikro hava araçlarıyla ilgili literatür araştırmasına yer verilmiştir.

İkinci kısımda kanat aerodinamiği ve kaldırma kuvveti ilgili denklemler elde edilmiştir. Eyleyici çeşitleri incelenmiştir. Eyleyici seçimi yapıldıktan sonra kanat çırpma mekanizması seçimi yapılmıştır. Kanat çırpma mekanizması olarak dört çubuk mekanizması seçildikten sonra sırasıyla konum, hız ve ivme analizi yapılmıştır. Kütle merkezlerinin lineer ivmelerini bulmak için gerekli denklemler elde edilmiştir. Ölü konum sentezi yapılarak kanat çırpma aralığı belirlenmiştir. Bağlama açısı optimizasyonu yapılarak uzuv boyutlarının birbirine oranı belirlenmiştir. Kütle atalet kuvvetleri ve atalet momentleri bulunarak dinamik kuvvet analizi yapılmıştır. Literatürde Wittenbauer'in ikinci problemi olarak da bilinen bu analizde kanat çırpma frekansı sabit tutularak kanada etkiyen kuvvete bağlı olarak mafsal kuvvetleri ve tahrik kuvveti hesaplanmıştır. Kinematik analiz sonuçları bu bölümde verilmiştir. Tahrik momenti hesaplandıktan sonra motor ve dişli kutusu seçimine karar verilmiştir. Seçilen hız kontrolcüsü ve uçuş kontrol ünitesi hakkında bilgi verilmiştir. Daha sonra batarya ve kumanda seçilmiştir. Üç boyutlu çizim programı kullanılarak gövde tasarımı yapılmış ve gerekli parçalar üretildikten sonra montaj aşaması tamamlanmıştır. Kanat için çeşitli kumaş ve naylonlar test edilmiştir.

Üçüncü bölümde mikro hava aracının hareketi ve kontrolüyle ilgili bilgiler verilmiştir. Aracın sistem dinamiği elde edilip matematiksel modeli çıkarılmıştır. Dördüncü bölümde gaz kelebeği, yalpalama, yunuslama ve yönelme açılarının kontrolü için gerekli PID parametreleri hesaplanarak simulasyon yapılmıştır. Hava aracının konumu bu açılara ve gaz kelebeğine bağlı olarak bulunmuştur. Son bölümde, sonuç kısmı ve ileride yapılabilecek çalışmalar hakkında bilgi verilmiştir.

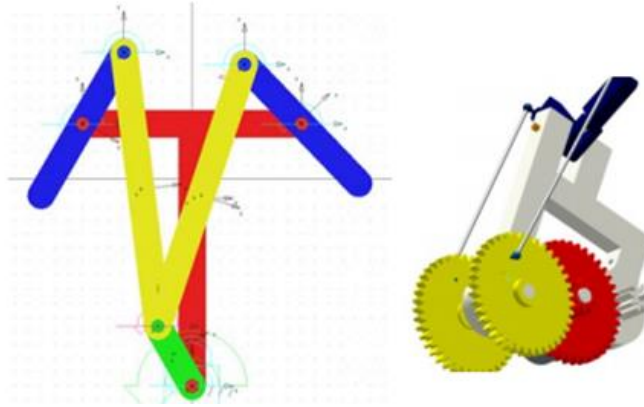
1.1 Tezin Amacı

Bu çalışmada 6 serbestlik derecesine sahip olduğu için dört kanatlı, kanat çırparak uçan mikro hava aracı tasarımı üzerine çalışılmıştır. Her kanat için ayrı tahrik elemanı

kullanılmıştır. Dört çubuk mekanizması kullanılarak motorun dönme hareketi kanat çırpma hareketine dönüştürülmüştür. Kanat çırpma frekansının ve kanat çırpma aralığının kaldırma kuvvetine etkisi incelenmiştir. Her bir kanadın mikro hava aracının hareketine etkisi gözlemlenmeye çalışılmıştır. Bunun için sistem dinamiği hesaplanarak oluşturulan model ile simülasyon ortamında kontrolcü parametrelerinin etkisi incelenmiştir. Uçuş kontrol ünitesi kullanılarak kanatların birbirinden bağımsız olarak kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır.

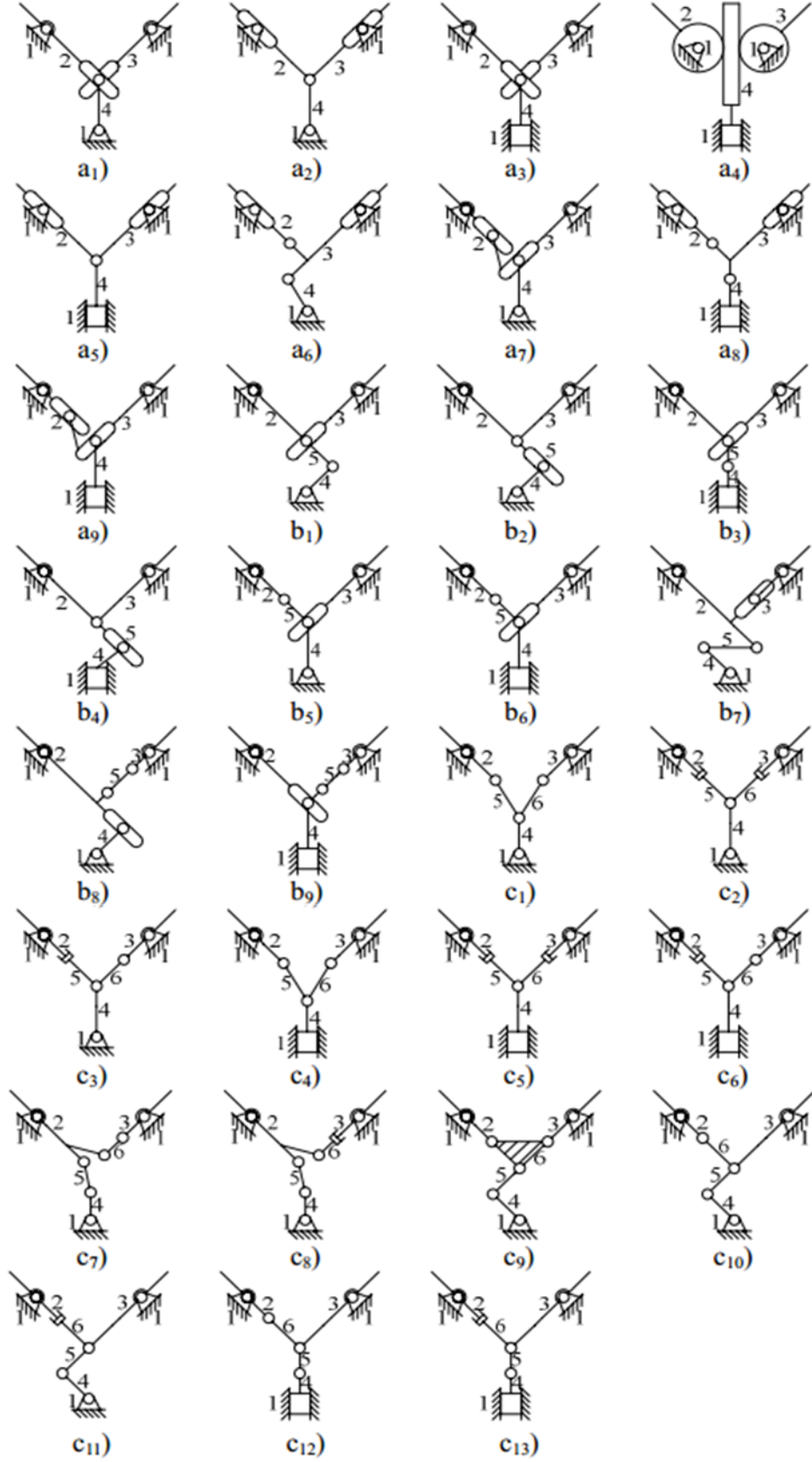
1.2 Literatür Araştırması

Zhang ve diğ. (2011) çalışmalarında gerçek bir kuşun kanat açıklığını, kanat yükünü, kanat boyutlarını, kanat açıklık oranını, kanat vuruşunu inceleyerek iki farklı kanat çırpma mekanizması tasarlamışlardır. Birisi düzlemsel (iki boyutlu) bir kol iki sarkaç mekanizmasıdır. Diğer mekanizma ise uzaysal (üç boyutlu) bir kol iki sarkaç mekanizmasıdır. Şekil 1.4'te gösterilen her iki mekanizmanın matematiksel modellemesi yapıp kinematik analizi yapılmıştır. Analizler sonucunda 14.88 g ağırlığında 17 Hz kanat çırpma frekansına çıkabilen bir mikro hava aracı tasarımı yapılmıştır [11].



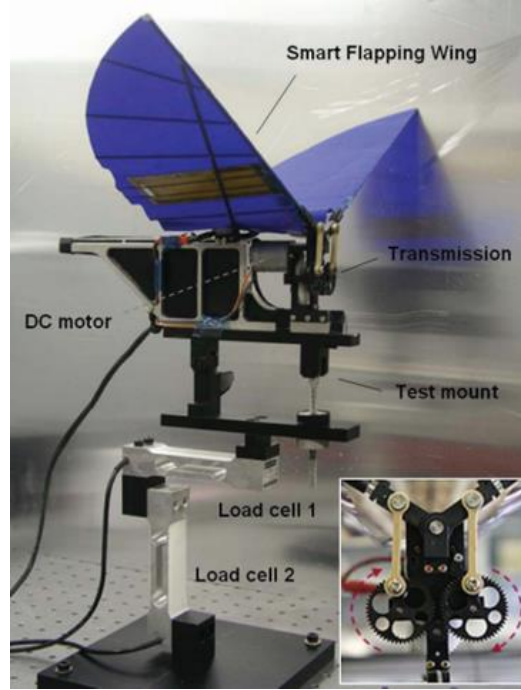
Şekil 1.4 : Düzlemsel (solda) ve uzaysal (sağda) bir kol-iki sarkaç mekanizmaları [11].

Zhang ve diğ. (2011) diğer bir çalışmalarında mevcut kanat çırpma mekanizmalarını incelemişlerdir. Mekanizmalar genellikle bir kol-iki sarkaç veya iki kol-iki sarkaçtan oluşmaktadırlar. Hong Sen Yan'ın yaratıcı tasarım teorisi kullanılıp kinematik sentez yapılarak kanat çırpma amaçlı kullanılabilecek 31 adet yeni mekanizma önermişlerdir. Şekil 1.5'te gösterilen bu mekanizmaların dokuzu dört çubuk, dokuzu beş çubuk, onüçü de altı çubuk mekanizmasıdır [12].



Şekil 1.5 : Hong Sen Yan'ın tasarım teorisine göre tasarlanan kanat çırpma mekanizmaları [12].

Lee ve diğ. (2011) çalışmalarında Şekil 1.6’da gösterilen kamber açısı ayarlanabilen kanat mekanizması ve kuyruk kısmı olan bir ornithopter tasarlayıp makro fiber kompozit adı verilen esnek piezoelektrik eyleyici kullanarak bir deney düzeneği oluşturmuşlardır [13].



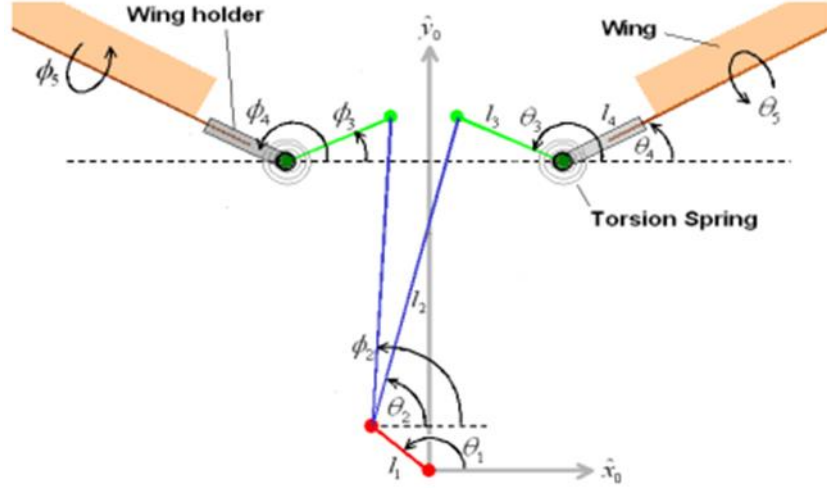
Şekil 1.6 : Kamber açısı ayarlanabilen kanat çırpma mekanizması [13].

Ghanbari ve diğ. (2013) çalışmalarında iki kanatlı yarasaya benzeyen bir robot tasarlamışlardır (Şekil 1.7). Her kanat dört serbestlik derecesine sahip olup iki eyleyici kullanıldığı için eksik tahriklidir. Kanat hareketi servomotor kullanılarak kontrol edilmiştir. Tasarımda bir kanatta iki ayrı dört çubuk mekanizması kullanılmıştır. Mekanizmanın ilki motorun dönme hareketinden kanat çırpma hareketi elde etmek için kullanılmıştır. İkinci mekanizma ise kanadın genleşme ve büzülme hareketlerini yapabilmesi için kullanılmıştır [14].



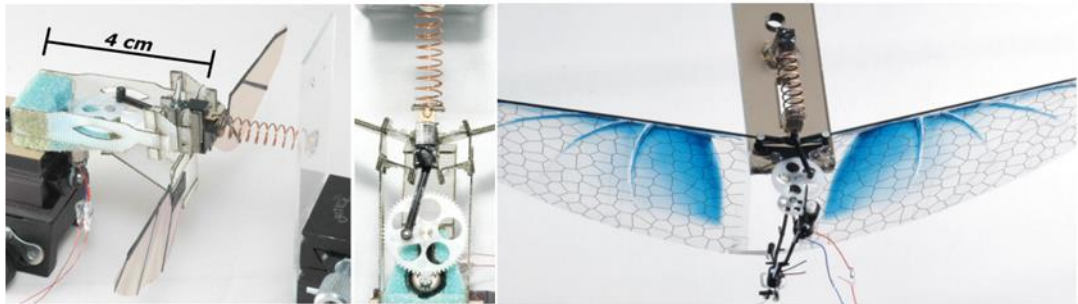
Şekil 1.7 : Eksik tahrikli yarası tipi robot[14].

Khan ve Agrawal (2007) çalışmasında böceklerin kanat çırpma hareketini inceleyerek kanat çırpma mekanizması tasarlamışlardır. Bir motorla iki dört çubuk mekanizmasını rezonansta hareket ettirmeye çalışmışlardır. Sarkacın uç kısmında şekil 1.8’de gösterildiği gibi torsiyon yayı kullanılarak kanatla bağlantı sağlanmıştır [15].



Şekil 1.8 : Torsiyon yaylı çift sarkaçlı kanat çırpma mekanizması [15].

Baek ve diğ. (2009) çalışmalarında dc motor kullanırken kanat çırpma frekansının rezonansta çalıştırılmasıyla güç tüketiminin azalacağını göstermeye çalışmışlardır. Kanat çırpma mekanizması olarak krank biyel mekanizmasını kullanan bir robotu alıp mekanizmayı kütle yay sistemiyle birleştirmişlerdir (Şekil 1.9). İlk önce hız sabit tutulup düzenek test edilmiştir. Daha sonra gerilim sabit tutulup test tekrarlanmıştır. Çalışma sonunda voltaj sabit tutularak sistem rezonansta çalıştırıldığında güç tüketiminin ve maksimum tork ihtiyacının azalacağı sonucuna varılmıştır [16].



Şekil 1.9 : Krank-biyel kullanılarak tasarlanan kanat çırpma mekanizması [16].

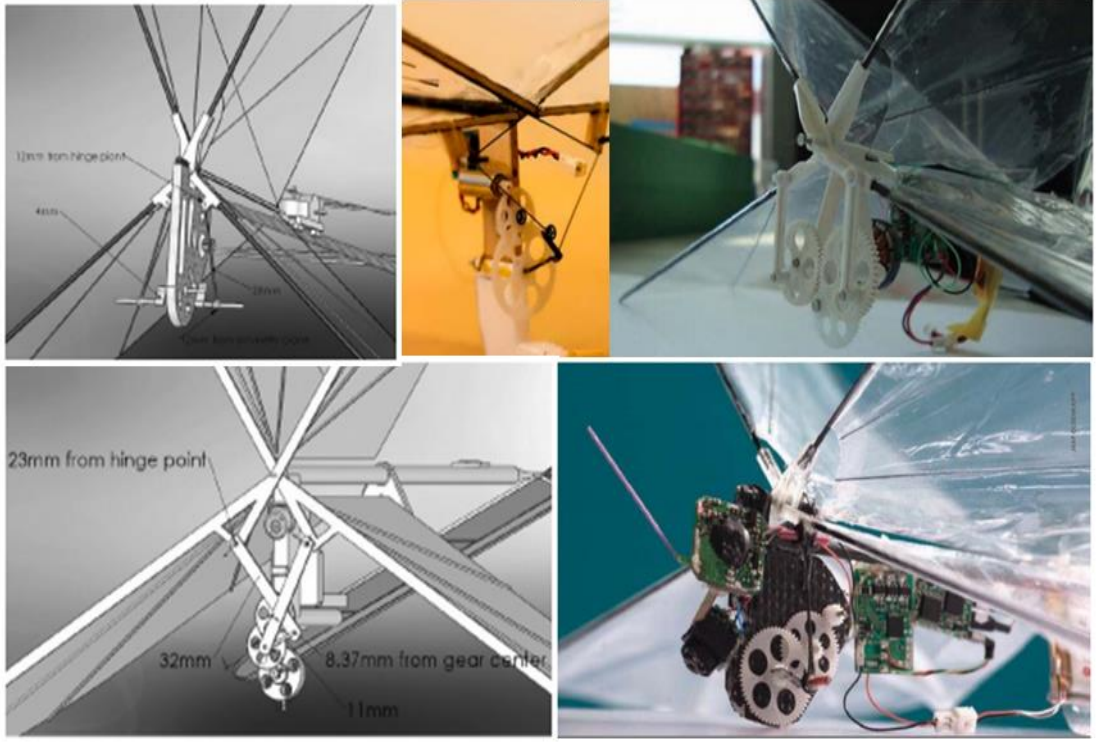
Park ve diğ. (2012) çalışmalarında 2 serbestlik derecesine sahip asimetrik kanat çırpma iki kanatlı bir mikro hava aracı tasarlamışlardır. Tasarımda bir kanatta iki mekanizma kullanılmıştır. Mekanizmalar şekil 1.10’da gösterilmiştir. Dört çubuk mekanizması

The diagram illustrates a parallel robot mechanism. It features two identical 'RRPR Mechanism' units on either side of a central vertical guide. Each unit consists of a 'Slider' block that moves vertically within the guide. The slider is connected to a fixed base by a revolute joint (R) and to a central horizontal link by a revolute joint (R). The central link is connected to a central vertical link by a prismatic joint (P), which allows it to move vertically. The central vertical link is connected to a fixed base by a revolute joint (R). An arrow points from the right slider to a 3D perspective view of the slider, showing its rectangular shape and internal slots.

Conn ve diğ. (2006) çalışmalarında böceklerin uçuşunu ve aerodinamik yapısını incelemiştir. Kanat çırpın mikro hava aracı tasarımı için kullanılacak eyleyici ölçütlerini belirlemiştir. Döner ve lineer eyleyici türleri incelenmiştir. Çalışmada 4 adet döner ve 5 adet lineer eyleyicinin avantajları ve dezavantajları verilmiştir. Daha sonra şekil 1.11’de gösterildiği gibi iki adet paralel dört çubuk mekanizması bir kanada bağlanıp mekanizmaların faz farkından faydalanılarak kanadın uzaysal hareket etmesi sağlanır [18].

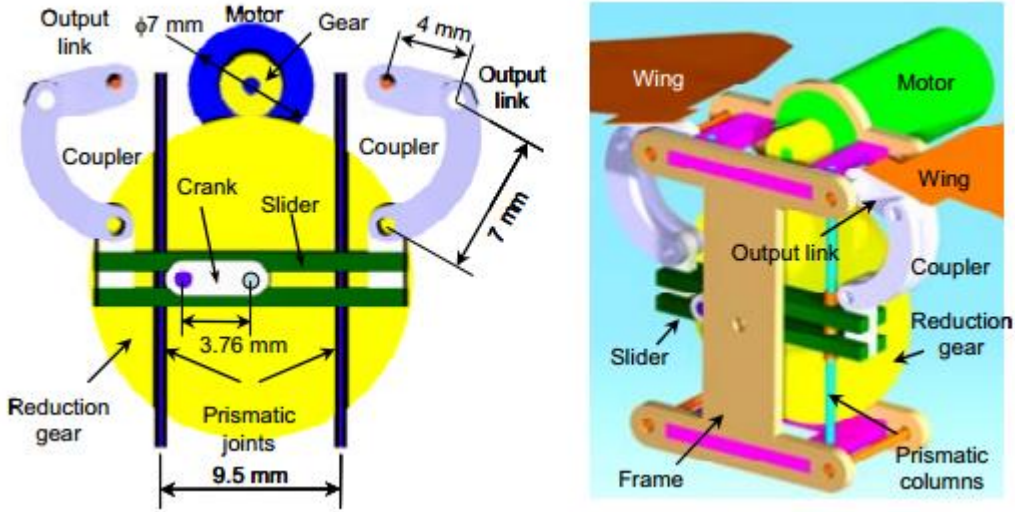
8

Delft Teknik Üniversitesi'nde 2005 yılında 50 cm kanat açıklığına sahip 21 gram ağırlığında Delfly isimli mikro hava aracı üretilmiştir. 2007 yılında bu mikro hava aracı geliştirilerek 28 cm kanat açıklığına sahip 16 gram ağırlığında Delfly II isimli mikro hava aracı üretilmiştir. Araç ileri yönde 7 m/s geri yönde 1 m/s hızla hareket edebilmektedir ve 15 dakika uçabilmektedir. 2008 yılında üretilen Delfly Micro dünyanın üzerinde kamera taşıyan en küçük hava aracı olarak Guinness rekorlar kitabına girmiştir. 3.07 gram ağırlığındaki aracın kanat açıklığı 10 cm'dir. Son olarak 2013 yılında 20 gram ağırlığında Delfly Explorer üretilmiştir. Delfly Explorer kanat çırparak otonom uçuş gerçekleştiren ilk mikro hava aracıdır [19]. Delft Teknik Üniversitesi'nde üretilen Delfly'nin farklı modelleri şekil 1.12'de gösterilmiştir.



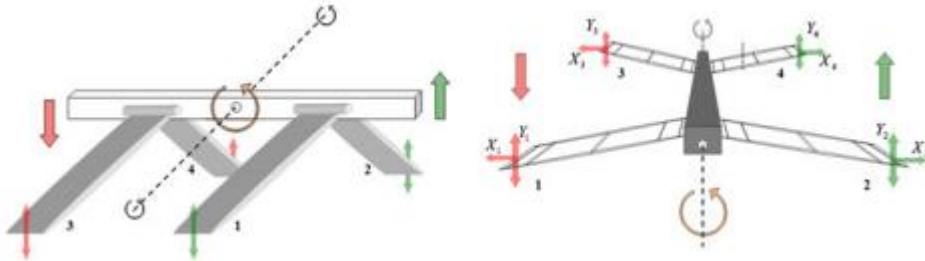
Şekil 1.12 : Delfly mikro hava araçları [19].

Nguyen ve diğ. (2009) çalışmalarında böcek tarzı uçan bir mikro hava aracı tasarlamışlardır. Kanat çırpma aralığını geniş tutmak için dişli sistemi, scotch-yoke mekanizması ve dört çubuk mekanizması kullanarak motorun dönme hareketini kanat çırpma hareketine çevirmişlerdir. Kanat çırpma mekanizması şekil 1.13'te gösterilmiştir. Yapay kanatlar esnek menteşelerle montajlanarak araç kanat çırparken aynı zamanda pasif olarak kanadın dönmesi sağlanmaktadır [20].



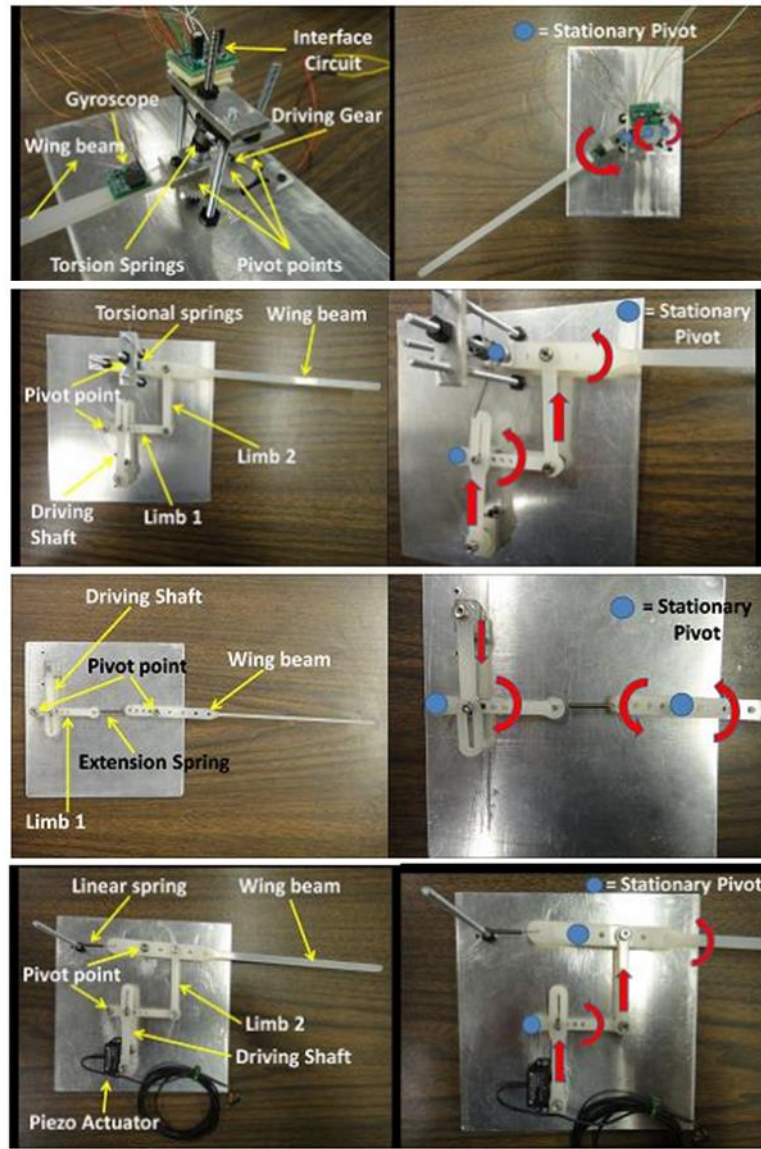
Şekil 1.13 : Scotch-yoke mekanizması kullanılarak tasarlanan kanat mekanizması [20].

Techject'in kurucusu ve Dragonfly adlı yusufçuk tipi robotun tasarımcısı olan Ratti ve Vachtsevanos (2010) çalışmalarında kanat çırparak uçan canlıları kıyaslayıp yusufçuk kuşunu model alarak mikro hava aracı tasarlamışlardır. Kinematik ve dinamik analiz yapılarak araç için kontrol algoritmaları oluşturulmuştur. Şekil 1.14'te kanatlara etkiyen kuvvetler gösterilmiştir. Bu çalışmada ayrıca mikro hava aracının hareketiyle ilgili bilgi verilmiştir [21].



Şekil 1.14 : Yusufçuk model alınarak tasarlanan robotun hareketi [21].

Ratti ve diğ. (2011) çalışmalarında mevcut ornithopterleri inceleyip DARPA ölçütlerine uygun ornithopter tasarlamışlardır. Dört kanatlı mikro hava aracı tasarlayıp araçlarının yusufçuk kuşuyla benzerliklerini ve farklılıklarını belirtmişlerdir. Enerji verimliliğini artırmak için sabit frekans farklı genlikte kanat çırpmayı sağlayan mekanizmalar geliştirmişlerdir. Mekanizmaları oluştururken farklı eyleyiciler kullanmışlardır. Çalışmanın sonunda sabit frekans farklı genliklerde tahrik edilen mekanizmaların verimliliği kıyaslanmıştır [22]. Şekil 1.15'te çeşitli yaylar kullanılarak kanat mekanizması yapılmaya çalışılmıştır.



Şekil 1.15 : Dört çubuk mekanizması ve çeşitli yaylar kullanılarak tasarlanan kanat mekanizmaları [22].

2011 yılında Festo firması için Mugrauer ve Schadhauer martıdan esinlenerek iki kanatlı bir hava aracı üretmişlerdir. SmartBird isimli bu aracın boyutları ve ağırlığı mikro hava araçları için fazla olsa da bu alanda üretilmiş iki kanatlı araçlar içerisinde en iyisi olarak görülmektedir. Gövdesi 1.07 m, kanat açıklığı 2 m, ağırlığı 450 g olan bu aracın kontrolü 4 servomotor ile sağlanmaktadır. Baş, kuyruk ve iki kanat için bu servomotorlar kullanılmaktadır. Kanatlar karbon fiber çubuk ve poliüretan köpükten oluşmaktadır. Hava aracı şekil 1.16’da gösterilmiştir.

2013 yılında Festo firması Mugrauer ve Jeben’in tasarladığı BionicOpter’i üretmiştir. BionicOpter’in tasarımında Yusufçuk böceği model alınmıştır. BionicOpter’in ağırlığı 175 g olup kanat açıklığı ve gövde uzunluğu sırasıyla 63 ve 44 cm’dir. Her kanat için

ayrı servomotor kullanıldığından kanatlar birbirinden bağımsız hareket edebilmektedir. Manevra kabiliyeti oldukça gelişmiş olan bu robotun kanatları 90° dönebilmektedir. Kanat çırpma aralığı 80° ile 130° arasında olup 50° 'dir. Kanat çırpma frekansı 15-20 Hz arası belirlenmiştir. 13 serbestlik derecesine sahip olan BionicOpter'in 4 serbestlik derecesi baş ve kuyruk kısmına aittir. Baş ve kuyruk kısmında eyleyici olarak şekil hafızalı alaşım kullanılmıştır. Aracın açık çevrim ve kapalı çevrim kontrolü yapılabilmektedir. Araç şekil 1.16'da görülmektedir [10],[23].



Şekil 1.16 : FESTO firmasının ürettiği robotlar: Smartbird (solda), BionicOpter (ortada), Butterfly (sağda) [10].

Mugrauer ve Jeben 2014 yılında ise Festo firması için Butterflies'ı üretmiştir. Kelebekten esinlenerek tasarlanan mikro hava aracı 32 g ağırlığındadır ve 3-4 dakika uçuş yapabilmektedir. 1 ile 2.5 m/s arası hız yapabilen bu aracın kanat açıklığı 50 cm'dir. Şekil 1.16'da gösterilen hava aracı iki servomotor ile sürülmektedir [10].

2. MİKRO HAVA ARACI TASARIMI

Mikro hava aracı tasarımı yapılırken ilk önce kaldırma kuvveti denklemi elde edilip parametrelerin kaldırma kuvvetine etkisi incelenmiştir. Buna bağlı olarak eyleyici seçimi yapılmıştır. Eyleyici seçildikten sonra kanat mekanizmasına karar verilmiştir. Pozisyon, hız, ivme ve dinamik kuvvet analizi yapılmıştır. Kinematik sentez yapılarak mekanizma boyutları elde edilmiştir. Daha sonra motor, redüktör, hız kontrol sürücüsü, mikrodenetleyici, batarya, kumanda ve gerekli malzemelerin seçimi yapılarak üç boyutlu çizim programı ile tasarlanan gövde ve kanat mekanizması üretilmiştir.

2.1 Kaldırma Kuvveti

Kanat çırparak uçan mikro hava araçlarının aerodinamiği sabit kanatlı hava araçlarının aerodinamiği ile açıklanamaz. Ancak, kaldırma kuvvetini yaklaşık olarak hesaplayabilmek için kaldırma kuvveti sabiti atayarak bu denklemler kullanılabilir. 2 boyutlu kanat teorisine göre kaldırma kuvveti (L_f); kaldırma kuvveti sabiti (c_L), hava yoğunluğu (ρ), kanat alanı (A), kanat çırpma hızı (v) denklem 2.1’de kullanılarak hesaplanabilir [24].

$$L_f = c_L \frac{\rho}{2} A v^2 \quad (2.1)$$

Bu yaklaşımda kanat çırparken durağan olmayan aerodinamik etki ihmal edilmiştir. Ayrıca, kaldırma kuvveti katsayısının zamana göre değişmediği ve kanat üzerindeki bütün konumlarda eşit olduğu düşünülmüştür. Kanadın genişliği (b) kanadın uzunluğuna (l) bağlı olarak değişiyorsa, kanat çırpma hızı zamana bağlı olarak değişen açısal hız ile gösterilirse (ω) denklem 2.2 elde edilir.

$$L_f(t) = c_L \frac{\rho}{2} \omega^2(t) \int_0^l b(x) x^2 dx \quad (2.2)$$

Kanadın şekli dikdörtgen olarak seçilirse kaldırma kuvveti denklemi 2.3’teki gibi hesaplanabilir.

$$L_f(t) = c_L \frac{\rho}{2} \omega^2(t) b \frac{l^3}{3} \quad (2.3)$$

Kanat çırpma açısı (θ) sinüzoidal olarak kabul edilirse denklem 2.4 kullanılabilir [24].

$$\theta(t) = \theta_0 \cos(2\pi f t) \quad (2.4)$$

Böylece kaldırma kuvveti kanat çırpma aralığı (θ_0) ve kanat çırpma frekansı (f) cinsinden denklem 2.5 kullanılarak hesaplanabilir.

$$L_f(t) = \theta_0^2 \pi^2 f^2 c_L \rho b \frac{l^3}{3} \quad (2.5)$$

2.2 Eyleyici Seçimi

Kanat çırpma mekanizmasına karar vermek için öncelikle eyleyici seçimi yapılmalıdır. Maksimum performansı elde etmek için uygun eyleyiciyi seçmek oldukça önemlidir. Eyleyici seçerken güç ağırlık oranına dikkat etmek gerekir. Ayrıca kaldırma kuvvetiyle doğru orantılı olduğu için kanat çırpma frekansının çok düşük olmaması gerekmektedir. Eyleyici olarak

- Şekiz Hafızalı Alaşım
- Piezoelektrik
- Elektrik Motoru kullanılmaktadır.

Şekil hafızalı alaşım hız şartını sağlayamayacağı için tercih edilmemiştir. Piezoelektrik ise yüksek voltaj gereksinimi sebebiye tercih edilmemiştir. Kanat çırpma mekanizması için en uygun eyleyicinin elektrik motoru olduğuna karar verilmiştir.

Elektrik motoru olarak aşağıdaki motorlar kullanılabilir.

- Lineer motor
- Step motor
- DC servomotor

Lineer motor ornithopter tasarımı için uygun görülmemiştir. Kanatla motor arasında bağlantı elemanları olmadığı için step motor oldukça hafif ve basit bir tasarım yapılmasını sağlamaktadır. Ancak motorun alternatif akımla sürekli farklı yönlerde hareket etmesi hız ve verimlilik açısından uygun görülmemiştir. Bu nedenle dc

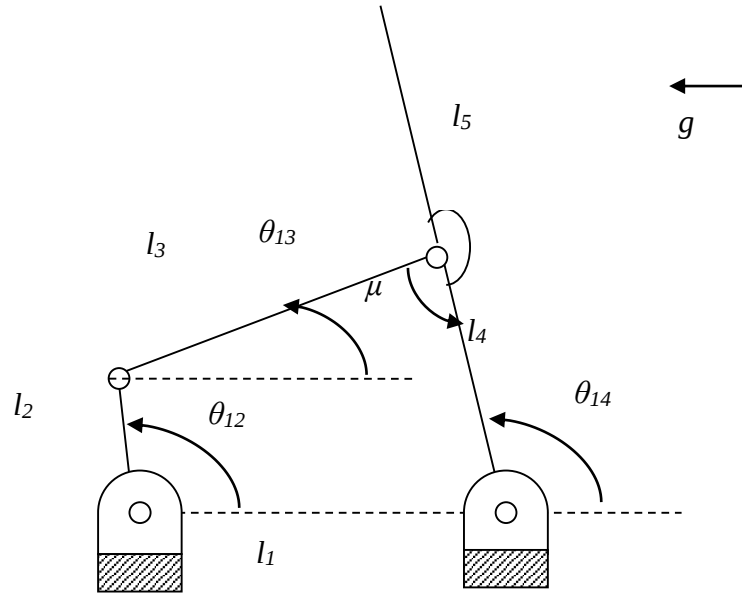
servomotor kullanımına karar verilmiştir. Ancak motorun dönme hareketinden kanat çırpma hareketi elde etmek için mekanizma tasarımına ihtiyaç duyulmuştur.

2.3 Kanat Çırpma Mekanizması Tasarımı

Mikro hava aracı tasarımında çeşitli kanat mekanizmaları kullanılmaktadır. Bu çalışmada dc servomotorlar kullanılacağından kanat mekanizması olarak dört çubuk mekanizması tasarımı tercih edilmiştir.

2.3.1 Dört çubuk mekanizması

Dört tane döner mafsala sahip dört uzuvlu (Sabit gövde de uzuv kabul edilmektedir.) mekanizmalara dört çubuk mekanizması denilmektedir. Bu mekanizmalarda uzuv boyutlarının birbirine oranı değiştirilerek çeşitli hareketler elde edilebilmektedir. Sabit uzva döner mafsala ile bağlı olmayan uzva biyel denilmektedir. Sabit uzva döner mafsala ile bağlı olan uzuvlar tam dönme hareketi yapıyorsa bu uzuvlara krank, belli bir açısal aralıkta salınım yapıyorsa sarkaç denilmektedir. Şekil 2.1’de dört çubuk mekanizması gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Dört çubuk mekanizması.

Dört çubuk mekanizmaları yaptıkları hareket açısından üçe ayrılır:

- Çift Krank (Kol) Mekanizması
- Çift Sarkaç Mekanizması

- Kol Sarkaç Mekanizması

Grashof kuralıyla mekanizma türüne karar verilebilmektedir. Dört çubuk mekanizmasındaki en uzun ve en kısa uzuvların uzunluklarına sırasıyla u ve k denilirse ve diğer uzuvların uzunluklarına a ve b denilirse

- i. $k+u < a+b$ ise
 - a) En kısa uzvun sabit uzva bağlantısı varsa en kısa uzuv krank olarak görev yapar ve kol sarkaç mekanizması elde edilir.
 - b) Sabit uzuv en kısa uzuv ise çift krank (kol) mekanizması elde edilir.
 - c) Biyel en kısa uzuv ise çift sarkaç mekanizması elde edilir.
- ii. $k+u = a+b$ ise yukarıda belirtilen bütün hareketler yapılabilmektedir. Ancak, mekanizma uzuvlarının aynı doğru üzerinde bulunduğu kritik bir konum olduğunda hareket yönü bilinmemektedir.
- iii. $k+u > a+b$ ise en kısa uzvun sabit uzuvla ilişkisine bağlı olarak dört farklı çift sarkaç mekanizması elde edilir.

Ayrıca, yukarıdaki kurallara ilave kurallar konularak paralelogram mekanizması denilen bir çeşit çift kol mekanizması ve Galloway veya Deltoid mekanizması denilen bir tür kol sarkaç mekanizması gibi özel mekanizmalar elde edilmektedir. Bu çalışmada dc servomotorun dönme hareketinden kanat çırpma hareketi elde edileceği için kol sarkaç mekanizması kullanılmıştır.

Tork ihtiyacı açığa bağlı olarak değiştiğinden öncelikle krankın volan şeklinde kullanılması düşünülmüştür. Bu nedenle krankın, diske göre daha hafif olması sebebiyle jant şeklinde tasarımı düşünülmüştür. Ancak hava aracının üretiminde ağırlık ve boyutlar oldukça önemli olduğundan yapılan hesaplamalar sonucunda krankın volan şeklinde kullanımından vazgeçilmiştir.

2.3.2 Mekanizmanın pozisyon analizi

Kanat mekanizması için krank açısı (θ_{12}) verilerek konum analizi yapılmıştır. Krank uzunluğu (l_2), biyel uzunluğu (l_3), sarkaç uzunluğu (l_4) ve kanat uzunluğu (l_5) şekil-2.1’de gösterilmiştir. Halka kapanış denklemi 2.6’da yazılarak biyelin ve sarkacın açısı bulunmuştur [25].

$$l_2 e^{i\theta_{12}} + l_3 e^{i\theta_{13}} = l_1 + l_4 e^{i\theta_{14}} \quad (2.6)$$

Sarkacın açısı bulunduğundan sonra geometriden kanadın uç noktasının konumu bulunmuştur.

2.3.3 Mekanizmanın hız ve ivme analizi

Halka kapanış denkleminin türevi alınarak hız analizi yapılmıştır. Hız analizi için krank açısal hızı (ω_{12}) verilerek biyelin ve sarkacın açısal hızı (ω_{13} ve ω_{14}) denklem 2.7 ve 2.8 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\omega_{13} = \frac{l_2 \sin(\theta_{12} - \theta_{14})}{l_3 \sin(\theta_{14} - \theta_{13})} \omega_{12} \quad (2.7)$$

$$\omega_{14} = \frac{l_2 \sin(\theta_{12} - \theta_{13})}{l_4 \sin(\theta_{14} - \theta_{13})} \omega_{12} \quad (2.8)$$

Halka kapanış denkleminin ikinci türevi alınarak ivme analizi yapılmıştır. Böylece krank açısal ivmesi verildiği durumda biyelin ve sarkacın açısal ivmesi denklem 2.9 ve 2.10 kullanılarak hesaplanır.

$$\alpha_{13} = \frac{l_2 \omega_{12}^2 \cos(\theta_{12} - \theta_{14}) - l_4 \omega_{14}^2 + l_2 \alpha_{12} \sin(\theta_{12} - \theta_{14}) + l_3 \omega_{13}^2 \cos(\theta_{13} - \theta_{14})}{l_3 \sin(\theta_{14} - \theta_{13})} \quad (2.9)$$

$$\alpha_{14} = \frac{l_2 \omega_{12}^2 \cos(\theta_{12} - \theta_{13}) + l_3 \omega_{13}^2 + l_2 \alpha_{12} \sin(\theta_{12} - \theta_{13}) - l_4 \omega_{14}^2 \cos(\theta_{13} - \theta_{14})}{l_4 \sin(\theta_{14} - \theta_{13})} \quad (2.10)$$

Biyel ve sarkacın açısal hız ve ivmesi bulunduğundan sonra uzuvların ağırlık merkezlerinin konumları hesaplanmıştır. Türev alınarak doğrusal hız ve ivme değerleri elde edilmiştir. Ağırlık merkezi olarak uzuvların orta noktası alınarak krank, biyel ve sarkacın sırasıyla x ve y yönündeki ivmelerini hesaplamak için denklem 2.11-16 kullanılmıştır.

$$a_{2x} = \frac{-l_2}{2} (\omega_{12}^2 \cos(\theta_{12}) + \alpha_{12} \sin(\theta_{12})) \quad (2.11)$$

$$a_{2y} = \frac{l_2}{2} (-\omega_{12}^2 \sin(\theta_{12}) + \alpha_{12} \cos(\theta_{12})) \quad (2.12)$$

$$a_{3x} = -l_2 (\omega_{12}^2 \cos(\theta_{12}) + \alpha_{12} \sin(\theta_{12})) - \frac{l_3}{2} (\omega_{13}^2 \cos(\theta_{13}) + \alpha_{13} \sin(\theta_{13})) \quad (2.13)$$

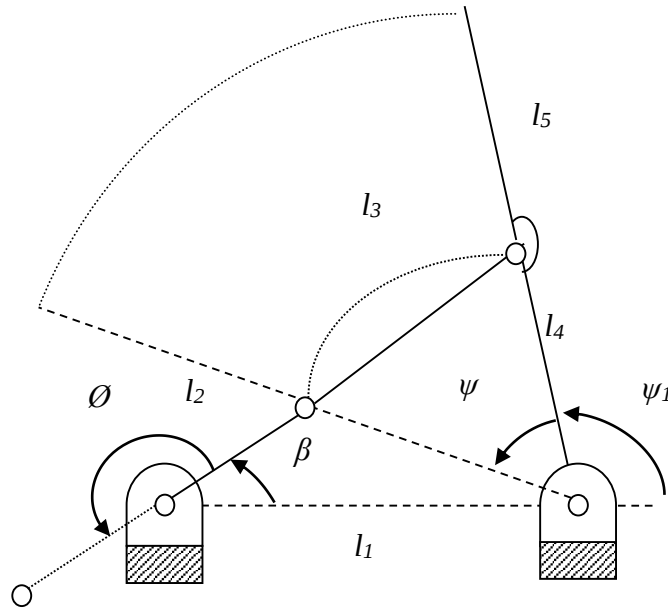
$$a_{3y} = l_2(-\omega_{12}^2 \sin(\theta_{12}) + \alpha_{12} \cos(\theta_{12})) + \frac{l_3}{2}(-\omega_{13}^2 \sin(\theta_{13}) + \alpha_{13} \cos(\theta_{13})) \quad (2.14)$$

$$a_{4x} = -\frac{l_4 + l_5}{2}(\omega_{14}^2 \cos(\theta_{14}) + \alpha_{14} \sin(\theta_{14})) \quad (2.15)$$

$$a_{4y} = \frac{l_4 + l_5}{2}(-\omega_{14}^2 \sin(\theta_{14}) + \alpha_{14} \cos(\theta_{14})) \quad (2.16)$$

2.3.4 Ölü konum sentezi

Kol sarkaç mekanizmalarında krank bir tur döndüğünde sarkaç belli bir açı arasında salınım yapmaktadır. Sarkacın hızının 0 olduğu konumlara (sarkacın hareket ettiği sınır konumlara) ölü konum denilmektedir. Sarkacın açısal hızının hesaplandığı denklem 2.8’de görüldüğü üzere krank ve biyel aynı doğru üzerinde olduğu durumlarda sarkaç sınır konumlardadır ve açısal hızı 0’dır. Krank ile biyelin uç uca geldiği konuma açık ölü konum, üst üste geldiği konuma da kapalı ölü konum denilmektedir. Sarkacın açık ölü konumdan kapalı ölü konuma geçerken yaptığı açiya salınım açısı (ψ) denilmektedir. Mekanizmanın ölü konumları ve salınım açısı şekil 2.2’de gösterilmiştir.



Şekil 2.2 : Mekanizmanın ölü konumları.

Bu çalışmada kanat çırpma aralığı salınım açısına eşittir. Böylece ölü konum sentezi ile kanat çırpma aralığı belirlenmektedir. Kanadın kaldırma kuvveti, kanat çırpma aralığı ile doğru orantılı olarak değiştiğinden salınım açısı mümkün olduğunca büyük

seçilmeye çalışılmıştır. Ancak salınım açısı arttıkça tahrik elemanının sağlaması gereken tork değeri de artmaktadır. Yapılan analizler sonucunda dört çubuk mekanizması için kanat çırpma aralığına karar verilmiştir. Eğer kanat çırpma aralığı yüksek seçilecekse 6 uzuvlu mekanizmaların tasarımı düşünülebilir.

Kanadın yukarıdan aşağıya hareketi ile aşağıdan yukarıya hareketinin süresi eşit tutulmaya çalışılmıştır. Bunun için kanadın iki ölü konum arasındaki hareketi esnasında krankın 180^0 dönmesi gerekmektedir. Mekanizmanın açık ölü konum ve kapalı ölü konum halka kapanış denklemleri denklem 2.17 ve 2.18’de gösterilmiştir.

$$l_2 e^{i\beta} + l_3 e^{i\beta} = l_1 + l_4 e^{i\psi_1} \quad (2.17)$$

$$l_2 e^{i(\beta+\phi)} + l_3 e^{i(\beta+\phi-\pi)} = l_1 + l_4 e^{i(\psi_1+\psi)} \quad (2.18)$$

2.3.5 Bağlama açısı optimizasyonu

Bağlama açısı (μ) mekanizmanın performansını belirleyen unsurlardan biridir. Giriş uzvuna uygulanan torkun çıkış uzvuna maksimum seviyede aktarımı için bağlama açısı statik kuvvet analizinde büyük önem taşımaktadır. Dinamik kuvvetlerin statik kuvvetlere oranla çok fazla olduğu durumlarda bağlama açısının etkisi biraz azalsa da mekanizmanın yük altında davranışını gösterdiği için bu parameter önemlidir. Bu çalışmada bağlama açısını 90^0 dereceye yakın tutulmaya çalışılmıştır. Çünkü bağlama açısı 90^0 ’ye yaklaştıkça hareket ve tork artarımı maksimum seviyeye çıkar. Bağlama açısı 0^0 ’ye yaklaştıkça giriş uzvuna uygulanan torkun önemi azalmaktadır. Çünkü çıkış uzvunda tork üretilmemektedir. Bağlama açısı, uzuvların uzunlukları ve krank açısı biliniyorsa denklem 2.19’da gösterildiği üzere hesaplanabilir.

$$\cos(\mu) = \frac{l_4^2 + l_3^2 - l_2^2 - l_1^2}{2l_3l_4} + \frac{l_1l_2}{l_3l_4} \cos(\theta_{12}) \quad (2.19)$$

Krank açısının 0 ya da π ’ye eşit olduğu durumlarda bağlama açısının maksimum ve minimum değerleri elde edilir (Denklem 2.20). Maksimum ve minimum bağlama açılarından 90^0 ’ye göre daha fazla sapan açı kritik bağlama açısıdır (Denklem 2.21). Mekanizmanın yük altında düzgün çalışabilmesi için maksimum sapma açısının 50^0 ’den az olması gerekir.

$$\cos(\mu_{\min/\max}) = \frac{l_4^2 + l_3^2 - l_2^2 - l_1^2}{2l_3l_4} \pm \frac{l_1l_2}{l_3l_4} \quad (2.20)$$

$$\Delta_{\max} = \max(|90 - \mu_{\min}|, |90 - \mu_{\max}|) \quad (2.21)$$

Bu çalışmada bağlama açısı optimizasyonu yapılmıştır. Optimizasyonda kol sarkaç mekanizmasının salınım açısı (ψ) (kanat çırpma aralığı) ve krankın, sarkaç açık ölü konumdan kapalı ölü konuma geçerken yaptığı açı (ϕ) verilerek bağlama açısının 90° 'ye göre sapmasının minimum seviyede olması için gereken uzuv boyutlarının birbirine oranı hesaplanmıştır. z_1 ve z_2 isminde 2 karmaşık sayı denklem 2.22 ve 2.23'te yazılmıştır [25].

$$z_1 = \frac{l_2}{l_1} e^{i\beta} \quad (2.22)$$

$$z_2 = \frac{l_4}{l_1} e^{i\psi_1} \quad (2.23)$$

Biyelin uzunluğunun krankın uzunluğuna oranı λ ile denklem 2.24'te gösterilerek ölü konum halka kapanış denklemleri 2.25 ve 2.26'da tekrar düzenlenmiştir.

$$\lambda = \frac{l_3}{l_2} \quad (2.24)$$

$$(1 + \lambda)z_1 - z_2 = 1 \quad (2.25)$$

$$e^{i\phi}(1 - \lambda)z_1 - z_2 e^{i\psi} = 1 \quad (2.26)$$

Böylece salınım açısı ve krankın ölü konumlar arasında yaptığı açı biliniyorsa z_1 ve z_2 denklem 2.27 ve 2.28 ile hesaplanabilir.

$$z_1 = \frac{1 - e^{i\psi}}{(e^{i\phi} - e^{i\psi}) - \lambda(e^{i\phi} + e^{i\psi})} \quad (2.27)$$

$$z_2 = \frac{(1 - e^{i\phi}) + \lambda(1 + e^{i\phi})}{(e^{i\phi} - e^{i\psi}) - \lambda(e^{i\phi} + e^{i\psi})} \quad (2.28)$$

Hesaplamalarda biyelin uzunluğunun krankın uzunluğuna oranı değiştirilerek krank, biyel ve sarkaç uzunlukları sabit uzva bağlı olarak denklem 2.29-31 ile hesaplanmıştır.

$$l_2 = l_1 \sqrt{z_1 z_1} \quad (2.29)$$

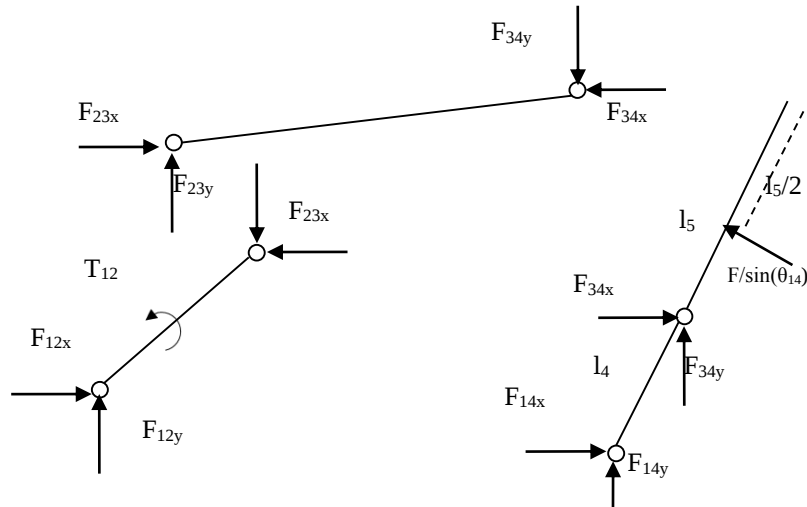
$$l_3 = \lambda l_1 \sqrt{z_1 z_1} \quad (2.30)$$

$$l_4 = l_1 \sqrt{z_2 z_2} \quad (2.31)$$

Uzuv boyutlarının birbirine oranı hesaplandıktan sonra gerekli olan kaldırma kuvvetini istenilen frekansta elde edebilecek uzuv boyutlarını belirlemeye çalışılmıştır. Kanat uzunluğu seçildikten sonra sarkaç uzunluğuna karar verilmiş böylece krank, biyel ve sabit uzvun uzunluğu bulunmuştur.

2.3.6 Dinamik kuvvet analizi

D’Alambert prensibi ile uzuvların atalet kuvvetleri ve atalet momentleri hesaplanabilir. Bu sanal kuvvetler hesaplanarak mafsal kuvvetleri ve istenilen aralıkta kanat çırpma için gerekli olan tahrik momenti hesaplanabilir. Dinamik kuvvet analizi yapılırken döner mafsallardaki sürtünme kuvveti ihmal edilmiştir. Ayrıca yerçekimi ivmesi diğer ivmelere oranla çok küçük olduğundan ihmal edilmiştir. Hesaplamalar yapılırken tahrik edilen uzvun (krankın) açısal hızı sabit tutulmuştur. Giriş uzvunda ihtiyaç duyulan torkun yaklaşık olarak hesaplanabilmesi için her bir kanadın ortasından mikro hava aracının tahmini ağırlığının $\frac{1}{4}$ ’ü oranında kuvvet (F) uygulandığı düşünülmüştür. F kuvveti ile aracın havada asılı kalmasını sağlayacak tork değeri elde edilir. Aracın irtifa kazanması için F daha yüksek seçilmelidir. Şekil 2.3’te serbest cisim diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : Serbest cisim diyagramı.

Uzuvların atalet kuvvetleri ve atalet momentleri denklem 2.32 ve 2.33'te gösterilmiştir.

$$F_i = m_i a_i \quad i = 2, 3, 4 \quad (2.32)$$

$$T_i = J_i \alpha_i \quad i = 2, 3, 4 \quad (2.33)$$

Krank, biyel ve sarkacın herbiri için 3'er adet denklem yazılarak 9 bilinmeyenli 9 denklem elde edilmiştir (Denklem 2.34,35,38-44). Denklemler düzenlenerek bilinmeyenler bulunmuştur [26].

$$F_{34x} = \frac{Al_3 \cos(\theta_{13}) + Bl_4 \cos(\theta_{14})}{l_3 l_4 \sin(\theta_{13} - \theta_{14})} \quad (2.34)$$

$$F_{34y} = \frac{Al_3 \sin(\theta_{13}) + Bl_4 \sin(\theta_{14})}{l_3 l_4 \sin(\theta_{13} - \theta_{14})} \quad (2.35)$$

Denklemler uzun olduğundan F_{34x} ve F_{34y} bulunurken A ve B isimli 2 değişken tanımlanmıştır (Denklem 2.36-37).

$$A = T_4 - m_4 a_{4x} \frac{l_4 + l_5}{2} \sin(\theta_{14}) + m_4 a_{4y} \frac{l_4 + l_5}{2} \cos(\theta_{14}) - \frac{F}{\sin(\theta_{14})} (l_4 + \frac{l_5}{2}) \quad (2.36)$$

$$B = T_3 - m_3 a_{3x} \frac{l_3}{2} \sin(\theta_{13}) + m_3 a_{3y} \frac{l_3}{2} \cos(\theta_{13}) \quad (2.37)$$

Daha sonra diğer bilinmeyenler sırasıyla aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

$$F_{14x} = m_4 a_{4x} + F - F_{34x} \quad (2.38)$$

$$F_{14y} = m_4 a_{4y} - F_{34y} \quad (2.39)$$

$$F_{23x} = m_3 a_{3x} + F_{34x} \quad (2.40)$$

$$F_{23y} = m_3 a_{3y} + F_{34y} \quad (2.41)$$

$$F_{12x} = m_2 a_{2x} + F_{23x} \quad (2.42)$$

$$F_{12y} = m_2 a_{2y} + F_{23y} \quad (2.43)$$

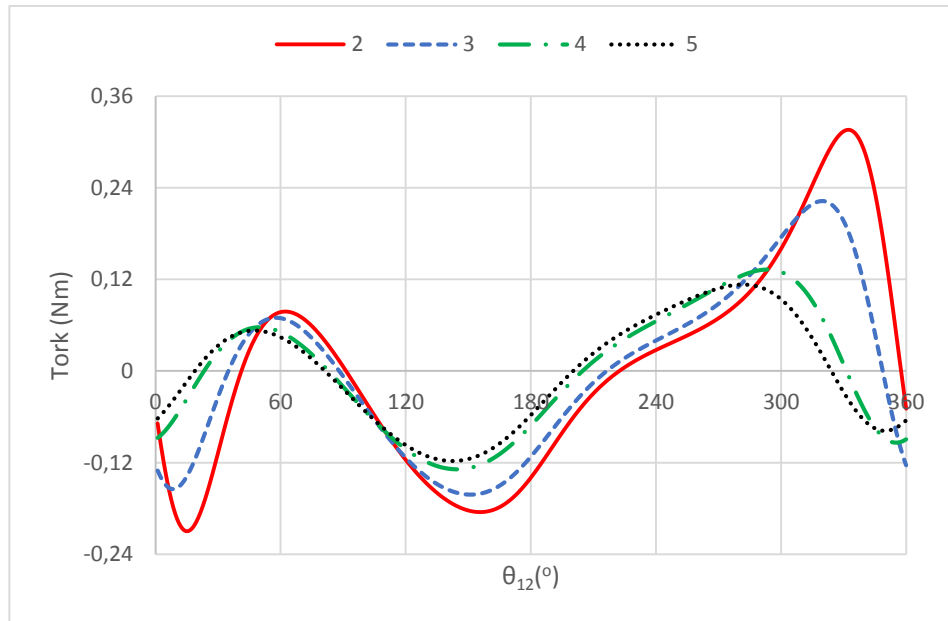
Kanat çırpma frekansı sabit tutularak istenilen kaldırma kuvvetini elde etmek için ihtiyaç duyulan tork denklemi bulunmuştur. İhtiyaç duyulan tork açığa bağlı olarak değiştiğinden krankın 360^0 dönüşü için tork değeri hesaplanmıştır.

$$T_{12} = T_2 - m_2 a_{2x} \frac{l_2}{2} \sin(\theta_{12}) + m_2 a_{2y} \frac{l_2}{2} \cos(\theta_{12}) + F_{23y} l_2 \cos(\theta_{12}) - F_{23x} l_2 \sin(\theta_{12}) \quad (2.44)$$

Bu çalışmada hesaplamalar yapılırken kanadın dikdörtgen şeklinde olacağı düşünülmüştür. Kanat çırpma mekanizması olarak dört çubuk mekanizması kullanıldığı için kanat çırpma açısı hesaplanabilmektedir. Bu sebeple kaldırma kuvveti hesabı yapılırken denklem 2.5 yerine denklem 2.3 kullanılmıştır. Kaldırma kuvveti hesaplanırken motorun bir tur dönüşü için hesaplanan sarkacın açısal hız değerlerinin (ω_{14}) mutlak değeri alındıktan sonra ortalaması alınarak denklem 2.3'teki ω yerine kullanılmıştır.

2.4 Kinematik Analiz Sonuçları

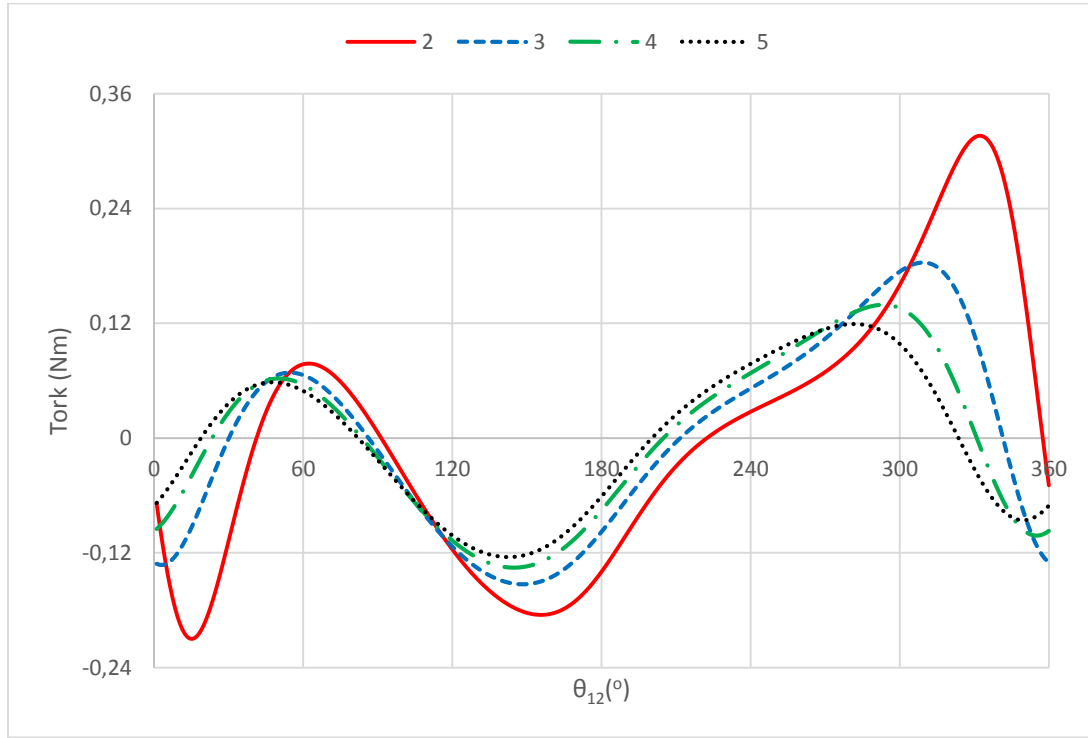
Dinamik kuvvet analizi yapıp tork denklemi elde edildikten sonra bağlama açısı optimizasyonundaki parametrelerin etkisi incelenmiştir. Optimizasyon sırasında diğer parametreler sabit tutulup biyelin uzunluğunun krankın uzunluğuna oranı değiştirilerek uzuv boyutları belirlenmiş, böylece λ 'nın torka etkisi gözlemlenmiştir. Salınım açısı 60^0 ve kanat çırpma frekansı 10 Hz seçilerek şekil 2.4'teki grafik elde edilmiştir.



Şekil 2.4 : λ parametresinin sabit frekansta torka etkisi.

Motorun bir tur dönüşü kanadın bir kez çırpılmasına sebep olmaktadır. Frekansın 10 Hz olması için motorun hızı 600 dev/dk olmalıdır. Şekil 2.4'te λ arttıkça ihtiyaç duyulan tork miktarının düştüğü görülmektedir. Fakat λ arttıkça tork değişikliğine olan etkisi azalmaktadır. Ayrıca, aynı kanat çırpma frekansında λ arttıkça kaldırma kuvveti bir miktar azalmaktadır.

Aynı kaldırma kuvvetini elde etmek için λ değiştirilirken kanat çırpma frekansı da belli oranda değiştirilerek gerekli olan tork grafiği elde edilmiş ve şekil 2.5'te gösterilmiştir. λ 2'ye eşit iken motorun hızı 600 dev/dk ise aynı kaldırma kuvvetini elde edebilmek için λ 3, 4 ve 5'e eşit iken motorun hızı sırasıyla 615 dev/dk, 620 dev/dk ve 622 dev/dk olmalıdır.

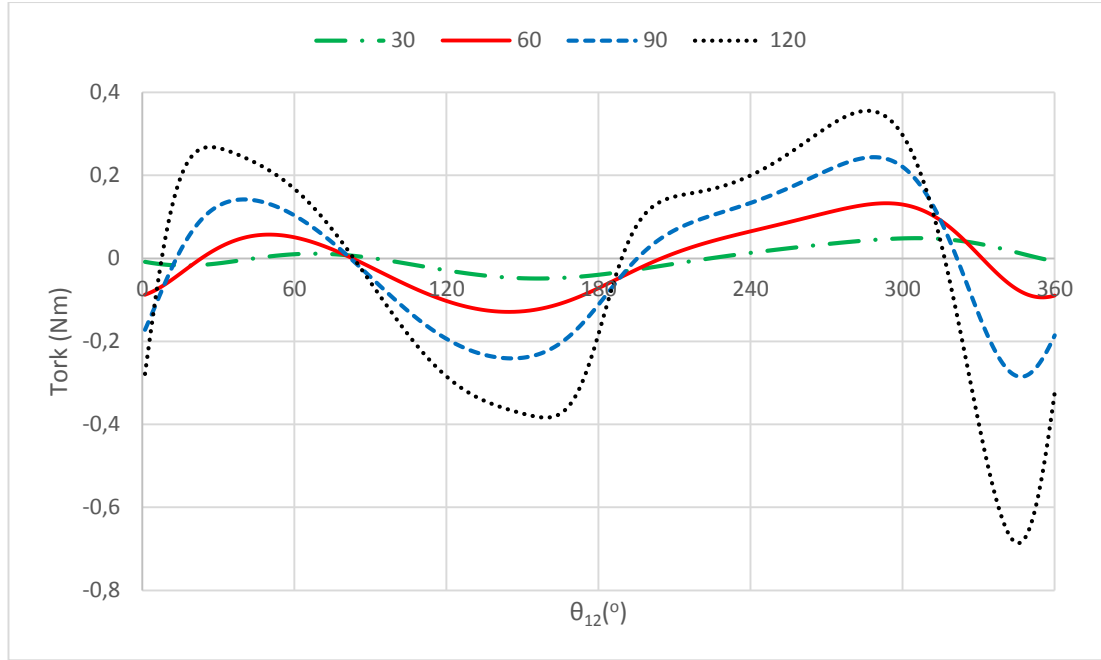


Şekil 2.5 : λ parametresinin aynı kaldırma kuvvetinde torka etkisi.

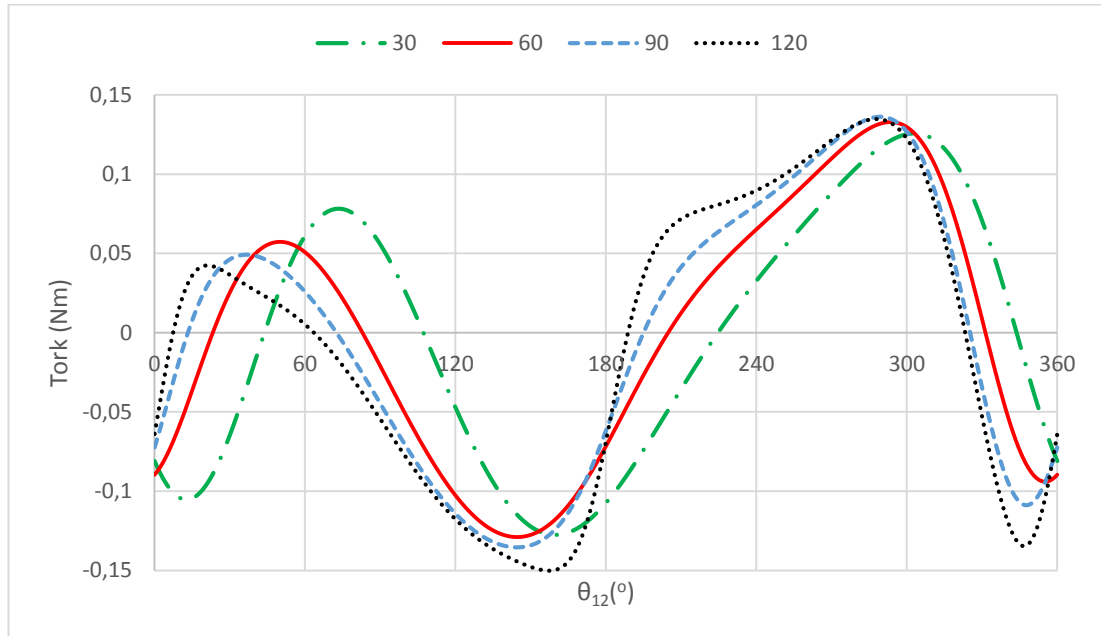
Şekil 2.6'da $\lambda=4$ seçilmiştir. Kanat çırpma frekansı 10 Hz seçilip salınım açısı değiştirilerek kanat çırpma aralığının torka etkisi gözlemlenmiştir. Salınım açısı arttıkça tork değerinin arttığı görülmektedir. Fakat kanadın kaldırma kuvveti kanat çırpma açısı ile doğru orantılı olarak arttığından salınım açısı küçük seçilmemelidir.

Aynı kaldırma kuvvetini elde etmek için salınım açısı değiştirilirken kanat çırpma frekansı da belli oranda değiştirilerek salınım açısının torka etkisi şekil 2.7'de tekrar gözlemlenmiştir. Eğer salınım açısı 60° iken motorun hız 600 dev/dk seçilirse, aynı kaldırma kuvveti elde etmek için salınım açısı 30° , 90° ve 120° iken motorun hızı

sırasıyla 1191 dev/dk, 405 dev/dk ve 309 dev/dk olarak hesaplanmıştır. Salınım açısı 60° ve 90° için gerekli olan maksimum tork değerleri birbirine yakın olmasına rağmen salınım açısı 90° için motor hızı daha düşük olduğundan kanat çırpma aralığının 90° olması tercih edilmiştir.



Şekil 2.6 : Salınım açısının sabit frekansta torka etkisi.



Şekil 2.7 : Salınım açısının aynı kaldırma kuvvetinde torka etkisi.

Kinematik analizler sonucunda salınım açısının 90° olmasına ve biyelin uzunluğunun krankın uzunluğunun 4 katı olmasına karar verilmiştir. Bunun sonucunda kinematik

sentez ile uzuv boyutları belirlenmiştir. Sabit uzvun uzunluğu (mekanizmanın gövdeyle birleştirildiği mafsallar arası mesafe) 6 cm alınarak sentez sonucu krankın, biyelin ve sarkacın uzunluğu sırasıyla 14,55 mm, 58,21 mm ve 20,58 mm olarak seçilmiştir. Kanat uzunluğunun 20 cm genişliğinin 8 cm olmasına karar verilmiştir.

2.5 Motor ve Redüktör Seçimi

Eyleyici olarak dc motor kullanımına karar verilip ilgili denklemler elde edildikten sonra kaldırma kuvvetinin önemi dikkate alınarak motor seçimi yapılmaya çalışılmıştır. Kaldırma kuvveti hesabında kanat çırpma aralığı, kanat çırpma frekansı ve kanat uzunluğu büyük önem arz etmektedir. Ancak kanat çırpma aralığının ve kanat uzunluğunun artması tork ihtiyacının artmasına sebep olmaktadır. Kanat çırpma frekansı da direk olarak motorun hızına bağlıdır. Bu nedenle motor seçimi yapılırken motorun oldukça hafif ve güçlü olmasına dikkat edilmiştir. Araştırmalar sonucunda hava aracının havalanması için gerekli olan kaldırma kuvvetini sağlayabilecek uygun motor bulunamamıştır. Mümkün olduğunca uygun bir dc servomotor seçilerek bir prototip oluşturulup deney düzeneğine yerleştirilerek kaldırma kuvvetiyle ilgili testler yapılmasına karar verilmiştir.

Çok küçük çapta, istenilen hassasiyette dişli üretiminin ve montajının zor olacağı düşünülmüş, bu sebeple motor seçimi yapılırken redüktör seçimi de yapılmıştır. Çok küçük çapta ve güçlü motor üreten Maxon ve Faulhaber firmalarının katalogları incelenmiştir. Kataloglar incelenip uygun bulunan 7 motor Çizelge 2.1’de gösterilmiştir. Daha sonra Faulhaber 1226006B marka dc servomotorun kullanılmasına karar verilmiştir. Motorun teknik özellikleri EK A’da verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Motor seçimi.

Marka	Motor	Güç (W)	Tork (mNm)	Hız (rpm)	Ağırlık (g)
Maxon	315170	8	1.74	41700	13
Maxon	416184	6	2.23	20200	19
Faulhaber	1226	9.6	2.28	40000	13
Faulhaber	1628	11	2.6	40000	31
Faulhaber	2036	20	5.2	36000	50
Faulhaber	1524	8	2.1	36000	20
Faulhaber	1536	22	5.7	36000	33

Seçilen motorla uyumlu olan düz ve planet dişli kutuları izelge 2.2’de gösterilmiştir. Dişli kutuları incelendikten sonra 64:1 dişli oranına sahip 10/1 seri numaralı redüktör kullanımına karar verilmiştir. Dişli kutusu teknik zellikleri EK B’de verilmiştir.

Çizelge 2.2 : Dişli kutusu seçimi.

Dişli Kutusu	Seri No	Dişli Oranı	Sürekli Tork (mNm)	Anlık Tork (mNm)	Verimlilik (%)	Ağırlık (g)
Planet	10/1	16:1	15	200	80	7
Planet	10/1	64:1	54	200	70	8
Düz	12/3	46,4:1	10	100	81	11
Düz	12/3	104,4:1	20	100	77	12
Planet	12/4	16:1	300	450	80	15
Planet	12/4	64:1	300	450	70	18
Düz	12/5	69,2:1	30	100	-	11
Düz	12/5	161:1	30	100	-	12

Motor ve dişli kutusu şekil 2.8’de gösterilmiştir.



şekil 2.8 : Motor ve dişli kutusu.

2.6 Hız Kontrol nitesi Seçimi

Motor seçimi yapıldıktan sonra motora uygun hız kontrol nitesi seçimi yapılmıştır. Kısaca ESC (elektronik hız kontrols) diye adlandırılan hız kontrol ünitesinin kullanımı zorunludur. Çünkü motor pilden gelen doğru akımla sürülemez. Doğru akımın alternatif akıma dönüştürülmesi gerekmektedir. Seçilen motorun çekeceği maksimum akım 1 amperden daha azdır. Hız kontrol nitesi olarak SC1801P tercih edilmiştir (şekil 2.9). Hız kontrol ünitesinde 14 pin bulunmaktadır. Bunlardan 8 tanesi motoru sürmek için kullanılmaktadır. 3 pin motorun 3 fazı için, 3 pin hall sensörü için,

diğer 2 pin de besleme ve topraklama için kullanılmıştır. Kalan 6 pin ise mikrodnetleyici ile veya güç kaynağıyla bağlantıyı sağlamak için kullanılmaktadır. Hız kontrol sürücünün özellikleri EK C’de gösterilmiştir.



Şekil 2.9 : Hız kontrol ünitesi.

2.7 Mikrodnetleyici Seçimi

Hız kontrol ünitesi seçildikten sonra motorların hızları değiştirilerek mikro hava aracının yunuslama, yalpalama ve sapma hareketlerinin birbirinden bağımsız kontrolü için mikrodnetleyici seçilmesi gerekmektedir. Son yıllarda quadcopterlerin hobi amaçlı kullanımlarının artmasıyla firmalar açık kaynak kodlu hazır uçuş kontrol üniteleri üretmeye başlamışlardır. Uçuş kontrol ünitelerine örnek olarak Pixhawk ve ArduPilot Mega (APM) gösterilebilir. Bu çalışmada içinde Arduino Mega 2560 mikrodnetleyici bulunduran APM 2.5 kullanılmıştır (Şekil 2.10). Ardupilot için herhangi montaja gerek duyulmamaktadır. İçinde mikrodnetleyiciyi ve ataletsel ölçüm ünitelerini (IMU) bulundurmaktadır. GPS portu bulunmaktadır. Xbee modül ile uyumludur. Ardupilot’tan hız kontrol sürücüsüne PWM gönderilerek motorlar kontrol edilir.



Şekil 2.10 : Uçuş kontrol ünitesi.

2.8 Kumanda ve Batarya Seçimi

Kullanıcı ile uçuş kontrol ünitesi arasındaki iletişim radyo frekanslı kumanda ile sağlanır. Kumandanın alıcısı uçuş kontrol ünitesine yerleştirilerek kullanıcının komutları PWM cinsinden gönderilir. Aracın yüksekliği, yalpalama açısı, yunuslama açısı ve yönelme açısı kontrol edilmeye çalışıldığı için dört kanallı 2.4 GHz kumanda kullanımı uygun görülmüştür (Şekil 2.11).



Şekil 2.11 : 2.4 GHz dört kanallı RC kumanda.

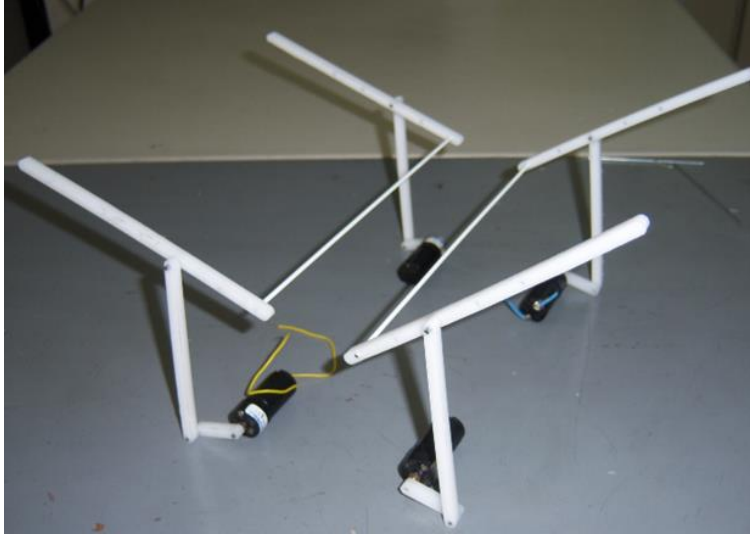
Batarya seçimi yapılırken ağırlığına, sağladığı gerilime ve akıma dikkat edilmektedir. Bu çalışmada lityum polimer pil kullanılmasına karar verilmiştir. Lityum polimer pillerde S ile gösterilen her hücre 3.7 V gerilim sağlar. Piller seri bağlanarak daha yüksek gerilim değerleri elde edilebilir. Motorlar fazla akım çekmediğinden ve ihtiyaç duyulan gerilim değeri yüksek olmadığından bu çalışmada 1300 mAh'lık 7.4 V'luk gerilime sahip lityum polimer pil kullanılmıştır (Şekil 2.12).



Şekil 2.12 : 1300 mAh 2S lityum polimer pil.

2.9 Mekanizma Üretimi

Uzuv boyutları belirlendikten sonra mekanizmanın üretimine geçilmiştir. Üretimde balsa ve çeşitli plastik malzemeler kullanılmıştır. Balsa oldukça hafif olmasına rağmen uzuv boyutları da küçük olduğundan kanat çırpma için yeteri kadar sağlam bir malzeme değildir. Plastik malzemelerin üretimi sonucunda delrin kullanılmasına karar verilmiştir. Sarkaç uzatılarak kanat kısmının da delrinden üretilmesi düşünülmüştür. Delrinden üretilen mekanizma uzuvları şekil 2.13'te gösterilmiştir. Ancak kanat çırpma frekansının yüksek olmasına bağlı olarak atalet kuvvetleri çok yüksek olmaktadır. Bu sebeple dört çubuk mekanizması delrinden üretilip kanat bağlantısında karbon fiber çubuk kullanılmasına karar verilmiştir. Karbon fiber çubuk hafif olmasının yanında delrine göre daha esnek bir malzeme olduğu için tercih edilmiştir.



Şekil 2.13 : Delrinden üretilen uzuvlar.

2.10 Kanat Üretimi

Kanat olarak ilk önce şemsiye yapımında da kullanılan polyester kumaş kullanılmıştır. Kanadı germek için hafif olması sebebiyle balık avlamada kullanılan misina, kumaşın etrafına dikilmiştir. Böylece istenilen kanat profili oluşturulmuştur. Ancak kumaşın içinden hava geçtiği için kaldırma kuvvetinin yeterli olmadığı görülmüştür. Genellikle hobi uçakların kaplamasında kullanılan plastik filmde yapılan kanat esnek olmaması sebebiyle tercih edilmemiştir. Bunun sonucunda naylon kullanımına karar verilmiştir. Tek kat ve çift kat naylondan kanat üretilmiştir. Testler sonucunda çift kat naylon kullanımının daha iyi sonuç verdiği görülmüştür. Ancak kanat etrafında misina benzeri

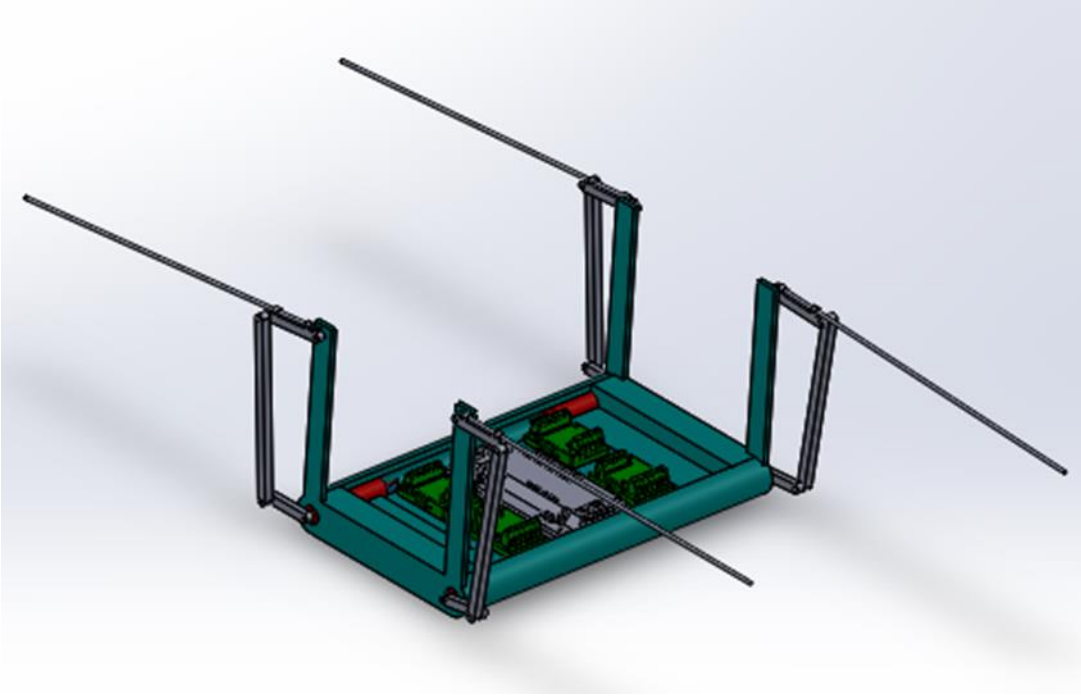
malzeme kullanılmadığı için kanat çırparken kanat profilinin değiştiği görülmüştür. Daha büyük kaldırma kuvveti elde etmek için çok ince karbon fiber çubuk kullanılarak kanat iskeleti oluşturulmuştur. Oluşturulan kanat modelleri Şekil 2.14’te gösterilmiştir.



Şekil 2.14 : Çeşitli malzemelerden kanat modelleri.

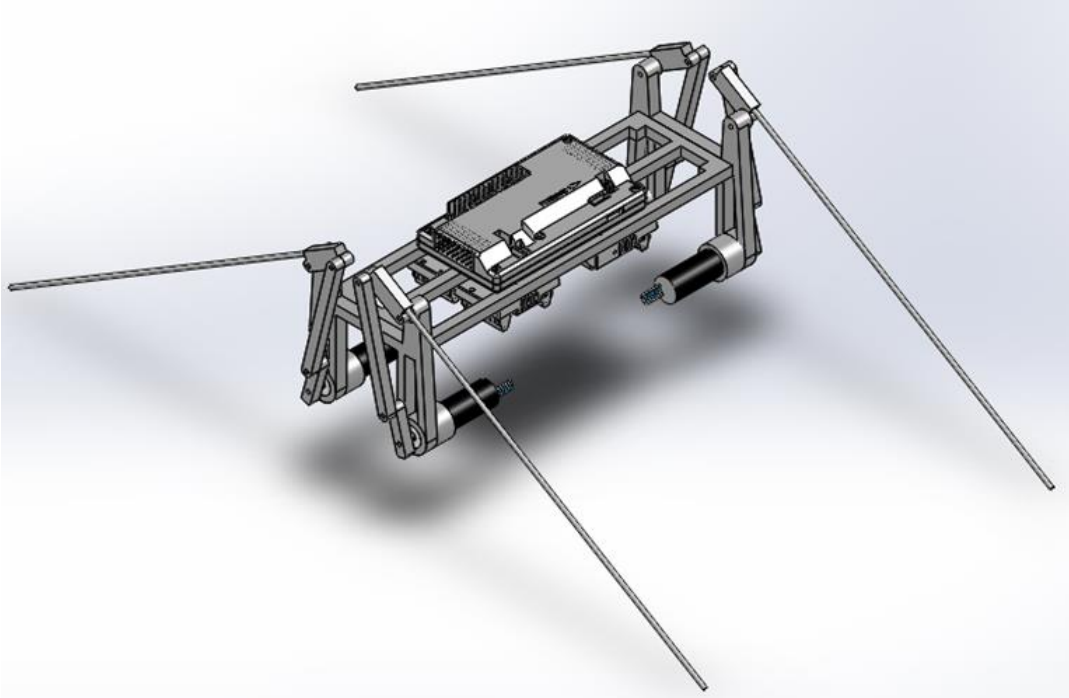
2.11 Gövde Tasarımı ve Üretimi

Motor, dişli kutusu, elektronik hız kontrol ünitesi ve uçuş kontrol ünitesi seçilip kanat çırpma mekanizmasının boyutları belirlendikten sonra bu ekipmanları taşıyan gövde 3 boyutlu tasarım programı kullanılarak modellenmiştir. Hava aracının SolidWorks’te tasarlandığı ilk hali şekil 2.15’te gösterilmiştir.



Şekil 2.15 : SolidWorks'te ilk tasarlanan hava aracı.

İlk tasarım sonucunda ağırlığın azaltılması gerektiği görülmüştür. Mikro hava aracının daha hafif olması için mekanizma boyutları küçültülmüş ve gövdenin boşluklu üretimine karar verilmiştir. Tasarımın son hali şekil 2.16'te gösterilmiştir.



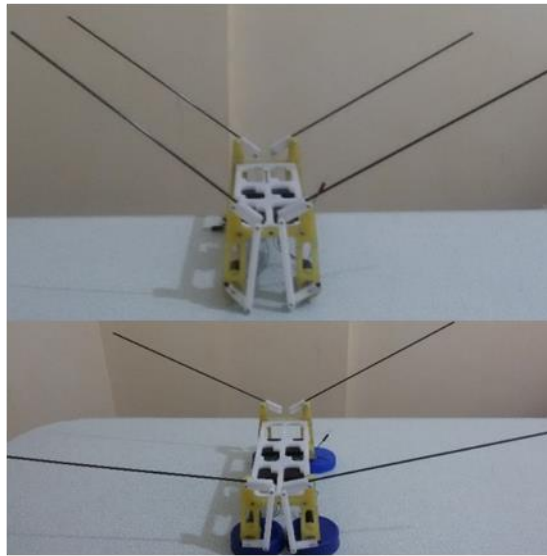
Şekil 2.16 : SolidWorks'teki hava aracı tasarımının son hali.

Gövde üretimi için hafif ve dayanıklı olması sebebiyle plastik malzeme kullanımı uygun görülmüştür. Balsa oldukça hafif olmasına rağmen çok sağlam olmadığından kullanılmamıştır. Gövde tek parça halinde üretilmek istense de malzeme CNC’de işlenirken esnediğinden ve tek parça halinde üretimi için uygun kesici uçların maliyeti artırmasından dolayı 3 parça halinde üretilmiştir (Şekil 2.17).



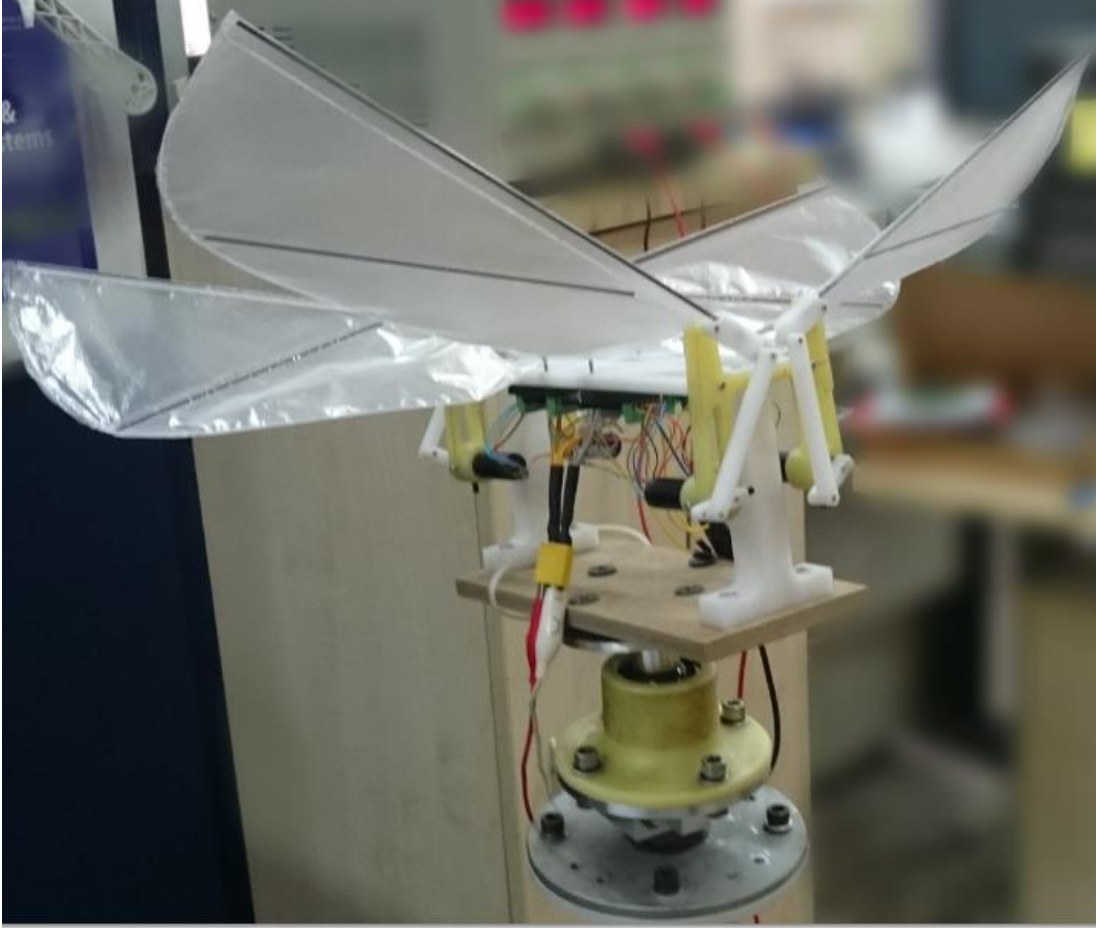
Şekil 2.17 : Gövde parçaları.

Ardupilot ve hız kontrol ünitesinin montajının yapılacağı kısım delrinden üretilmiştir. Daha sonra Ardupilot’un test düzeneğine yerleştirilen platforma konulmasına karar verilmiştir. Motorun ve kanat çırpma mekanizmasının montajının yapılacağı kısım ise daha sağlam olmasından dolayı kestamitten üretilmiştir. Kestamit parçadan iki adet üretilerek her parçaya iki motor sıkı geçirilmiştir. Delrinin kestamite montajı plastik vidası kullanılarak yapılmıştır. Montaj aşamasındaki mikro hava aracı şekil 2.18’de gösterilmiştir.



Şekil 2.18 : Montaj aşamasındaki hava aracı.

Hava aracının test düzeneğine montajı için tahta ve delrinden oluşan bir aparat üretilmiştir. Hava aracının hareketi öncelikle kumanda ve mikrodnetleyici kullanılmadan güç kaynağından verilen gerilim değıştirilerek test edilmiştir. Mikro hava aracının deney düzeneğindeki son hali şekil 2.19’da gösterilmiştir.



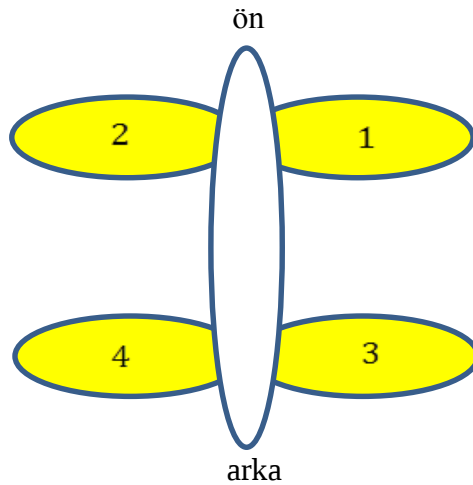
Şekil 2.19 : Hava aracının son hali.

3. MİKRO HAVA ARACININ HAREKETİ VE KONTROLÜ

3.1 Hava Aracının Hareketi

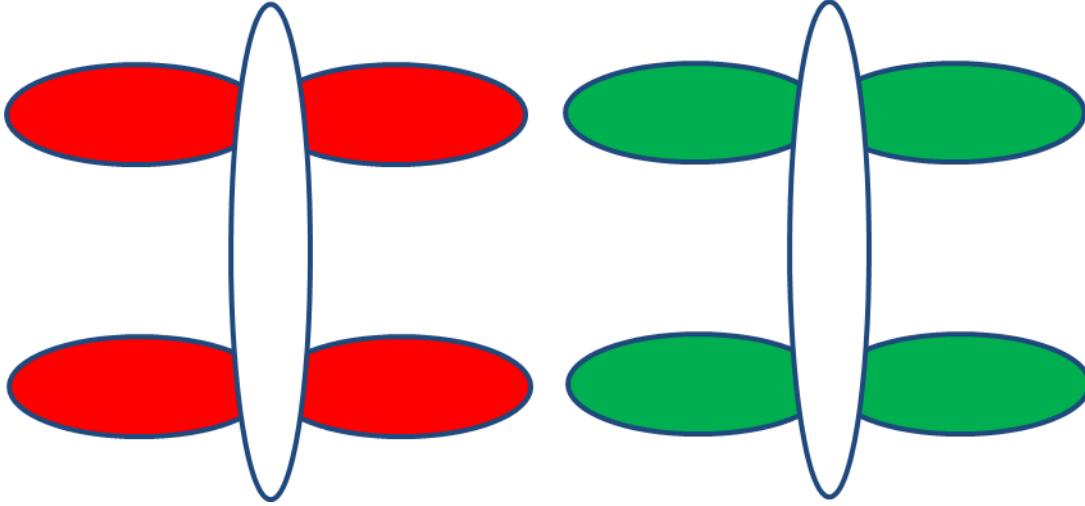
Mikro hava aracının tasarımındaki en önemli özellik her kanadın birbirinden bağımsız olarak kontrol edilebilmesidir. Bu durumda her kanat için ayrı motor ve hız kontrol sürücüsü kullanımı ağırlık açısından dezavantaj oluştursa da aracın manevra kabiliyeti artmaktadır ve araç kontrolü kolaylaşmaktadır. Kanatların birbirinden bağımsız kontrol edilmesi durumunda kontrolcü sayısı değişmeyeceğinden dört kanatlı hava araçlarının kaldırma kuvveti-ağırlık oranı iki kanatlı hava araçlarına göre daha büyük olmaktadır [27]. Karmaşık aerodinamik etki gözardı edilerek kanat çırpın mikro hava aracının hareketinin quadcopter hareketine benzer bir hareket izleyeceği öngörülmüştür. Ağırlık merkezinin aracın tam ortasında olduğu ve kanatların x ve y eksenine göre simetrik olduğu varsayımı yapılmıştır. Motorun dönme yönü belli bir faz farkına sebep olmaktadır. Ancak bu fark quadcopterdeki kadar etkili olmayacağı için hesaplamalarda ihmal edilmiştir.

Mikro hava aracının belli bir yükseklikte havada asılı kalması için dört kanat aynı frekansta çırpılarak bu frekans değerindeki motorun dönme hızı referans hız kabul edilmiştir. Şekil 3.1’de referans hız sarı ile gösterilmiştir.



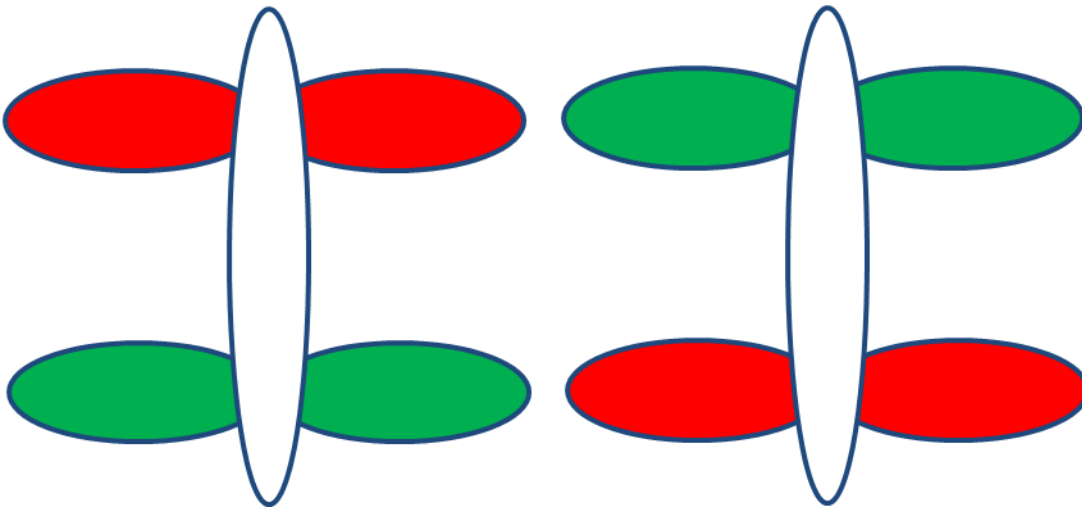
Şekil 3.1 : Hava aracının havada asılı kalması.

Dört motorun hızı eşit olacak şekilde motorun dönme hızı referans hızdan daha yüksek veya daha düşük bir hıza ayarlanırsa mikro hava aracının dikey yönde hareket etmesi sağlanır. Böylece mikro hava aracının irtifa kazanması veya alçalması sağlanır. Şekil 3.2’de referans hızdan daha düşük hız kırmızı ile daha yüksek hız yeşil ile gösterilmiştir.



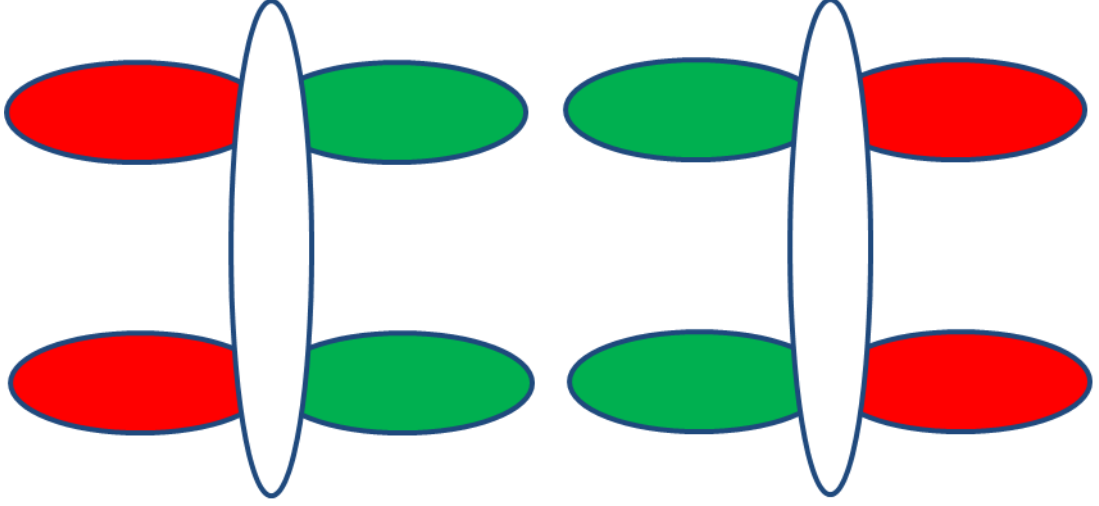
Şekil 3.2 : Hava aracının alçalması (solda) ve yükselmesi (sağda).

Mikro hava aracının ön kanatları düşük frekansta çırpılıp arka kanatları daha yüksek frekansta çırpılırsa aracın ileri yönde hareketi sağlanır. Benzer şekilde ön kanatlar yüksek frekansta çırpılıp arka kanatlar düşük frekansta çırpılırsa aracı geri yönde hareketi sağlanır. Şekil 3.3’te ön ve arka kanatlar farklı frekansta hareket ettirilerek yunuslama hareketi elde edilir.



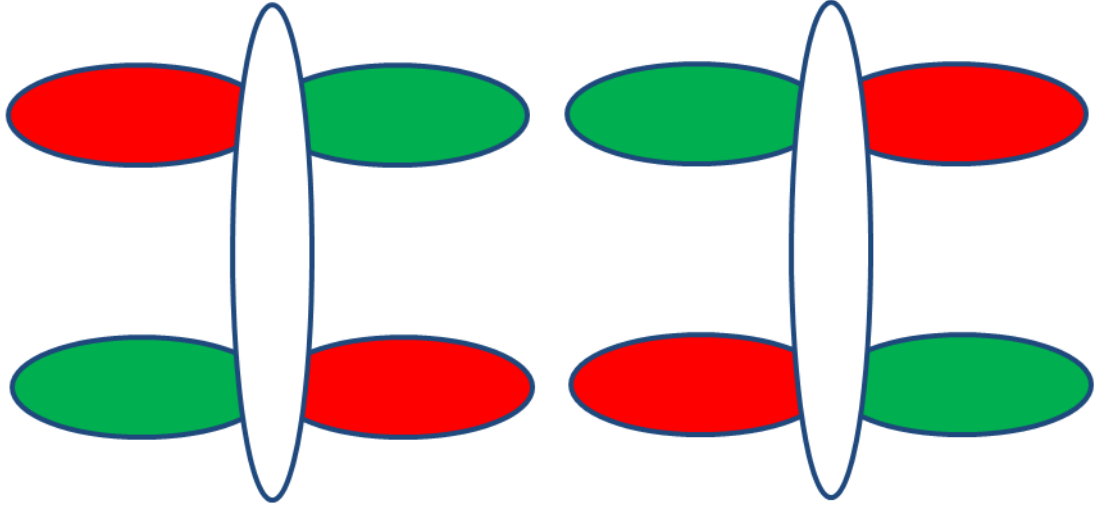
Şekil 3.3 : Yunuslama hareketinin oluşumu.

Şekil 3.4'te gösterildiği gibi mikro hava aracının sağ tarafında kalan motorlar sol tarafında kalan motorlardan daha hızlı döndürülürse aracın sola doğru yalpalama hareketi yapması sağlanır. Tam tersi yapılarak sağ tarafa doğru yalpalama hareketi elde edilir.



Şekil 3.4 : Yalpalama hareketinin oluşumu.

Sağ ön kanat ile sol arka kanadın frekansı, sol ön kanat ile sağ arka kanadın frekansından daha yüksek olursa aracın sola dönmesi, daha düşük olursa aracın sağa dönmesi sağlanır. Kanat çırpma hızları Şekil 3.5'te gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : Yönelme hareketinin oluşumu

3.2 Hava Aracının Modellenmesi

Mikro hava aracı, H veya I şeklindeki gövdenin köşelerine dört adet motor, dört çubuk mekanizmasıyla birlikte yerleştirilip mekanizmanın sarkaç kısmına kanat bağlanarak

modellenmiştir. Motorların hızları değiştirilerek aracın istenilen hareketi yapması sağlanır. Aracın ileri geri hareketini x doğrultusunda ve yukarı aşağı hareketi z doğrultusunda yaptığı düşünülürse; aracın x, y, z eksenleri etrafında yaptığı açılara sırasıyla yalpalama açısı, yunuslama açısı ve yönelme açısı denilmektedir.

Aracın kanat çırpması sonucu yerel koordinat sistemine göre z doğrultusunda elde edilen kuvvet dört kanat için F_{Z1} , F_{Z2} , F_{Z3} , F_{Z4} ile gösterilmiştir. Kanatların dikdörtgen şeklinde olduğu varsayımı yapılarak kuvvetler denklem 2.3 kullanılarak hesaplanır. Yerel eksene göre z yönündeki toplam kuvvet F_B ile denklem 3.1’de gösterilmiştir.

$$F_B = F_{Z1} + F_{Z2} + F_{Z3} + F_{Z4} \quad (3.1)$$

Yalpalama hareketine sebep olan moment denklemi 3.2’de gösterilmiştir.

$$\tau_{roll} = d_w(F_{Z2} + F_{Z4} - F_{Z1} - F_{Z3}) \quad (3.2)$$

Yunuslama hareketinin elde edilmesini sağlayan moment denklem 3.3 ile hesaplanır.

$$\tau_{pitch} = d_l(-F_{Z1} - F_{Z2} + F_{Z3} + F_{Z4}) \quad (3.3)$$

Yerel koordinat sistemine göre y doğrultusunda elde edilen kuvvet dört kanat için F_{Y1} , F_{Y2} , F_{Y3} , F_{Y4} ile gösterilmiştir. Y doğrultusundaki kuvvetler ile z doğrultusundaki kuvvetler arasındaki ilişki denklem 3.4’te gösterilmiştir.

$$F_Y = \frac{c_D}{c_L} F_Z \quad (3.4)$$

Yönelme hareketine sebep olan tork denklem 3.5 ile hesaplanır.

$$\tau_{yaw} = d_w(F_{Y1} + F_{Y4} - F_{Y2} - F_{Y3}) \quad (3.5)$$

Toplam kuvvet, moment ve tork değerleri F_{Z1} , F_{Z2} , F_{Z3} , F_{Z4} cinsinden matris ile gösterilmek istenirse denklem 3.6 kullanılır [28].

$$\begin{bmatrix} \tau_{roll} \\ \tau_{pitch} \\ \tau_{yaw} \\ F_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d_w & d_w & -d_w & d_w \\ -d_L & -d_L & d_L & d_L \\ \frac{d_w c_D}{c_L} & -\frac{d_w c_D}{c_L} & -\frac{d_w c_D}{c_L} & \frac{d_w c_D}{c_L} \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{Z1} \\ F_{Z2} \\ F_{Z3} \\ F_{Z4} \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Euler denklemi 3.7’de gösterilmiştir.

$$\tau = I_G \dot{\omega} + \omega \times I_G \omega \quad (3.7)$$

Atalet matrisi denklem 3.8’de elde edilmiştir.

$$I_G = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Hava aracının kütle özellikleri şekil 3.6’da Solidworks programı ile elde edilmiştir.

havaaracı öğesinin kütle özellikleri		
Konfigürasyon: Varsayılan		
Koordinat sistemi: -- varsayılan --		
Kütle = 280.10 gram		
Hacim = 129684.61 milimetre küp		
Yüzey alanı = 85434.19 milimetrekare		
Kütle merkezi: (milimetre)		
X = -10.62		
Y = -8.93		
Z = 185.96		
Birincil atalet eksenleri ve birincil eylemsizlik momentleri: (gram * milimetrek		
Kütle merkezinden alınmış.		
Ix = (0.00, -0.00, 1.00)	Px = 352596.13	
Iy = (1.00, 0.00, -0.00)	Py = 1471391.25	
Iz = (-0.00, 1.00, 0.00)	Pz = 1564542.34	
Atalet momenti: (gram * milimetrekare)		
Kütle merkezinden alınmış ve çıktı koordinat sistemi ile hizalanmış.		
Lxx = 1471392.03	Lxy = 328.80	Lxz = 654.49
Lyx = 328.80	Lyx = 1564541.03	Lyz = -413.58
Lzx = 654.49	Lzy = -413.58	Lzz = 352596.66
Atalet momenti: (gram * milimetrekare)		
Çıktı koordinat sisteminden alınmış.		
Ixx = 11179938.68	Ixy = 26890.73	Ixz = -552529.22
Iyx = 26890.73	Iyy = 11282347.89	Iyz = -465511.30
Izx = -552529.22	Izy = -465511.30	Izz = 406521.55

Şekil 3.6 : Hava aracının kütle özellikleri

Yerel koordinata göre açısal ivmeler denklem 3.9’daki formülle hesaplanır [29].

$$\vec{\dot{\omega}}_B = I_G^{-1} (\vec{\tau} - \vec{\omega} \times I_G \vec{\omega}) \quad (3.9)$$

Elde edilen yerel koordinattaki açısal ivme denklemleri denklem 3.10-12’de gösterilmiştir.

$$\dot{\omega}_x = \frac{\tau_{roll} - \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \quad (3.10)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{\tau_{pitch} - \omega_z \omega_x (I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} \quad (3.11)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{\tau_{yaw} - \omega_x \omega_y (I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} \quad (3.12)$$

Hava aracının genel koordinat sistemine göre x, y, z yönündeki yer değiştirmesini hesaplamak için rotasyon matrisi kullanılmaktadır. Matriste cosinüs c ile, sinüs s ile gösterilmiştir. X eksenini etrafındaki dönme 3.13'te,

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Y eksenini etrafındaki dönme denklem 3.14'te,

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Z eksenini etrafındaki dönme 3.15'te gösterilmiştir.

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Rotasyon matrisi x, y, z'ye bağlı rotasyon matrislerinin çarpımıyla elde edilir (Denklem 3.16) [30].

$$R_{xyz}(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$$

$$R_{xyz}(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Yerel koordinattaki açısal hızlar Euler açıları kullanılarak denklem 3.17'deki gibi yazılabilir [31].

$$\vec{\omega}_B = I \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_X^{-1}(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_X^{-1}(\phi) R_Y^{-1}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Rotasyon matrislerinin tersi hesaplanarak yerel koordinattaki açısal hızlar yalpalama, yunuslama ve yönelme açıları cinsinden denklem 3.18'deki gibi yazılır [32].

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Yukarıdaki matrisin tersi alınıp euler açılarının değişimi yerel koordinattaki açısal hızlar cinsinden denklem 3.19'da yazıldıktan sonra integral alınarak euler açıları bulunur [33].

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & t\theta s\phi & t\theta c\phi \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi / c\theta & c\phi / c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Hava aracının yerel koordinat sistemine göre sadece z yönünde hareket ettiği varsayılarak ivme hesabı yapılmıştır (Denklem 3.20). Aracın yönelme açısı yapmasına sebep olan etki burada ihmal edilmiştir.

$$a_b = \frac{F_B}{m} \quad (3.20)$$

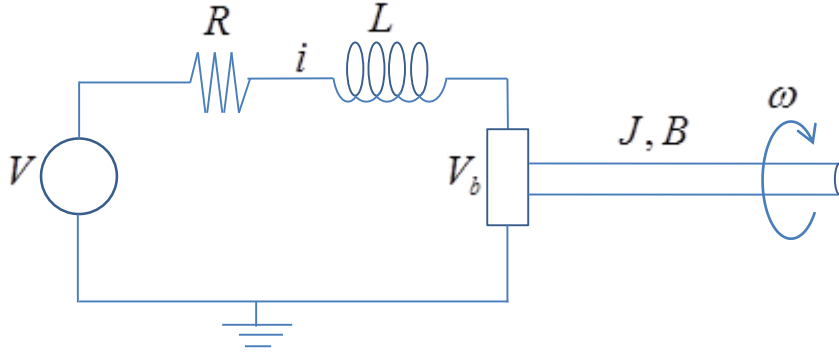
Bulunan ivme değeri rotasyon matrisi ile çarpılıp yerçekimi ivmesi işleme dahil edilerek aracın genel koordinat sistemine göre x, y, z yönündeki ivmeleri hesaplanır (Denklem 3.21). Bu değerlerin iki kez integrali alınarak aracın genel koordinat sistemine göre yer değiştirmesi hesaplanır[34].

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = R_{XYZ}(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ a_b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

3.3 Hava Aracının Kontrolü

Hava aracının kontrolünde endüstride de yaygın şekilde kullanılmakta olan PID kontrol tercih edilmiştir. PID kontrolde K_p oransal kazanç değeri hata ile, K_i integral

etki kazancı sistemin geçmişteki hatalarının toplamı ile, K_d türevsel etki kazancı sistemin hata değişimi ile kullanılmaktadır.



Şekil 3.7 : Gerilim kontrollü dc servomotor sistemi

Dc servomotor modeli şekil 3.7’de gösterilmiştir. Motor analog sürüldüğünde gerilim artırılıp azaltılarak motorun dönme hızı değiştirilir. Motor dijital sürüldüğünde bu görevi PWM sinyali üstlenmektedir. Elektromekanik sistemin matematiksel modelindeki direnç R , endüktans L ve geri EMF sabiti K_b değerleri EK-A’da gösterilen motor kataloğundan alınmıştır. Gerilim denklemi 3.22’de verilmiştir.

$$v(t) = Ri(t) + L \frac{di(t)}{dt} + K_b \omega(t) \quad (3.22)$$

Tork sabiti K_t kullanılarak akım-tork bağıntısı denklem 3.23’te gösterilmiştir.

$$\tau(t) = K_t i(t) \quad (3.23)$$

Daha sonra rotorun ataleti J ve sönümlleme sabiti B kullanılarak tork-açısal hız bağıntısı denklem 3.24’te elde edilmiştir.

$$\tau(t) = (J \dot{\omega} + B \omega) \quad (3.24)$$

Redüktör kullanıldığı için krank hızı EK-B’de verilen değerlere göre denklem 3.25 ile hesaplanır.

$$\omega_{12} = \frac{N_1}{N_2} \omega \quad (3.25)$$

Denklem 3.22-24’ün laplace dönüşümü denklem 3.26-28’de gösterilmiştir.

$$V(s) = (Ls + R)I(s) + K_b \Omega(s) \quad (3.26)$$

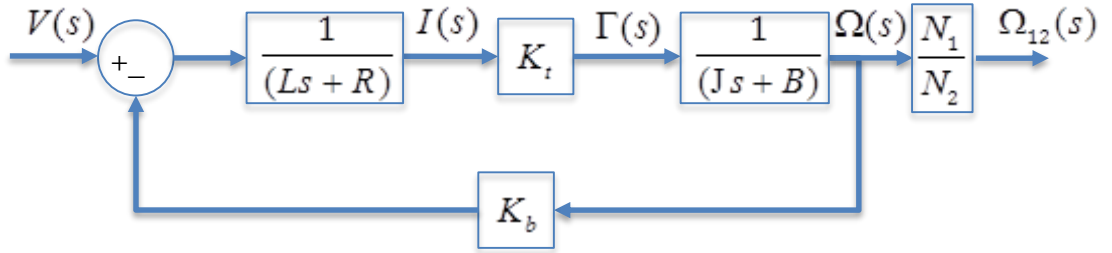
$$\Gamma(s) = K_t I(s) \quad (3.27)$$

$$\Gamma(s) = (Js + B)\Omega(s) \quad (3.28)$$

Elektromekanik sistemin modellenmesi sonucu krankın açısal hızı ile voltaj arasındaki transfer fonksiyonu denklem 3.29’da gösterilmiştir.

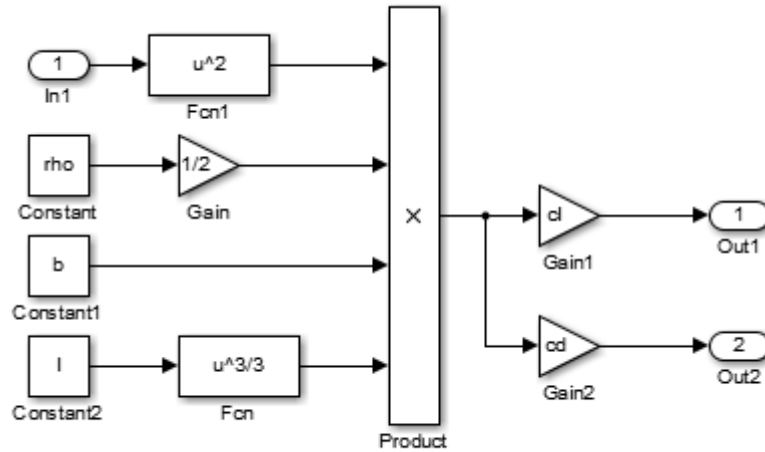
$$G_{\Omega_{12V}}(s) = \frac{K_t N_1 / N_2}{(Ls + R)(Js + B) + K_b K_t} \quad (3.29)$$

Gerilim kontrollü dc servomotorun blok diyagramı ve Simulink modeli sırasıyla şekil 3.8 ve 3.10’da gösterilmiştir.

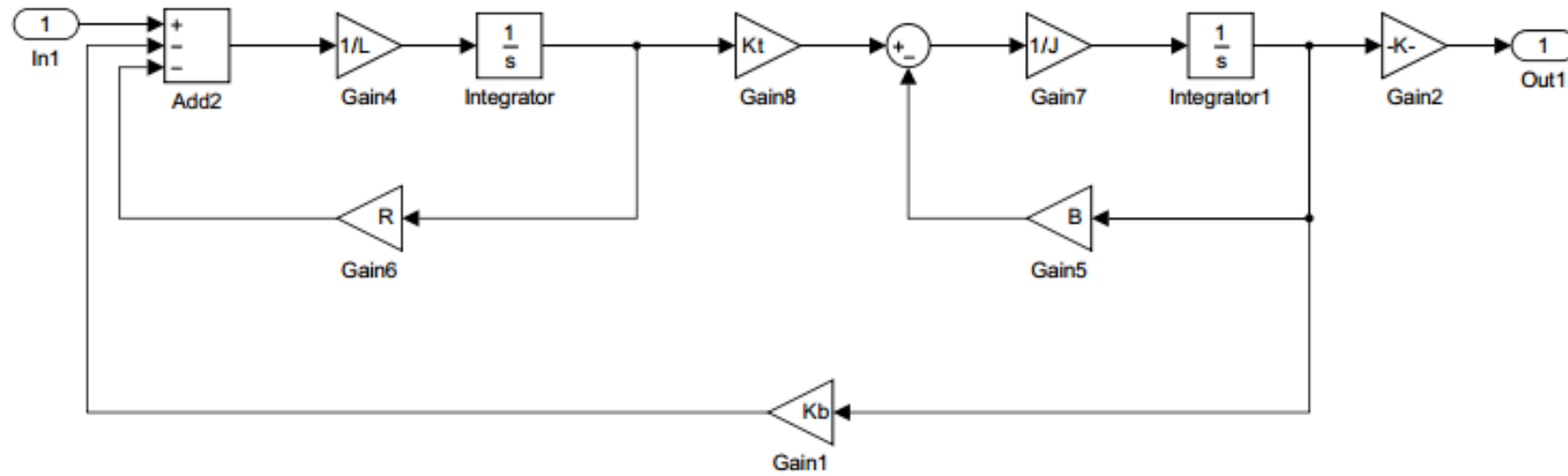


Şekil 3.8 : Gerilim kontrollü dc servomotor blok diyagramı.

Denklem 2.3’teki sarkaç açısal hızı ile kaldırma kuvveti arasındaki ilişki lineerleştirilmemiştir. Bu ilişki şekil 3.9’da gösterilmiştir.

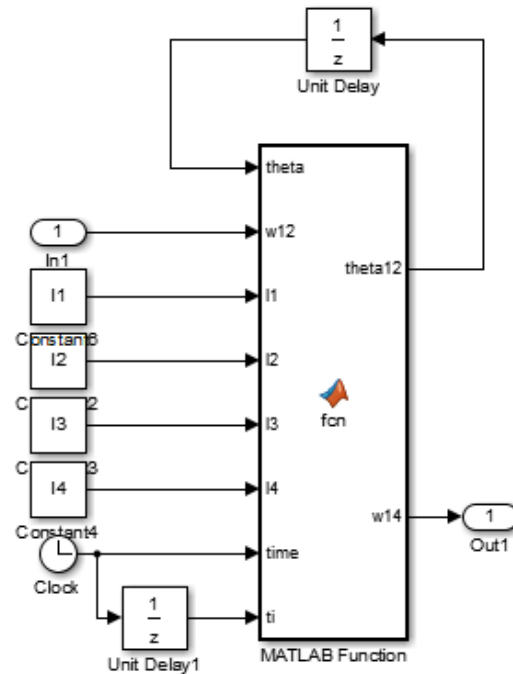


Şekil 3.9 : Sarkaç açısal hızı ile kaldırma kuvveti arasındaki ilişki.

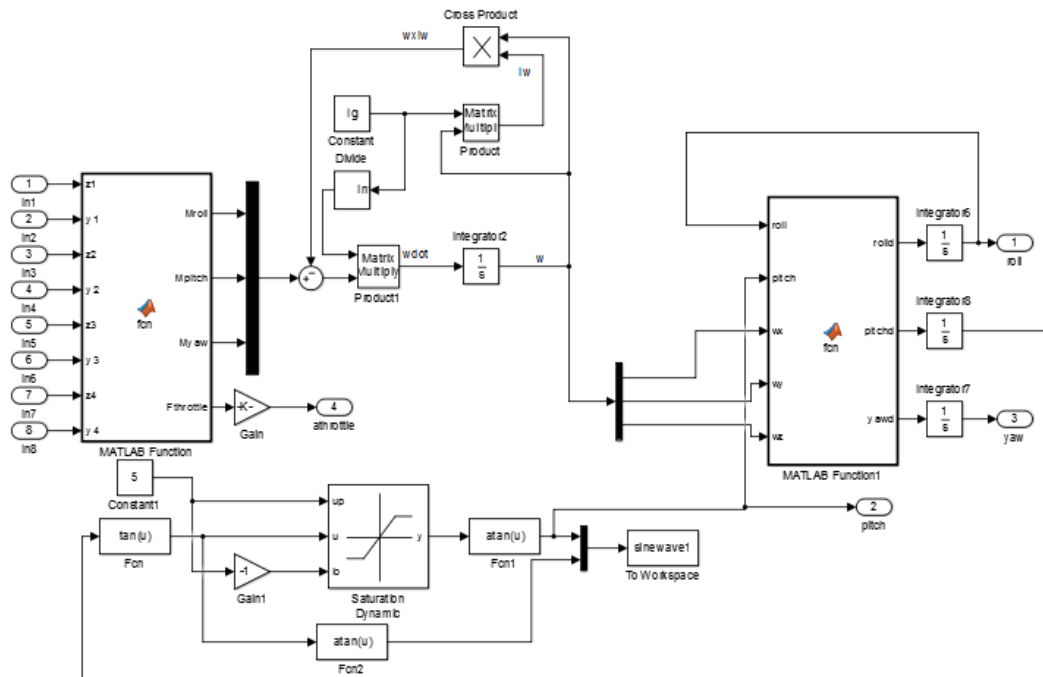


Şekil 3.10 : Gerilim Kontrollü dc servomotor Simulink modeli

Denklem-2.8’de gösterilen sarkaç açısal hızı ile krank açısal hızı arasındaki ilişki kontrol sisteminde büyük hatalara sebep olacağından lineerleştirilmemiştir. Simulink’te Matlab function bloğu kullanılarak gerekli denklemler yazılmış ve sarkaç açısal hızı elde edilmiştir (şekil 3.11).



Şekil 3.11 : Krank açısai hızı ile sarkaç açısai hızı arasındaki ilişki.



Şekil 3.12 : Yalpalama, yunuslama ve yönelme açılarının elde edilişi

Şekil 3.12’de soldaki Matlab function bloğuna denklem 3.6 yazılarak kaldırma kuvvetlerinden 3 eksenindeki momentler ve throttle ivmesi elde edilmiştir. Denklem 3.9 modellenerek momentlerden yerel açısal ivmeler elde edilmiştir. Daha sonra integral alınarak yerel açısal hızlar elde edilmiştir. Sağdaki Matlab function bloğuna denklem 3.19 yazılıp çıkışta integral alınarak yalpalama, yunuslama ve yönelme açıları elde edilir. Ancak, denklem 3.19’da yunuslama açısı 90^0 iken sistem çözümsüzdür. Bu sebeple yunuslama açısının tanjantı ∓ 5 aralığında sınırlandırılmıştır.

Yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları elde edildikten sonra denklem 3.16’da gösterilen rotasyon matrisi denklem 3.21’de gösterildiği üzere throttle ivmesi ile çarpılıp yerçekimi ivmesi çıkarılıp iki kez integral alınarak aracın yer değiştirmesi hesaplanır. Sistem simulink ortamında modellenmiştir. Sistemin Simulink modeli EK-D’de gösterilmiştir.

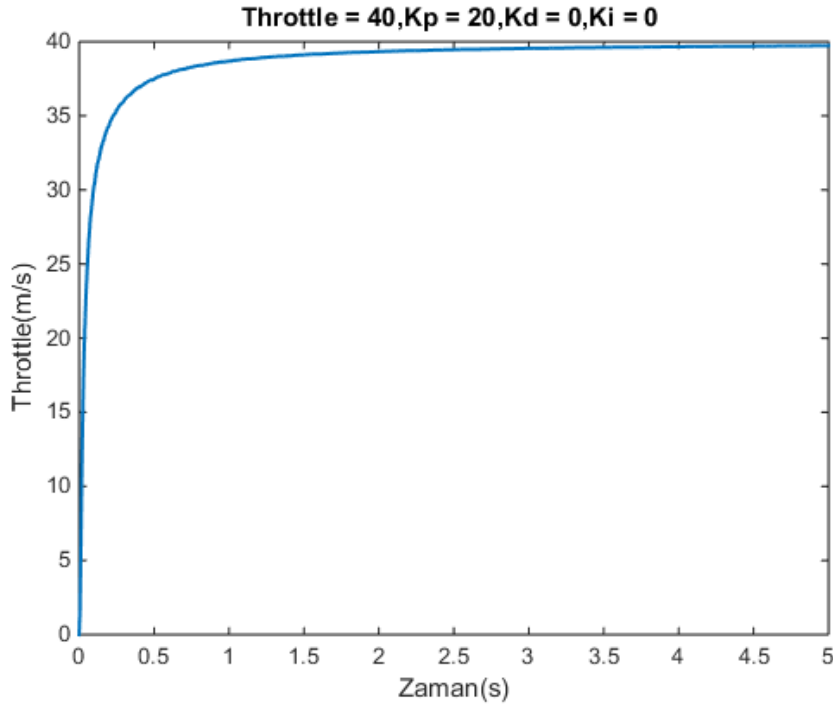
4. SİMULASYON SONUÇLARI

Hava aracı modellenip MatLab/Simulink programı kullanılarak kapalı çevrim kontrol yapılmıştır. Çok girişli çok çıkışlı (MIMO) sistemde kullanıcının kumanda vasıtasıyla belirlediği parametreler girişleri oluşturmaktadır. Bunlar yunuslama açısı, yalpalama açısı, yönelme açısı ve gaz kelebeği olarak belirlenmiştir. Aracın x, y ve z eksenlerindeki konumu, yunuslama açısı, yalpalama açısı ve yönelme açısı çıkış olarak belirlenmiştir.

Motorlara uygulanacak maksimum gerilim gözardı edilerek sistemde her giriş için PID kontrolcü kullanılmıştır. Kontrolcülerin çıkışları denklem 3.6'da gösterilen matrisin tersiyle çarpılarak motorlar kontrol edilmiştir. K_p , K_i , K_d parametrelerinin etkisi MatLab'de kod yazılarak for döngüsü ile görülmüştür. İlk önce sadece gaz kelebeği kontrol edilerek tüm açılar geri besleme olmadan 0° 'ye ayarlanmıştır. Throttle için aşma olmadığından ve sistem kısa sürede kararlı hale geçtiğinden sadece P kontrol kullanılması yeterli olmuştur. Böylece yükselme zamanı azaltılarak kalıcı durum hatası minimize edilmiştir. Ancak throttle için ayarlanan K_p değerinin diğer açıların kontrolünü etkilediği gözlemlenince yeniden ayarlanmıştır. Daha sonra benzer şekilde diğer açılar sabit tutularak yalpalama açısı için kontrolcü parametreleri elde edilmiş, diğer açılar kontrol edilirken bu parametreler üzerinde değişiklik yapılmıştır. Sonuç olarak yalpalama, yunuslama ve yönelme açılarının kontrolü için PD kontrol uygulanmıştır. Oransal kazanç K_p ile yükselme zamanı ve kalıcı durum hatası düşürülmüştür. Türevsel etki kazancı ile oransal kazancın sebep olduğu aşma oranı düşürülmüştür. Ayrıca sistemin daha kısa sürede dengeye gelmesi sağlanmaktadır. İntegral etki kazancının ise kullanılmamasına karar verilmiştir. Çünkü integral etki kazancı aşma miktarını artırmakta, bunun sonucunda da kapalı çevrimde her açı değeri birbirine bağlı olduğu için kalıcı hata azaltılamamaktadır. Ayrıca sistemin dengeye gelmesi gecikmektedir.

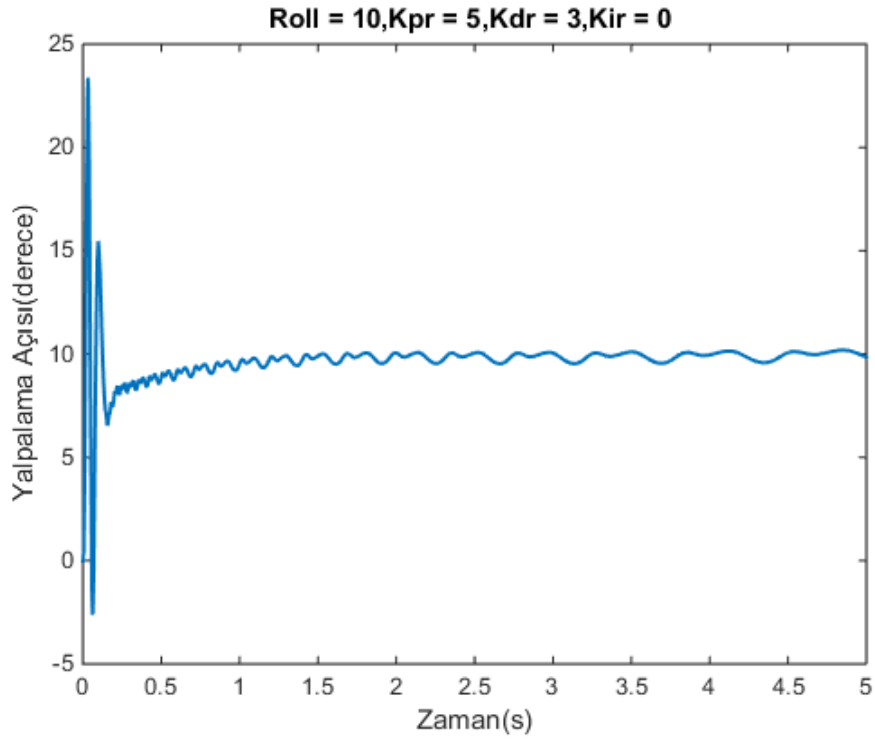
Yalpalama ve yunuslama hareketi $\pm 30^\circ$ arasında sınırlandırılmıştır. Yönelme hareketi sınırlandırılmamıştır. Throttle 40 m/s sabit hızdayken yalpalama açısı 10° , yunuslama

açısı 20° , yönelme açısı 30° seçilerek aşağıdaki simulasyon sonuçları elde edilmiştir. Şekil 4.1’de gaz kelebeğinin hızı zamana bağlı olarak gösterilmiştir.



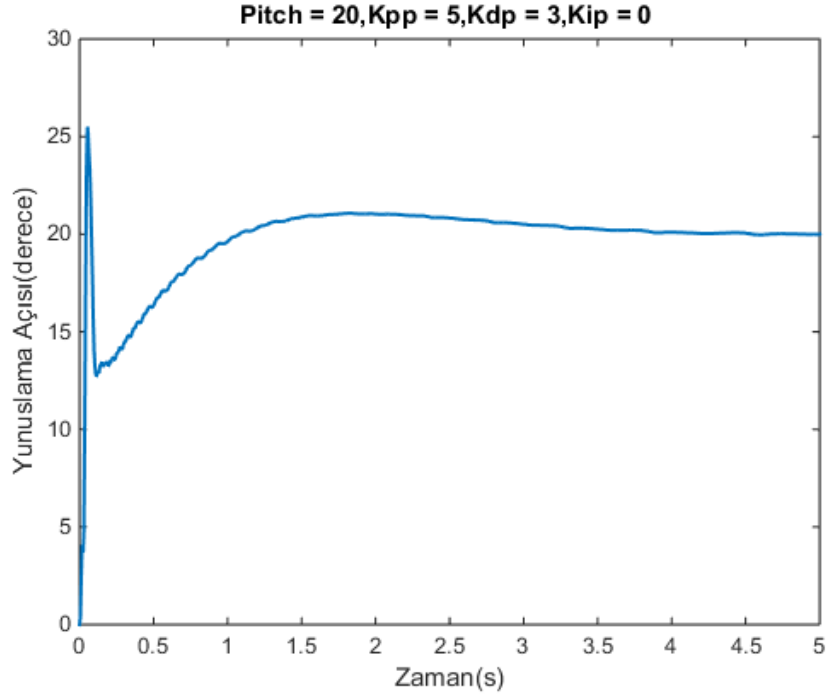
Şekil 4.1 : Gaz kelebeğinin zamana bağlı değişimi.

Şekil 4.2’de yalpalama açısının zamana bağlı değişimi gösterilmiştir.



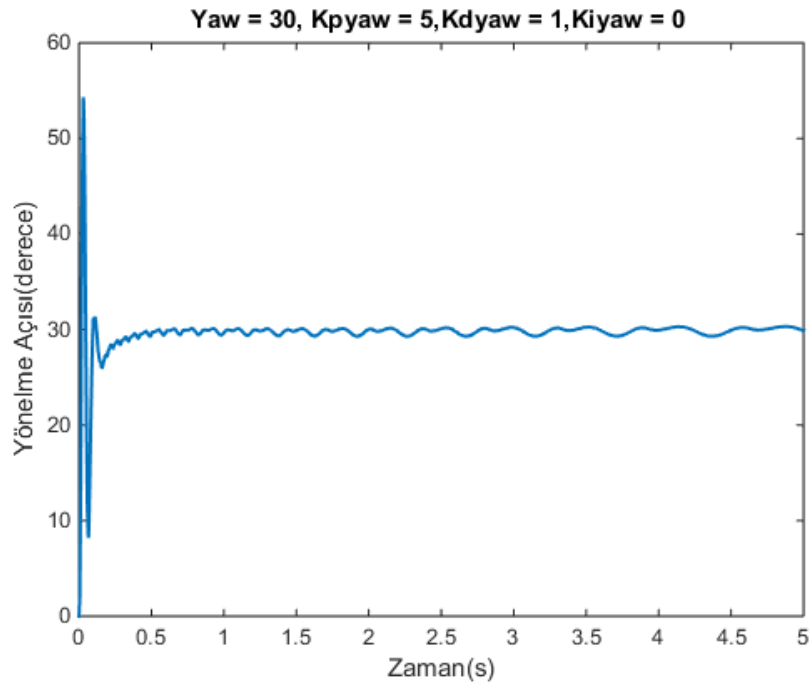
Şekil 4.2 : Yalpalama açısının zamana bağlı değişimi.

Yunuslama açısının zamana bağlı değişimi Şekil 4.3'te gösterilmiştir. Sistemin oturma süresini kısaltmak için türevsel etki kazancı artırılmak istenmiştir ancak diğer açılar kalıcı durum hatası arttığı için artırılmamıştır.



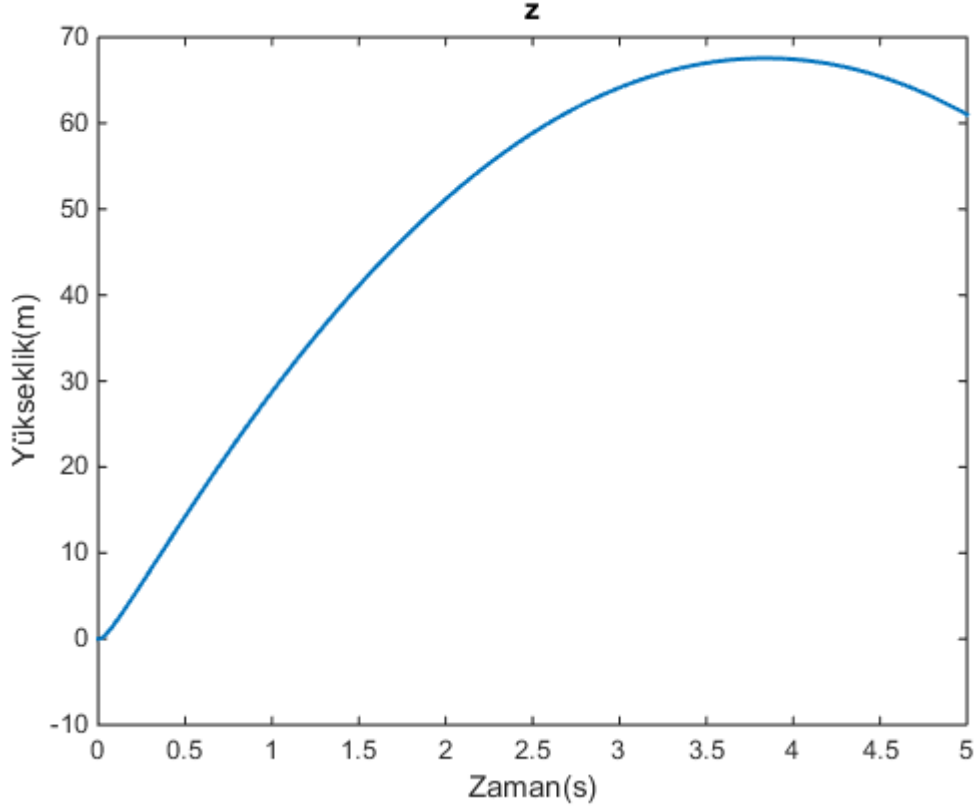
Şekil 4.3 : Yunuslama açısının zamana bağlı değişimi.

Şekil 4.4'te yönelme açısının zamana bağlı değişimi görülmektedir.



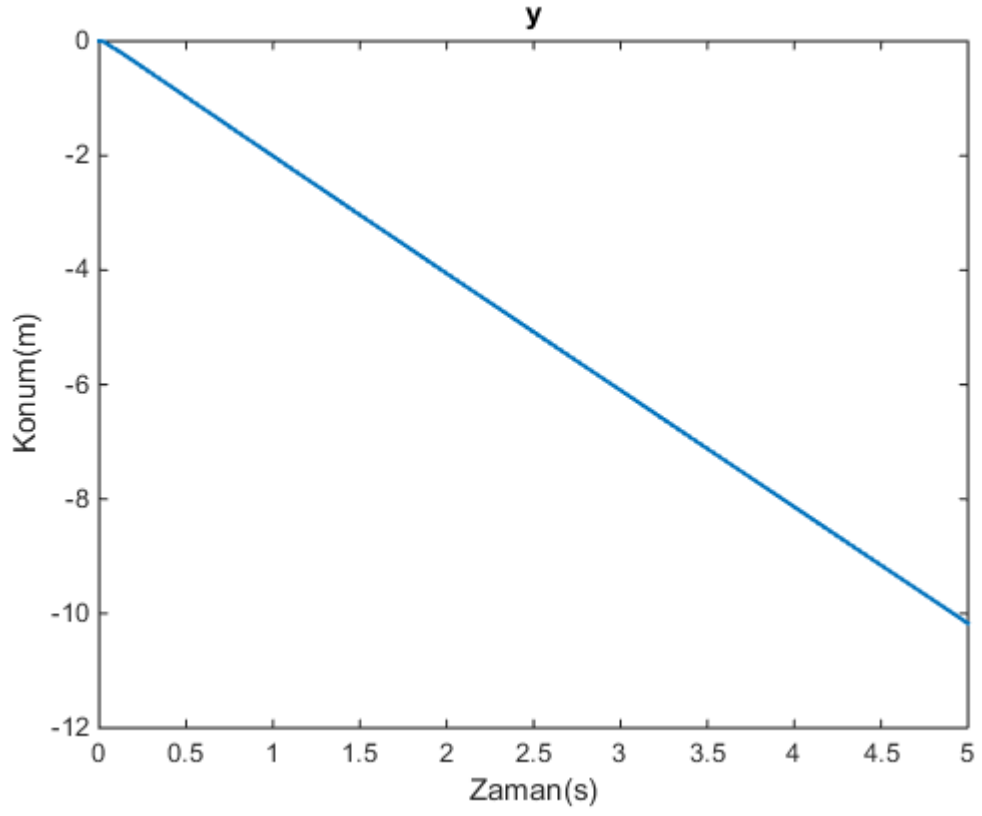
Şekil 4.4 : Yönelme açısının zamana bağlı değişimi.

Gaz kelebeği sabit hızda tutulduğu için aracın bir süre yükseldikten sonra yerçekimine bağlı olarak alçalması beklenmektedir. Aracın z doğrultusundaki yerdeğişimi Şekil 4.5'te elde edilmiştir.

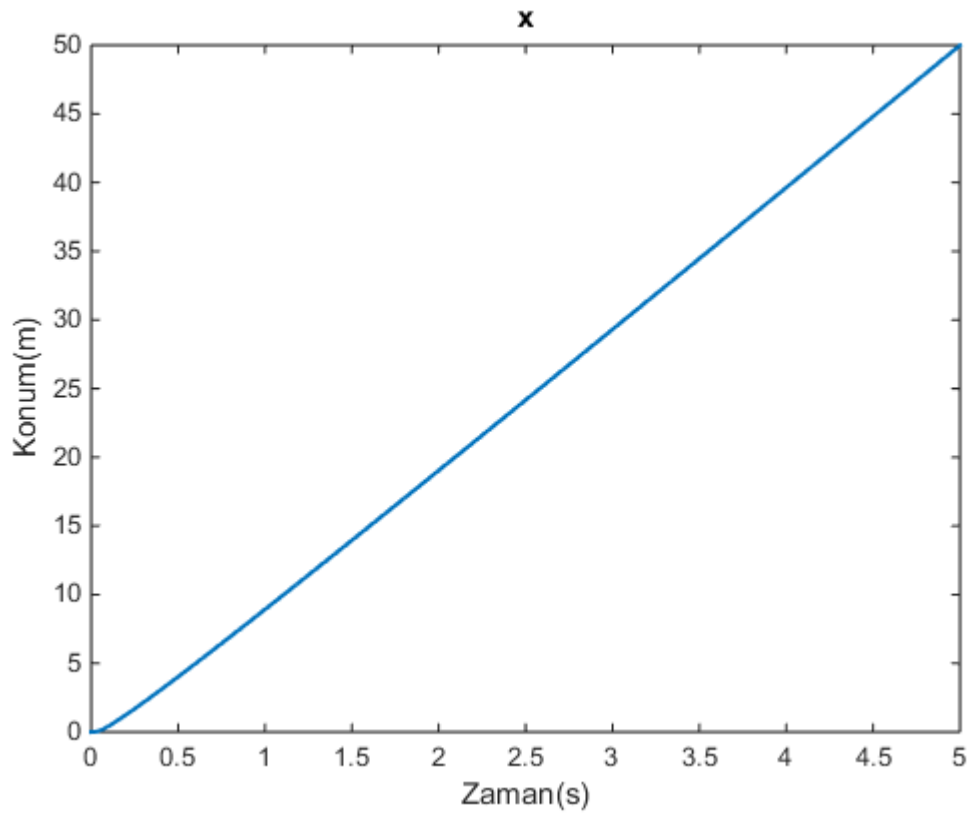


Şekil 4.5 : Aracın yerden yüksekliği

Yalpalama açısı hava aracının y doğrultusunda hareket etmesini sağlamaktadır. Yönelme hareketinin olmadığı durumlarda yalpalama açısı pozitifse araç -y yönünde hareket eder. Yunuslama açısı ise aracın x doğrultusunda hareketini sağlamaktadır. Yönelme hareketinin olmadığı durumlarda yunuslama açısı pozitif ise araç +x yönünde hareket eder. Yönelme hareketi ile aracın hareket doğrultusu değiştirilmektedir. Yalpalama ve yunuslama açıları 0° iken yönelme hareketi olsa bile aracın x ve y doğrultusundaki konumu değişmez. Şekil 4.6 ve 4.7'de sırasıyla aracın y ve x eksenindeki konumu gösterilmiştir.



Şekil 4.6 : Aracın y doğrultusundaki konumu



Şekil 4.7 : Aracın x doğrultusundaki konumu

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, literatürdeki farklı mikro hava aracı tasarımları incelenmiştir. Quadcopterlerin hareketi model alınarak dört kanatlı kanat çırparak uçan bir mikro hava aracı tasarlanmaya çalışılmıştır. Kanat aerodinamiği incelenerek kanadın kaldırma kuvvetine etkisi olan parametreler bulunmuştur. Eyleyici çeşitleri incelenmiş ve dc servomotor kullanılmasına karar verilip uygun kanat çırpma mekanizması tasarlanmıştır. Kanat çırpma mekanizması olarak dört çubuk mekanizması tercih edilmiştir. Dört çubuk mekanizması için konum, hız ve ivme analizi yapılmıştır. Ölü konum sentezi ile kanat çırpma aralığı belirlenmiştir. Bağlama açısı optimizasyonu yapılarak mekanizmadaki uzuv boyutlarının birbirine oranı hesaplanmıştır. Dinamik kuvvet analizi yapılarak belirtilen kanat çırpma frekansında gerekli kaldırma kuvvetini elde etmek için ihtiyaç duyulan tork değeri hesaplanmıştır. Kanat çırpma aralığı ve biyelin kranka oranı değiştirilerek bu parametrelerin giriş uzvundaki torka etkisi gözlemlenmiştir. Uzuv boyutlarına karar verilip Solidworks programında tasarlanan hava aracı için gerekli parçalar üretilmiştir.

Bu çalışmada karşılaşılan en önemli zorluk hesaplamalar sonucunda ihtiyaç duyulan kaldırma kuvvetini elde edebilecek uygun tahrik elemanının bulunamaması olmuştur. Mikro hava aracının hafif olması gerektiğinden motorların da hafif olması gerekmektedir. Aksi takdirde kanatlar yeterli kaldırma kuvvetini üretememektedir. Ancak motorun hem çok hafif, hem yüksek hızlara çıkabiliyor olması hem de istenilen torku üretmesi gerekmektedir. Bu çalışmada uygun motor bulunamadığından hava aracı denge düzeneği üzerinde kontrol edilmeye çalışılmıştır. Ancak denge düzeneği kullanılırken yönelme hareketi elde edilmesine rağmen, kanatlar aracın ağırlık merkezine oldukça yakın olması elde edilecek momentin küçük olmasına sebep olduğundan yunuslama ve yalpalama hareketlerinin oluşmasını zorlaştırmaktadır.

Kanat pasif olarak uzaysal hareket etse de kanadın sarkaç hareketine bağlı 2 boyutta hareketinin yeterli olmadığı düşünülmektedir. Bu sebeple ilerleyen süreçte kanadın 3 boyutta hareketinin sağlanması düşünülmektedir. Bunun için mevcut eyleyicilere ilave

olarak kanadın bağılı olduğu karbon fiber çubuğun rotasyonunu sağlayan eyleyiciler kullanılabilir. Bir diğer yöntem ise mevcut dört çubuk mekanizması geliştirilip altı çubuk mekanizması benzeri mekanizmalar kullanılarak üç boyutta hareket elde edilebilir. Ayrıca literatür kısmında bahsedildiği gibi kanat çırpma mekanizması olarak iki paralel dört çubuk mekanizması kullanılıp mekanizmalar arası faz farkı sebebiyle uzaysal hareket elde edilebilir. Fakat üç durumda da en büyük problem mikro hava aracının ağırlığı olacaktır.

Plastik malzeme esnediği için gövde ağırlığı çok fazla düşürülememiştir. İleriki çalışmalarda mikro hava aracının hareketi esnasındaki titreşim azaltılabilirse üç boyutlu yazıcıyla üretimi düşünülebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Prosser, D., Basrai, T., Dickert, J., Ratti, J., Crassidis, A. ve Vachtsevanos, G.** (2011, Mart). Wing Kinematics and Aerodynamic of A Hovering Flapping Micro Aerial Vehicle. In *Aerospace Conference, 2011 IEEE* (pp. 1-10). IEEE.
- [2] **Ratti, J.** (2011). QV: the Quad Winged, Energy Efficient, Six Degree of Freedom Capable Micro Aerial Vehicle (doktora tezi). Adres: <https://smartech.gatech.edu/>
- [3] **Url-1** <<http://ysfc.weblogs.jp/main/2009/07/gliding-ornitho.html>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [4] **Url-2** <<http://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=avitron2>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [5] **Url-3** <<https://www.youtube.com/watch?v=p7j6KPbn4eE>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [6] **Url-4** <<http://www.hightech-edge.com/aerovironment-nano-humming-bird-flapping-wing-uav-video-clip/10309/>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [7] **Url-5** <<http://touch.caltech.edu/research/bat/bat.htm>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [8] **Url-6** <<http://www.tudelft.nl/en/current/latest-news/article/detail/robotlibelle-delfly-explorer-ontwikt-zelf-obstakels/>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [9] **Url-7** <<http://techject.com/>>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [10] **Url-8** <http://www.festo.com/cms/en_corp/10924.htm>, alındığı tarih: 04.05.2015
- [11] **Zhang, T., Zhou, C., Zhang, X ve Wang, C.** (2011, Ağustos). Design, analysis, optimization and fabrication of a flapping wing MAV. In *Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer (MEC), 2011 International Conference on* (pp. 2241-2244). IEEE.
- [12] **Zhang, T., Zhou, C., Wang, C. ve Zhang, X.** (2011, Ağustos). Flapping wing mechanism design based on mechanical creative design theory. In *Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer (MEC), 2011 International Conference on* (pp. 2237-2240). IEEE.
- [13] **Lee, J. S., Han, J. H. ve Kim, D. K.** (2011, Kasım). Camber-adjustable flapping wing air vehicles. In *Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI), 2011 8th International Conference on* (pp. 195-197). IEEE.
- [14] **Ghanbari, A., Mottaghi, E. ve Qaredaghi, E.** (2013, Şubat). A new model of bio-inspired bat robot. In *Robotics and Mechatronics (ICRoM), 2013 First RSI/ISM International Conference on* (pp. 403-406). IEEE.

- [15] **Khan, Z. A. ve Agrawal, S. K.** (2007, Nisan). Design and optimization of a biologically inspired flapping mechanism for flapping wing micro air vehicles. In *Robotics and Automation, 2007 IEEE International Conference on* (pp. 373-378). IEEE.
- [16] **Baek, S. S., Ma, K. Y. ve Fearing, R. S.** (2009, Ekim). Efficient resonant drive of flapping-wing robots. In *Intelligent Robots and Systems, 2009. IROS 2009. IEEE/RSJ International Conference on* (pp. 2854-2860). IEEE.
- [17] **Park, J. H., Yang, E. P., Zhang, C. ve Agrawal, S. K.** (2012, Mayıs). Kinematic design of an asymmetric in-phase flapping mechanism for MAVs. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on* (pp. 5099-5104). IEEE.
- [18] **Conn, A., Burgess, S., Hyde, R. ve Ling, C. S.** (2006, Aralık). From natural flyers to the mechanical realization of a flapping wing micro air vehicle. In *Robotics and Biomimetics, 2006. ROBIO'06. IEEE International Conference on* (pp. 439-444). IEEE.
- [19] **Url-9** < <http://www.delfly.nl/history.html> >, alındığı tarih: 04.05.2015
- [20] **Nguyen, Q. V., Truong, Q. T., Park, H. C., Goo, N. S. ve Byun, D.** (2009, Aralık). A motor-driven flapping-wing system mimicking beetle flight. In *Robotics and Biomimetics (ROBIO), 2009 IEEE International Conference on* (pp. 1087-1092). IEEE.
- [21] **Ratti, J. ve Vachtsevanos, G.** (2010). A biologically-inspired micro aerial vehicle. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 60 (1), 153-178.
- [22] **Ratti, J., Jones, E. ve Vachtsevanos, G.** (2011, Mayıs). Fixed frequency, variable amplitude (FiFVA) actuation systems for micro aerial vehicles. In *Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on* (pp. 165-171). IEEE.
- [23] **Gaissert, N., Mugrauer, R., Mugrauer, G., Jebens, A., Jebens, K., & Knubben, E. M.** (2014). Inventing a Micro Aerial Vehicle Inspired by the Mechanics of Dragonfly Flight. In *Towards Autonomous Robotic Systems* (pp. 90-100). Springer Berlin Heidelberg.
- [24] **Leutenegger, S. ve Naef, M.** (2009). Design of a Flapping Wing Mechanism (Semester Projesi). Adres: http://students.asl.ethz.ch/upl_pdf/166-report.pdf
- [25] **Söylemez, E.** (2013) *Mechanisms*. Orta Doğu Teknik Üniversitesi Basım İşbirliği, Ankara, Türkiye
- [26] **Söylemez, E.** (2013) *Makine Teorisi 2 - Makine Dinamiği*. Birsen Yayınevi, Ankara, Türkiye
- [27] **Ratti, J. ve Vachtsevanos, G.** (2011, Mart). Towards energy efficiency in micro hovering air vehicles. In *Aerospace Conference, 2011 IEEE* (pp. 1-8). IEEE.
- [28] **DiCesare, A.** (2008). *Design optimization of a quad-rotor capable of autonomous flight* (Doctoral dissertation, WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE).
- [29] **Tang, S. Y.** (2013). Vision-Based Control for Autonomous Quadrotor UAVs.

- [30] **Craig, J. J.** (2005). *Introduction to robotics: mechanics and control* (Vol. 3). Upper Saddle River: Pearson Prentice Hall.
- [31] **Ang Jr, M. H., & Tourassis, V. D.** (1987). Singularities of Euler and roll-pitch-yaw representations. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, (3), 317-324.
- [32] **Brescianini, D., Hehn, M., & D'Andrea, R.** (2013, November). Quadcopter pole acrobatics. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference on* (pp. 3472-3479). IEEE.
- [33] **Ailon, A., & Arogeti, S.** (2015). Closed-form nonlinear tracking controllers for quadrotors with model and input generator uncertainties. *Automatica*, 54, 317-324. [32]Ailon, A., & Arogeti, S. (2015). Closed-form nonlinear tracking controllers for quadrotors with model and input generator uncertainties. *Automatica*, 54, 317-324.
- [34] **Michael, N., Mellinger, D., Lindsey, Q., & Kumar, V.** (2010). The grasp multiple micro-uav testbed. *Robotics & Automation Magazine, IEEE*, 17(3), 56-65.

EKLER

EK A: Motor Teknik Özellikleri

EK B: Dişli Kutusu Teknik Özellikleri

EK C: Hız Kontrol Ünitesi Teknik Özellikleri

EK D: Hava Aracının Kapalı Çevrim Kontrolü

Brushless DC-Servomotors

2,2 mNm

For combination with

Gearheads:

10/1, 12/3, 12/4, 12/5

Drive electronics:

Speed Controller, Motion Controller

Series 1226 ... B

	1226 S	006 B	012 B	
1 Nominal voltage	U_N	6	12	Volt
2 Terminal resistance, phase-phase	R	2,30	5,30	Ω
3 Output power ¹⁾	$P_2 \text{ max.}$	9,6	9,3	W
4 Efficiency	$\eta \text{ max.}$	68	69	%
5 No-load speed	n_0	20 100	27 200	rpm
6 No-load current (with shaft $\varnothing$ 1,2 mm)	I_0	0,088	0,074	A
7 Stall torque	M_H	7,19	9,21	mNm
8 Friction torque, static	C_0	0,079	0,079	mNm
9 Friction torque, dynamic	C_v	$8,2 \cdot 10^{-4}$	$8,2 \cdot 10^{-4}$	mNm/rpm
10 Speed constant	k_n	3 447	2 335	rpm/V
11 Back-EMF constant	k_E	0,290	0,428	mV/rpm
12 Torque constant	k_M	2,77	4,09	mNm/A
13 Current constant	k_i	0,361	0,244	A/mNm
14 Slope of n-M curve	$\Delta n / \Delta M$	2 862	3 026	rpm/mNm
15 Terminal inductance, phase-phase	L	35	80	μH
16 Mechanical time constant	τ_m	4	4	ms
17 Rotor inertia	J	0,145	0,145	gcm ²
18 Angular acceleration	$\alpha \text{ max.}$	496	635	$\cdot 10^3 \text{ rad/s}^2$
19 Thermal resistance	R_{th1} / R_{th2}	7 / 38,0		K/W
20 Thermal time constant	τ_{w1} / τ_{w2}	3 / 186		s
21 Operating temperature range:				
– motor		– 20 ... +100		°C
– coil, max. permissible		+125		°C
22 Shaft bearings		ball bearings, preloaded		
23 Shaft load max.:				
– radial at 10 000/30 000 rpm (3,7 mm from mounting flange)		4,9 / 4,0		N
– axial at 10 000/30 000 rpm (push-on only)		2,6 / 1,1		N
– axial at standstill (push-on only)		11		N
24 Shaft play:				
– radial	$\leq$	0,012		mm
– axial	$=$	0		mm
25 Housing material		aluminium, black anodized		
26 Weight		13		g
27 Direction of rotation		electronically reversible		

Recommended values - mathematically independent of each other

28 Speed up to ¹⁾	$n \text{ max.}$	60 000	60 000	rpm
29 Torque up to ^{1) 2)}	$M \text{ max.}$	2,28	2,21	mNm
30 Current up to ^{1) 2)}	$I \text{ max.}$	0,97	0,64	A

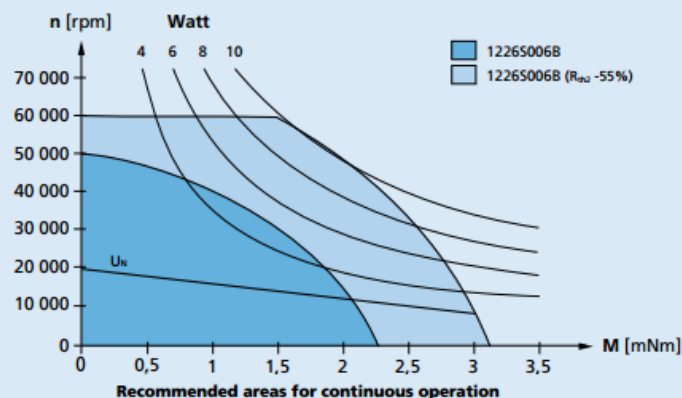
¹⁾ at 40 000 rpm²⁾ thermal resistance R_{th2} by 55% reduced

Note:

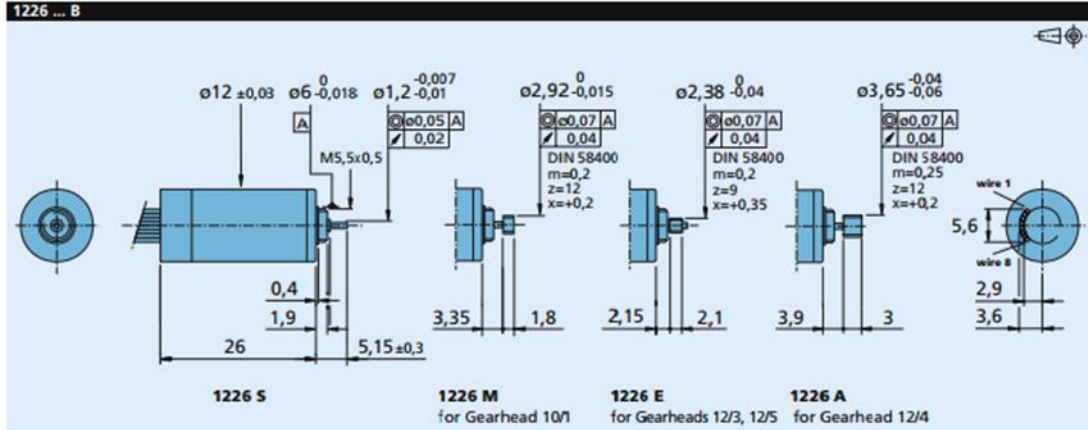
The diagram indicates the recommended speed in relation to the available torque at the output shaft for a given ambient temperature of 22°C.

The diagram shows the motor in a completely insulated as well as thermally coupled condition (R_{th2} 55% reduced).

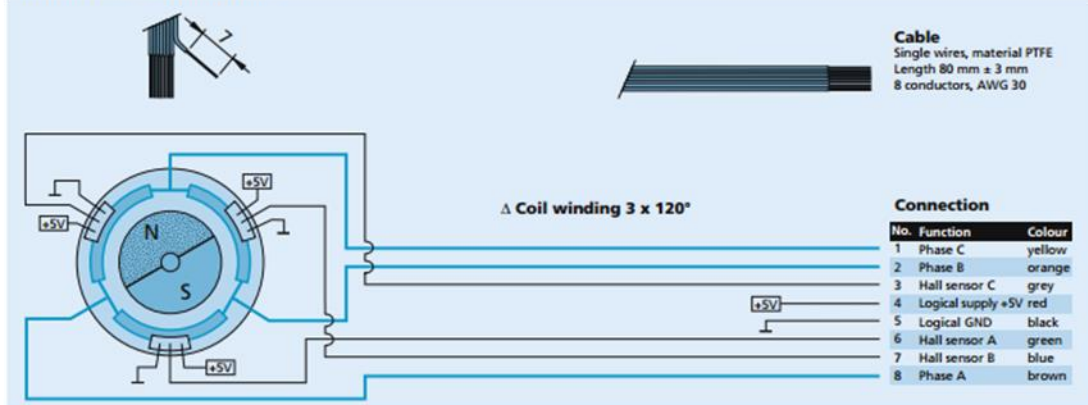
The nominal voltage (U_N) curve shows the operating point at nominal voltage in the insulated and thermally coupled condition. Any points of operation above the curve at nominal voltage will require a higher operating voltage. Any points below the nominal voltage curve will require less voltage.



Options
K1855:
Motors for operation with Motion Controllers
MCBL 3003 S/C, MCBL 3006 S/C.



Cable and connection information



Şekil A.1 : Motor teknik özellikleri.

Planetary Gearheads

0,1 Nm

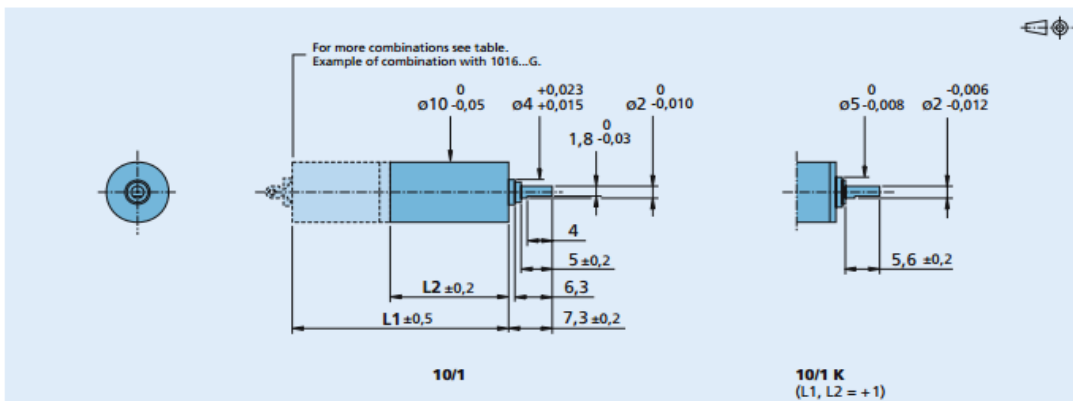
For combination with
DC-Micromotors
Brushless DC-Motors
Stepper Motors

Series 10/1

	10/1	10/1K
Housing material	metal	metal
Geartrain material	steel	steel
Recommended max. input speed for:		
– continuous operation	5 000 rpm	5 000 rpm
Backlash, at no-load	$\leq 3^\circ$	$\leq 3^\circ$
Bearings on output shaft	sintered bearings	ball bearings, preloaded
Shaft load, max.:		
– radial (5 mm from mounting face)	$\leq 1\text{ N}$	$\leq 7\text{ N}$
– axial	$\leq 2\text{ N}$	$\leq 5\text{ N}$
Shaft press fit force, max.	$\leq 10\text{ N}$	$\leq 5\text{ N}$
Shaft play		
– radial (5 mm from mounting face)	$\leq 0,04\text{ mm}$	$\leq 0,02\text{ mm}$
– axial	$\leq 0,1\text{ mm}$	$= 0\text{ mm}$
Operating temperature range	$-30 \dots +100^\circ\text{C}$	$-30 \dots +100^\circ\text{C}$

Specifications

Number of gear stages		1	2	3	4	5	6
Continuous torque	mNm	5	15	54	100	100	100
Intermittent torque	mNm	200	200	200	200	200	200
Weight without motor, ca.	g	6	7	8	10	11	13
Efficiency, max.	%	90	80	70	60	55	48
Direction of rotation, drive to output		=	=	=	=	=	=
Reduction ratio (exact)		4:1	16:1	64:1	256:1	1 024:1	4 096:1
L2 [mm] = length without motor		9,7	12,8	15,9	19,0	22,1	25,2
L1 [mm] = length with motor							
1016M...G		25,4	28,5	31,6	34,7	37,8	40,9
1024M...S		33,4	36,5	39,6	42,7	45,8	48,9
1219M...G		28,4	31,5	34,6	37,7	40,8	43,9
1224M...S		33,9	37,0	40,1	43,2	46,3	49,4
1224M...SR		33,9	37,0	40,1	43,2	46,3	49,4
1226M...B		35,7	38,8	41,9	45,0	48,1	51,2
ADM1220...-05		27,2	30,3	33,4	36,5	39,6	42,7
ADM1220S...-55		27,2	30,3	33,4	36,5	39,6	42,7
AM0820...-10		23,4	26,5	29,6	32,7	35,8	38,9
AM1020...-08		25,5	28,6	31,7	34,8	37,9	41,0



Şekil B.1 : Dişli kutusu teknik özellikleri.

Speed Controller

2-Quadrant PWM
configurable via PC

For combination with:
DC-Micromotors and
Brushless DC-Servomotors

Series SC 1801

		SC 1801 P	SC 1801 F	SC 1801 S	
Power supply for electronic	U _P	4,0 ... 18	4,0 ... 18	4,0 ... 18	V DC
Power supply for motor	U _{mot}	1,8 ... 18	1,8 ... 18	1,8 ... 18	V DC
Max. continuous output current ¹⁾	I _{dauer}	1	1	1	A
Max. peak output current	I _{max}	2	2	2	A
Total standby current	I _{el max}	0,018	0,018	0,018	A
Input/output (partially free configurable)		3	3	3	
Tightening torque, terminal strip		-	0,12 ... 0,15	0,12 ... 0,15	Nm
Weight		4	10	12	g
PWM switching frequency ²⁾	f _{PWM}	96			kHz
Efficiency	η	95			%
Speed range:					
– BL motors with Hall sensors (digital)		500 ... 100 000			rpm
– BL motors with Hall sensors (analog)		50 ... 60 000			rpm
– DC motors with encoder		100 ... 30 000			rpm
Scanning rate		500			μs
Resolution of encoder with DC motors		≤ 65 535			inc./rev.
Operating temperature range		– 25 ... + 60			°C
Storage temperature		– 25 ... + 85			°C

¹⁾ at 22°C ambient temperature

²⁾ for brushless DC-Motors without Hall sensors: f_{PWM} 24 kHz

Versions							
		Version					
Speed Controller	Option	Motor Type	Sensor Type	Set speed value specification ¹⁾	Speed at U _{nom} = 10 V	Part No.	Conformity
SC 1801 S	3530	BL	Hall sensors (digital) ³⁾	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01377	CE
SC 1801 S	3531	DC	Incremental encoder ²⁾	0 ... 10 V	10 000 rpm	6500.01393	CE
SC 1801 F	3533	BL	sensorless (high speed)	0 ... 10 V	40 000 rpm	6500.01378	CE
SC 1801 P	3530	BL	Hall sensors (digital) ³⁾	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01379	
SC 1801 P	3531	DC	Incremental encoder ²⁾	0 ... 10 V	10 000 rpm	6500.01394	
SC 1801 S	4763	BL	Absolute encoder 2 pole	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01592	
SC 1801 P	4763	BL	Absolute encoder 2 pole	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01593	
SC 1801 F	4763	BL	Absolute encoder 2 pole	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01594	
SC 1801 S	4289	BL	Hall sensors (analog) 2 pole	0 ... 10 V	40 000 rpm	6500.01475	
SC 1801 P	4289	BL	Hall sensors (analog) 2 pole	0 ... 10 V	40 000 rpm	6500.01476	
SC 1801 F	4289	BL	Hall sensors (analog) 2 pole	0 ... 10 V	40 000 rpm	6500.01477	
SC 1801 S	3980	BL	Absolute encoder 4 pole	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01435	
SC 1801 P	3980	BL	Absolute encoder 4 pole	0 ... 10 V	30 000 rpm	6500.01440	
SC 1801 F	3980	BL	Absolute encoder 4 pole	0 ... 10 V	50 000 rpm	6500.01441	
SC 1801 S	4764	BL	Hall sensors (analog) 4 pole	0 ... 10 V	10 000 rpm	6500.01595	
SC 1801 P	4764	BL	Hall sensors (analog) 4 pole	0 ... 10 V	10 000 rpm	6500.01596	
SC 1801 F	4764	BL	Hall sensors (analog) 4 pole	0 ... 10 V	10 000 rpm	6500.01597	

¹⁾ The velocity range can be configured by software. Versions with PWM and other configurations are available on request.

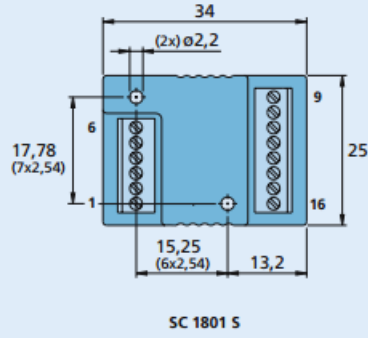
²⁾ preset value is 512 lines

³⁾ Factory pre-configured for 2 pole motors. For operation with 4 pole motors the speed controller must be reconfigured with the software "Faulhaber Motion Manager".

Accessories			
		Motor Type	for SC 1801 S Part No.
Programming adapter	Starterkit		6501.00088
Programming adapter			6501.00097
Motor connector adapter	0620 ... B penny-motor	BL	6501.00083
	BX4	BL	6501.00090
Encoder adapter	IE2	DC	6501.00085
	HEDS	DC	6501.00001

Dimensional drawing and connection information SC 1801 S

M 1:1

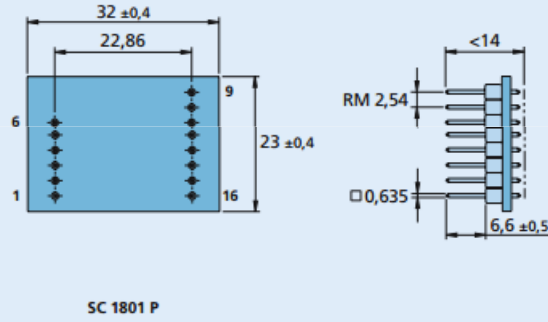


Connection

Pin	Function
1	Up
2	Umat
3	GND
4	Umat
5	DIR
6	FG
9	Mot C
10	Mot B
11	Mot A
12	SGND
13	Vcc
14	Sens C
15	Sens B
16	Sens A

Dimensional drawing and connection information SC 1801 P

M 1:1

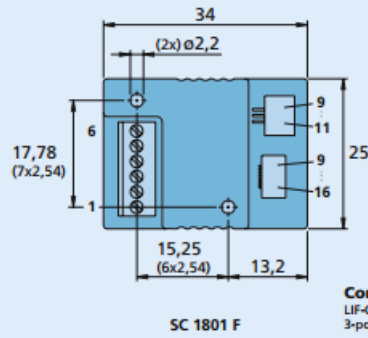


Connection

Pin	Function
1	Up
2	Umat
3	GND
4	Umat
5	DIR
6	FG
9	Mot C
10	Mot B
11	Mot A
12	SGND
13	Vcc
14	Sens C
15	Sens B
16	Sens A

Dimensional drawing and connection information SC 1801 F

M 1:1



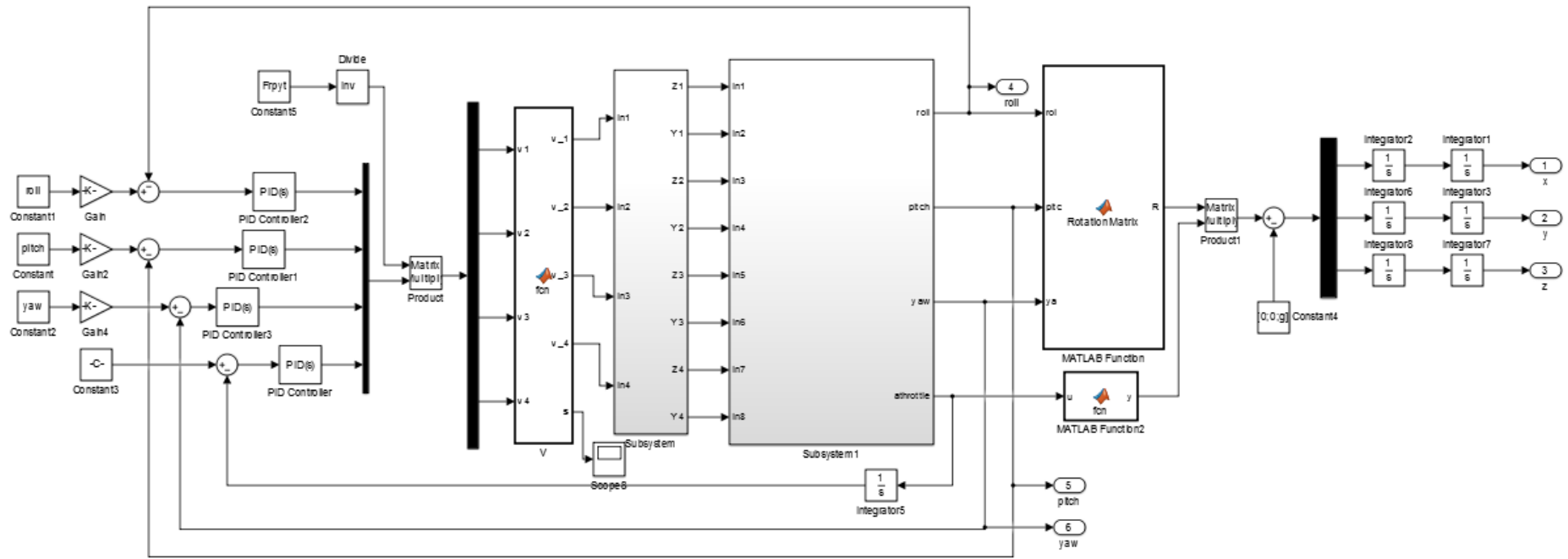
Connector Information
LIF-Connector
3-pole and 8-pole

Connection

Pin	Function
1	Up
2	Umat
3	GND
4	Umat
5	DIR
6	FG
9	Mot C
10	Mot B
11	Mot A
12	SGND
13	Vcc
14	Sens C
15	Sens B
16	Sens A

Şekil C.1 : Hız kontrol ünitesi teknik özellikleri.

EK D



Şekil D.1 : Hava aracının kapalı çevrim kontrolü .

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Abdurrahman İŞBİTİRİCİ
Doğum Tarihi ve Yeri : İzmir / 20.07.1988
E-posta : abdurrahmanisbitirici@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2011, Yeditepe Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü
- **Lisans** : 2012, Yeditepe Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü

TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- İşbitirici A., Altuğ E., 2015. Dört Çubuk Mekanizması Kullanarak Mikro Hava Aracı İçin Kanat Mekanizması Tasarımı. *Uluslararası Katılımlı 17. Makine Teorisi Sempozyumu UMTS 2015*, Haziran 14-17, 2015 İzmir, Türkiye