## ÖZET

## BİR POZİSYON KONTROL TERTİBATI VE BU TÜR BİR TERTİBATI İÇEREN BİR İNSANSIZ HAVA TAŞITI

Bu buluş, özellikle havada asılı kalma yeteneğine sahip sinekkuşu modeli çırpan kanatlı mikro hava taşıtları gibi olan kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının üç farklı eksende kanat burkulmasının kontrollü olarak gerçekleştirilmesini sağlayan bir pozisyon kontrol tertibatı (1) ve bu tür bir tertibatı (1) içeren kuyruksuz çırpan kanatlı bir insansız hava taşıtı ile ilgilidir.

## İSTEMLER

**1.** Kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının kanat burkulmasının üç farklı eksende kontrollü olarak gerçekleştirilmesini sağlayan; bir taşıyıcı (2), bir birinci eksen (y) doğrultusunda hemen hemen doğrusal olarak uzanacak şekilde bir ucundan taşıyıcıya (2) sabitlenen, üzerine uygulanan tahrike bağlı olarak belirli derecede esneyebilen en az iki kanat kökü (3) **içeren**, kanat köküyle (3) irtibatlandırılarak kanat kökünün (3) birinci eksene (y) hemen hemen dik olan bir ikinci eksen (x) doğrultusunda esnemesini sağlamak üzere kanat kökü (3) üzerine tahrik uygulamak üzere yapılandırılan, kanat köklerinden (3) biriyle irtibatlandırılan ve uygulanan tahrik doğrultusunda ikinci eksen (x) üzerinde ileri geri hareket edebilen en az bir birinci tahrik koluna (8) sahip olan en az bir birinci eyleyici (4) ve birinci tahrik koluyla (8) irtibatlandırılmayan diğer kanat kökü (3) ile irtibatlandırılan ve uygulanan tahrik doğrultusunda ikinci eksen (x) üzerinde ileri geri hareket edebilen en az bir ikinci tahrik koluna sahip olan en az bir ikinci eyleyici (5), kanat kökünün (3) birinci eksene (y) ve ikinci eksene (x) hemen hemen dik olan bir üçüncü eksen (z) doğrultusunda esnemesini sağlamak üzere kanat kökü (3) üzerine tahrik uygulamak üzere yapılandırılan, uygulanan tahrik doğrultusunda üçüncü eksen (z) üzerinde ileri geri hareket edebilen en az bir üçüncü tahrik koluna (9) sahip olan en az bir üçüncü eyleyici (6) ve en azından üçüncü eksen (z) doğrultusunda hareket edebilecek şekilde taşıyıcıyla (2), birinci eyleyiciyle (4), ikinci eyleyiciyle (5) ve üçüncü eyleyiciyle (6) irtibatlandırılan en az bir tutucu (7) ile **karakterize edilen** bir pozisyon kontrol tertibatı (1).

**2.** Bir doğrusal servo motor olarak uyarlanan birinci eyleyici (4), ikinci eyleyici (5) ve üçüncü eyleyici (6) ile **karakterize edilen** İstem 1’deki gibi bir pozisyon kontrol tertibatı (1).

**3.** İstem 1 veya 2’den herhangi birindeki gibi bir pozisyon kontrol tertibatı (1) içeren kuyruksuz çırpan kanatlı bir insansız hava taşıtı.

# TARİFNAME
# BİR POZİSYON KONTROL TERTİBATI VE BU TÜR BİR TERTİBATI İÇEREN BİR İNSANSIZ HAVA TAŞITI

## Teknik Alan

Bu buluş, özellikle havada asılı kalma yeteneğine sahip sinekkuşu modeli çırpan kanatlı mikro hava taşıtları gibi olan kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının kanat burkulmasının üç farklı eksende kontrollü olarak gerçekleştirilmesini sağlayan bir pozisyon kontrol tertibatı ve bu tür bir tertibatı içeren kuyruksuz çırpan kanatlı bir insansız hava taşıtı ile ilgilidir.

## Önceki Teknik

Teknolojinin hızla gelişmesiyle beraber insansız hava taşıtlarının kullanımı da oldukça yaygınlaşmaktadır. Özellikle mikro boyutlu olmak üzere küçük boyutlu insansız hava taşıtları hem askeri hem de sivil alanda birçok farklı amaç için yaygın olarak kullanılmaktadır. Söz konusu mikro hava taşıtları, kanat tiplerine göre sabit, döner ya da çırpan kanatlı olmak üzere üçe ayrılmaktadır. Özellikle çırpan kanatlı hava taşıtlarında, kontrol momentleri kanatların çırpma hareketinde oluşturulan asimetri ile sağlanmakta olup bu sayede kontrol momentleri için kuyruk gibi ekstra bir yapısal elemana ihtiyaç duyulmamaktadır.

Günümüzde çırpan kanatlı insansız hava taşıtlarında kontrol momenti oluşumu gerçekleştirmek için çeşitli pozisyon kontrol sistemleri ve yöntemleri kullanılmaktadır. Bu sistemlerden ilki, kanadın hücum açısını sınırlayarak kanadın ürettiği taşıma kuvvetini değiştirmeye ve böylelikle farklı eksenlerde moment üretmeye dayanan bir yönteme bağlı olarak işlev görmektedir. Bu yöntemde kanatların hücum açısı moment elde edilmek istenen yöne doğru kısıtlanarak oluşturulan taşıma kuvveti ağırlık merkezinden uzaklaştırılır ve bir dönme momenti oluşturulur.

Bu sistemlerden ikincisi, kanat çırpılan düzlemini değiştirerek yine oluşturulan net taşıma kuvvetini, moment oluşturulmak istenen yönde ağırlık merkezinden uzaklaştırmayı hedefleyen bir yöntem tabanlıdır. Bunu sağlamak için kanat çırpma mekanizmasına doğrudan entegre edilen bir mekanizmanın kullanımı gerekmektedir. Bu mekanizma normalde doğrusal olan kanatların yönünü değiştirerek bir dönme hareketi oluşturmaktadır. Fakat bu mekanizma kanat çırpma düzlemini değiştirirken kanat çırpma genliğini de değiştirebilmektedir.

Bir üçüncü sistem ise kanat burkulma kontrolüdür. Bu sistemde kanat kökü, moment elde edilmek istenen yönün zıttındaki yöne çekilerek, kanadın taşıma kuvvetinin maksimuma ulaştığı nokta değiştirilmekte ve bu değişim taşıtta bir dönme momenti oluşmasına neden olmaktadır.

Bir hava taşıtının tam olarak kontrol edilebilmesi için en az 3 farklı dönme ekseninde (roll, pitch, yaw) moment oluşturulabilmesi gerekmektedir. Sinekkuşu tipinde kuyruksuz çırpan kanatlı mikro hava taşıtlarında yukarıda bahsedilen sistemlerden herhangi biri seçilerek 3 farklı dönme ekseninde kullanılabileceği gibi, her dönme ekseninde farklı bir sisteminin kullanılması da mümkündür. Literatürde bu sistemlerin farklı kombinasyonlar halinde beraber kullanıldığı örnekler bulunmaktadır.

Kuyruksuz çırpan kanatlı mikro hava taşıtlarında yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama hareketlerinin yapılabilmesi için kanatlarda oluşan aerodinamik kuvvetlerin büyüklükleri veya yönleri değiştirilebilmelidir. Her iki kanatta oluşan taşıma kuvvetinin farklı büyüklüklerde olacak şekilde ayarlanmasıyla yuvarlanma momenti oluşumu sağlanmaktadır. Çevrimin alt ve üst noktalarında oluşan taşıma kuvvetlerinin farklı olacak şekilde ayarlanmasıyla yunuslama momenti oluşturulmaktadır. Her iki kanatta oluşan geri sürükleme kuvvetinin farklı büyüklükte olacak şekilde ayarlanmasıyla da yalpalama momenti oluşturulmaktadır.

Ayarlanabilir aerodinamik kuvveti oluşturmak üzere “Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle” başlıklı patent dışı dokümanda bahsi geçen DARPA’nın ilk çalışmalarında tasarlanan kontrol mekanizmasında hücum kenarı etrafında serbestçe dönebilen kanat üzerine ayarlanabilen tutucular eklenmiştir. Eklenen tutucular hücum açısı oluşumunu sınırlandırmaktadır. Tutucular ayarlanabilir yapıda olup iki kanatta farklı hücum açısı oluşumu sağlayarak kontrol momenti oluşturulmasını sağlamaktadır. Bu yöntem kanat dönme modülasyonu olarak adlandırılmıştır. Bu yöntem doğrudan ayarlanabilir hücum açısı değişimi sağlamakla beraber tutucular sebebiyle yüksek gürültü oluşumuna sebep olmaktadır. Ayrıca eyleyici yerleşimi, kontrol hassasiyeti ve verim konularında da sorunlar oluşturmaktadır. Buna ek olarak söz konusu yöntem daha çok rijit kanatlar için uygun olup yöntemin kanatların rijit kanatlara göre daha verimli olduğu bilinen burkulma yapan kanatlara uygulanması oldukça zordur.

"Robotic Hummingbird: Design of a control mechanism for a hovering flapping wing micro air vehicle" başlıklı başka bir patent dışı dokümanda bahsi geçen kontrol mekanizmasında kanatların çırpma genliklerinin ve kanatların çırpma esnasında ortalama pozisyonlarının ayarlanması yoluyla kontrol momentleri oluşturulmaktadır. Bu yöntemde her iki kanada farklı çırpma genlikleri verilmesi suretiyle taşıma kuvveti dengesizliği oluşturularak yuvarlanma momenti, her iki kanadın ortalama pozisyonunun ileri veya geri kaydırılmasıyla da yunuslama momenti basit bir yapı ile oluşturulmakta olup söz konusu mekanizma esnek ve esnek olmayan kanatlar için kullanılabilmektedir. Buna karşın söz konusu yöntemde yalpalama momenti için gerekli geri sürükleme kuvveti dengesizliği taşıma kuvvetinden bağımsız olarak sağlanamamaktadır.

Tutucular yardımıyla hücum açısının ayarlandığı kanat dönme modülasyonu yönteminde ortaya çıkan gürültü, verim ve hassasiyet sorunlarına çözüm bulmak amacıyla “Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle” başlıklı patent dışı dokümanda, bahsi geçen ikinci kontrol

mekanizmasında esnek kanatlar için kanat köklerinin servo motorlar vasıtasıyla farklı açılara getirilerek kanadın gerginliklerinin değiştirilmesi önerilmektedir. Bu yolla hücum açısı değişimi ayarlanarak aerodinamik moment oluşturan bir mekanizmaya erişilmekte olup erişilen bu yöntem kanat burkulma modülasyonu olarak adlandırılmaktadır. Kanat kökleri yatay olarak modüle edildiğinde yuvarlanma momenti, ileri geri modüle edildiğinde yunuslama momenti oluşumu sağlamaktadır. Kanat kökleri farklı kombinasyonlarda modüle edildiğinde üç eksende de kontrol momenti oluşumu sağlanabilmektedir.

Açıklanan kanat burkulma modülasyonu yöntemi mükemmel tekil eksen kontrolü (eksenler ayrı ayrı kontrol edilir) sağlamakta, itki verimine olumsuz etkide bulunmamakta, kanat dönme modülasyonu yöntemine göre daha sessiz ve tasarımı daha kolaydır. Buna karşın, “Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle” başlıklı dokümanda bahsi geçen DARPA ikinci kontrol mekanizmasında kullanıldığında yuvarlanma hareketinde ara ara kararsızlaştığı gözlemlenmiştir. Yapılan testler sonucunda sorun niceliksel olarak belirlenmiştir. Kombine yunuslama ve yalpalama girdilerinin istenmeyen yuvarlanma momenti oluşturduğu saptanmış ve oluşan yuvarlanma momentinin yuvarlanma momenti girdisi ile bastırılamayacak kadar büyük olduğu gözlemlenmiştir. Çapraz bağlaşım etkisi ile oluşan bu sorunu çözmek için yalpalama veya yunuslama kontrolünün ayrı bir sistem ile yapılması gerektiği belirtilmiştir. Kanat dönme modülasyonu sisteminde yalpalama kontrolünün başarılı olduğu gözlemlendiğinden yalpalama kontrolü için kanat dönme modülasyonu sisteminin kullanılmasına karar verilmiştir. Böylece yalpalama kontrolü için kanat dönme modülasyonu, yuvarlanma ve yunuslama kontrolü için kanat burkulma modülasyonu uygulanan hibrit bir sistem geliştirilmiştir. Oluşturulan hibrit sistem test edilmiş, sonuç olarak üçlü bağlaşım yerine yunuslama/yalpalama ile yuvarlanma hareketinin bağlaşımı karakteristikleri geliştirmiştir. Tasarlanan kontrol mekanizması atik manevralar yapılmasını mümkün hale getirmiştir. Ancak bu yöntemde kanat dönme modülasyonunun gürültü ve hassasiyet gibi problemlere kesin bir çözüm sağlanamamaktadır.

Kanat dönme modülasyonunun getirdiği sorunları ortadan kaldırmak için “Design and Development of a Tailless Robotic Hummingbird” başlıklı patent dışı başka bir dokümanda sunulan COLIBRI isimli platformun kontrol mekanizmasında DARPA’nın çalışmasından farklı olarak yalpalama dahil her üç eksen için de kontrol momentleri kanat burkulma modülasyonu yöntemi ile sağlanmaktadır. Yuvarlanma ve yunuslama momentleri diğer kanat burkulma modülasyonu kullanılan mekanizmalarda olduğu gibi sırasıyla kanat köklerinin yatay yönde veya ileri geri hareket ettirilmeleriyle oluşturulmaktadır. COLIBRI'nin yalpalama kontrol mekanizmasında kanat kökleri yuvarlanma ekseni doğrultusunda farklı yönlere hareket ettirilerek sağ ve soldaki kanatta çevrim boyunca farklı hücum açıları oluşturulmaktadır. Bu şekilde kanatlarda oluşan geri sürükleme kuvveti dengesizliği oluşturularak yalpalama momenti elde edilmektedir. COLIBRI'nin kontrol mekanizmasında yalpalama ve yunuslama momenti üretimi için iki tane konvansiyonel mikro lineer servo motor, yuvarlanma momenti için ise dönel servo motor kullanılmaktadır. Dönel servo motorlar lineer servo motorlara göre nispeten daha ağır olmakla birlikte farklı tip servo motorların kullanılması tedarik ve yedek parça kullanımı konusunda dezavantaj oluşturmaktadır.

“Design and stable flight of a 21 g insect-like tailless flapping wing micro air vehicle with angular rates feedback control”, “Simulation of the flapping wing aerial vehicle using flexible multibody dynamics” ve “String-based flapping mechanism and modularized trailing edge control system for insect-type FWMAV” başlıklı patent dışı dokümanlarda bahsi geçen kontrol mekanizmalarında da COLIBRI platformunda olduğu gibi tüm eksenler için kanat burkulma modülasyonu yöntemi kullanılmıştır. İlgili dokümanlarda sunulan kontrol mekanizmaları da dönel servo motor kullanımı nedeniyle nispeten ağır olmaktadır. “String-based flapping mechanism and modularized trailing edge control system for insect-type FWMAV” başlıklı dokümanda yapılan literatür taramasına göre iyi bir pozisyon kontrol sisteminin sahip olması gereken dört özellik belirtilmiştir: modüler olması, hafif olması, tüm dönme eksenlerinde kontrol sağlayabilmesi ve farklı dönme eksenlerinin birbirine etkisinin minimal olması. Bu belirtilen

parametreleri dikkate alınca en verimli kontrol sisteminin kanat burkulma kontrolü olduğu değerlendirilmektedir.

Tekniğin bilinen durumunda yer alan KR20170099430 sayılı Kore patent dokümanında kremayer tabanlı kuyruksuz çırpan kanatlı bir mikro hava taşıtından bahsedilmektedir. Ancak söz konusu patent dokümanında açıklanan buluşta hava taşıtının kanatlarının üç eksende burkulmasının özdeş yapıda olan üç farklı eyleyici tarafından gerçekleştirildiğine ilişkin bir açıklama yer almamaktadır.

Dolayısıyla tekniğin bilinen durumunda kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının üç farklı eksende kanat burkulmasının kontrollü olarak gerçekleştirilmesinde tercihen üç eksende de birbirine eş olan eyleyicilerin kullanıldığı ve bu sayede karmaşık yapıda olmayan ve az sayıda parça içeren bir pozisyon kontrol tertibatına ihtiyaç duyulmaktadır.

**Buluşun Kısa Açıklaması**

Bu buluşun amacı, kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının kanat burkulmasının üç farklı eksende kontrollü olarak gerçekleştirilmesinde tercihen üç eksende de birbirine eş olan eyleyicilerin kullanıldığı ve bu sayede karmaşık yapıda olmayan ve az sayıda parça içeren bir pozisyon kontrol tertibatı gerçekleştirmektir.

Kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının kanat burkulmasının üç farklı eksende kontrollü olarak gerçekleştirilmesi için gerçekleştirilen ilk istem ve bu isteme bağlı istemlerde tanımlanan pozisyon kontrol tertibatı; bir taşıyıcı, bir tutucu vasıtasıyla taşıyıcı içerisinde muhafaza edilen en az bir birinci eyleyici, en az bir ikinci eyleyici ve en az bir üçüncü eyleyici tarafından sağlanan tahrike bağlı olarak üç farklı dönel eksende çırpan kanattaki taşıma kuvvetinin maksimuma ulaştığı nokta değiştirilmek suretiyle herhangi bir dönel eksende bir dönme momenti oluşturacak şekilde söz konusu birinci eyleyiciyle, ikinci eyleyiciyle ve üçüncü eyleyiciyle irtibatlandırılan en az iki kanat kökü içermekte olup buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında yer alan birinci eyleyici, ikinci eyleyici ve üçüncü eyleyici özdeş yapıya

sahiptirler. Kuyruksuz çırpan kanatlı insansız hava taşıtlarının kanatlarının üç eksendeki kanat burkulma kontrolünün birbirlerine eş ve tercihen doğrusal servo motor olan birinci eyleyici, ikinci eyleyici ve üçüncü eyleyici vasıtasıyla gerçekleştirilmesi sayesinde üretim kolaylığı ve daha az parça kullanımı avantajı sağlanmakla beraber çoklu üretilebilirlik de arttırılmaktadır.

**Buluşun Detaylı Açıklaması**

Bu buluşun amacına ulaşmak için gerçekleştirilen pozisyon kontrol tertibatı ekli şekillerde gösterilmiş olup, bu şekillerden;

Şekil 1- Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatının bir uygulamasının perspektif görünüşüdür.

Şekil 2- Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatının bir uygulamasının patlatılmış perspektif görünüşüdür.

Şekil 3- Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında yuvarlanma hareketi için kanat köklerinin pozisyon değişiminin bir uygulamasının önden görünüşüdür.

Şekil 4- Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında yunuslama hareketi için kanat köklerinin pozisyon değişiminin bir uygulamasının yandan görünüşüdür.

Şekil 5- Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında yalpalama hareketi için kanat köklerinin pozisyon değişiminin bir uygulamasının perspektif görünüşüdür.

Şekillerdeki parçalar tek tek numaralandırılmış olup bu numaraların karşılığı aşağıda verilmiştir.

1. Pozisyon kontrol tertibatı
2. Taşıyıcı
3. Kanat kökü
4. Birinci eyleyici
5. İkinci eyleyici
6. Üçüncü eyleyici
7. Tutucu
8. Birinci tahrik kolu
9. Üçüncü tahrik kolu

y. Birinci eksen

x. İkinci eksen

z. Üçüncü eksen

Kuyruksuz çırpan kanatlı hava taşıtlarının kanat burkulmasının üç farklı eksende kontrollü olarak gerçekleştirilmesini sağlayan buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1); bir taşıyıcı (2), bir birinci eksen (y) doğrultusunda hemen hemen doğrusal olarak uzanacak şekilde bir ucundan taşıyıcıya (2) sabitlenen, üzerine uygulanan tahrike bağlı olarak belirli derecede esneyebilen en az iki kanat kökü (3), kanat köküyle (3) irtibatlandırılarak kanat kökünün (3) birinci eksene (y) hemen hemen dik olan bir ikinci eksen (x) doğrultusunda esnemesini sağlamak üzere kanat kökü (3) üzerine tahrik uygulamak üzere yapılandırılan en az bir birinci eyleyici (4) ve en az bir ikinci eyleyici (5), kanat kökünün (3) birinci eksene (y) ve ikinci eksene (x) hemen hemen dik olan bir üçüncü eksen (z) doğrultusunda esnemesini sağlamak üzere kanat kökü (3) üzerine tahrik uygulamak üzere yapılandırılan en az bir üçüncü eyleyici (6) ve en azından üçüncü eksen (Z) doğrultusunda hareket edebilecek şekilde taşıyıcıyla (2), birinci eyleyiciyle (4), ikinci eyleyiciyle (5) ve üçüncü eyleyiciyle (6) irtibatlandırılan en az bir tutucu (7) içermektedir (Şekil 1 ve Şekil 2). Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında (1), birinci eksen (y) doğrultusunda hemen hemen düzlemsel olarak uzanan kanat kökleri (3), taşıyıcıya (2) sabitlenen uçlarının zıttında yer alan uçlar vasıtasıyla insansız hava taşıtının kanatlarına sabitlenmekte ve buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1) vasıtasıyla sağlanan esnemelere bağlı olarak kuyruksuz çırpan kanatlı insansız hava taşıtlarının kanatlarının üç eksende kontrollü olarak burkulmasına imkan sunmaktadır. Bir başka deyişle, birinci eyleyici (4), ikinci eyleyici (5) ve üçüncü eyleyici (6) vasıtasıyla kanat köklerinin (3) esnek yapısı sayesinde ikinci eksen (x) ve üçüncü eksene (y) göre açısal duruşları değiştirilerek bağlantı halinde oldukları insansız hava taşıtının esnek kanatlarının gerginliklerinin değiştirilmesiyle söz konusu kanatlarda oluşan aerodinamik kuvvetler modüle edilebilmektedir. Buluşun tercih edilen uygulamasında birinci eyleyici (4) ve ikinci eyleyici (5) ikinci eksen (x) boyunca hemen hemen düzlemsel uzanan tutucunun (7) birbirine zıt olan iki

tarafında tutucu (7) uzanım eksenine göre simetrik olarak düzenlenmektedirler. Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1) vasıtasıyla üçüncü eyleyici (6) tarafından kanat köklerinin (3) üçüncü eksen (z) doğrultusunda esneme hareketi gerçekleştirecek şekilde kanat kökleri (3) üzerine tahrik uygulandığında, bir kanat kökünün (3) bağlandığı kanat gerilirken diğer kanat kökünün (3) bağlandığı kanat gevşemektedir. Böylece, insansız hava taşıtının kanatlarında oluşan taşıma kuvvetinde simetri bozulmakta ve oluşan bu asimetri yuvarlanma momenti adıyla da bilinen bir moment oluşmasına sebebiyet vermektedir (Şekil 3). Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1) vasıtasıyla birinci eyleyici (4) ve ikinci eyleyici (5) tarafından kanat köklerinin (3) ikinci eksen (x) doğrultusunda eş yönlü ve eş miktarda esneme hareketi gerçekleştirecek şekilde kanat kökleri (3) üzerine tahrik uygulandığında kanat köklerinin (3) bağlı oldukları kanatlarda meydana gelen gerginlik ortalama taşıma kuvvetinin konumunun ağırlık merkezine göre ikinci eksen (x) üzerinde esnemenin gerçekleştiği yöne bağlı olarak ileri veya geri kaymasına sebep olmaktadır. Böylece yunuslama momenti adıyla da bilinen bir moment oluşmaktadır (Şekil 4). Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1) vasıtasıyla birinci eyleyici (4) ve ikinci eyleyici (5) tarafından kanat köklerinin (3) ikinci eksen (x) doğrultusunda zıt yönlü ve eş miktarda esneme hareketi gerçekleştirecek şekilde kanat kökleri (3) üzerine tahrik uygulandığında kanat köklerinin (3) bağlandığı kanatlarda farklı geri sürükleme kuvvetleri oluşmaktadır. Böylece, insansız hava taşıtının kanatlarında oluşan geri sürükleme kuvvetinde simetri bozulmakta ve oluşan bu asimetri yalpalama momenti adıyla da bilinen bir moment oluşmasına sebebiyet vermektedir (Şekil 5).

Buluşun bir uygulamasında birinci eyleyici (4) kanat köklerinden (3) biriyle irtibatlandırılan ve uygulanan tahrik doğrultusunda ikinci eksen (x) üzerinde ileri geri hareket edebilen en az bir birinci tahrik koluna (8) sahip olan bir doğrusal servo motor olarak uyarlanmakta olup ikinci eyleyici (5) de birinci tahrik koluyla (8) irtibatlandırılmayan bir kanat köküyle (3) irtibatlandırılan ve uygulanan tahrik doğrultusunda ikinci eksen (x) üzerinde ileri geri hareket edebilen en az bir ikinci tahrik koluna (şekillerde gösterilmemektedir) sahip olan bir doğrusal servo motor

olarak uyarlanmaktadır. Bu uygulamada inansız hava taşıtında yunuslama momenti oluşturulmak istendiğinde, doğrusal servo motor olarak uygulanan birinci eyleyici (4) ve ikinci eyleyici (5) tarafından sağlanan eş doğrultulu tahrik vasıtasıyla birinci eyleyicinin (4) birinci tahrik kolu (8) ve ikinci eyleyicinin (5) ikinci tahrik kolu ikinci eksende (x) eş yönlü ve miktarda doğrusal hareket gerçekleştirerek bağlı bulundukları kanat köklerinin (3) eş yönlü ve eş miktarda esnemelerini sağlamaktadır. Bu uygulamada inansız hava taşıtında yalpalama momenti oluşturulmak istendiğinde, doğrusal servo motor olarak uygulanan birinci eyleyici (4) ve ikinci eyleyici (5) tarafından sağlanan zıt doğrultulu tahrik vasıtasıyla birinci eyleyicinin (4) birinci tahrik kolu (8) ve ikinci eyleyicinin (5) ikinci tahrik kolu ikinci eksende (x) birbirlerine zıt yönlü ve eş miktarda doğrusal hareket gerçekleştirerek bağlı bulundukları kanat köklerinin (3) zıt yönlü ve eş miktarda esnemelerini sağlamaktadır.

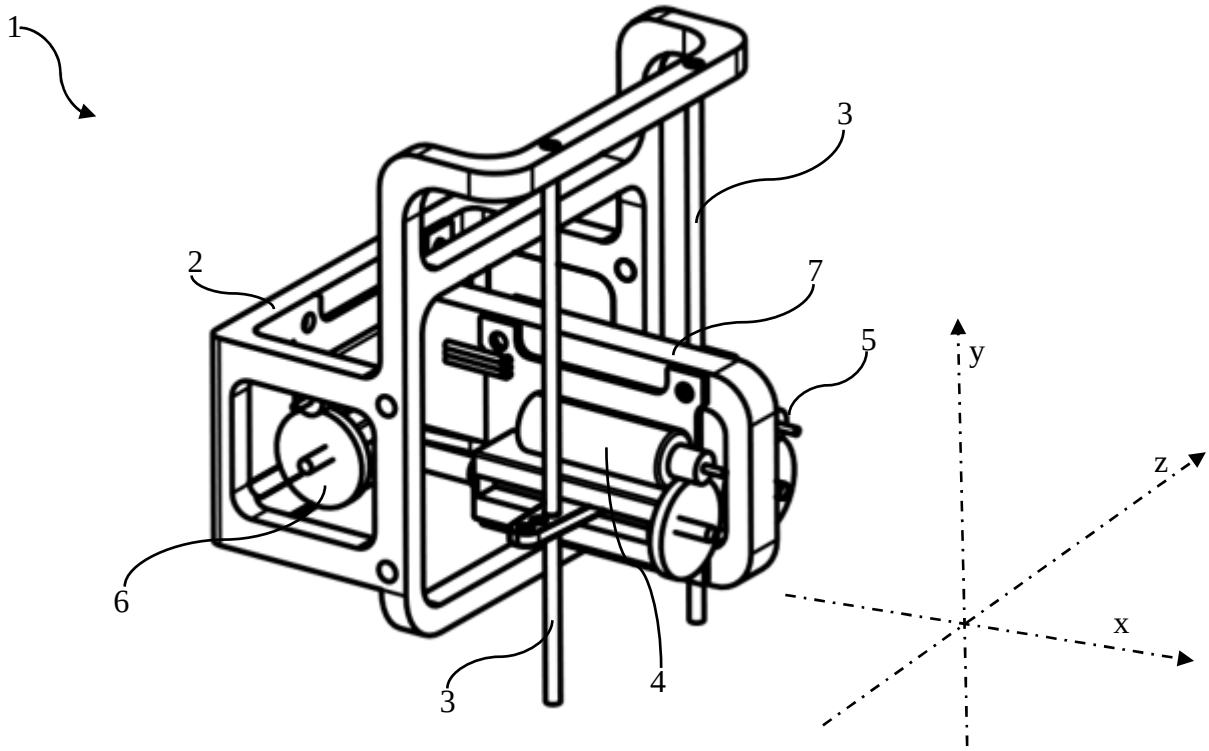
Buluşun bir uygulamasında üçüncü eyleyici (6), tutucu (7) ile irtibatlandırılan ve uygulanan tahrik doğrultusunda üçüncü eksen (x) üzerinde ileri geri hareket edebilen en bir üçüncü tahrik koluna (9) sahip olan bir doğrusal servo motor olarak uyarlanmaktadır. Bu uygulamada inansız hava taşıtında yuvarlanma momenti oluşturulmak istendiğinde, doğrusal servo motor olarak uygulanan üçüncü eyleyici (6) tarafından sağlanan tahrik vasıtasıyla üçüncü tahrik kolu (9) ve dolasıyla üçüncü tahrik koluna (9) bağlı olan tutucu (7) üçüncü eksende (z) doğrusal hareket gerçekleştirerek tutucuya (7) sabitlenen kanat köklerinin (3) üçüncü eksen (z) doğrultusunda eş miktarda esnemelerini sağlamaktadır.

Bu buluş ayrıca, yukarıda açıklanan türde olan bir pozisyon kontrol tertibatı (1) içeren kuyruksuz çırpan kanatlı bir insansız hava taşıtı ile ilgilidir.

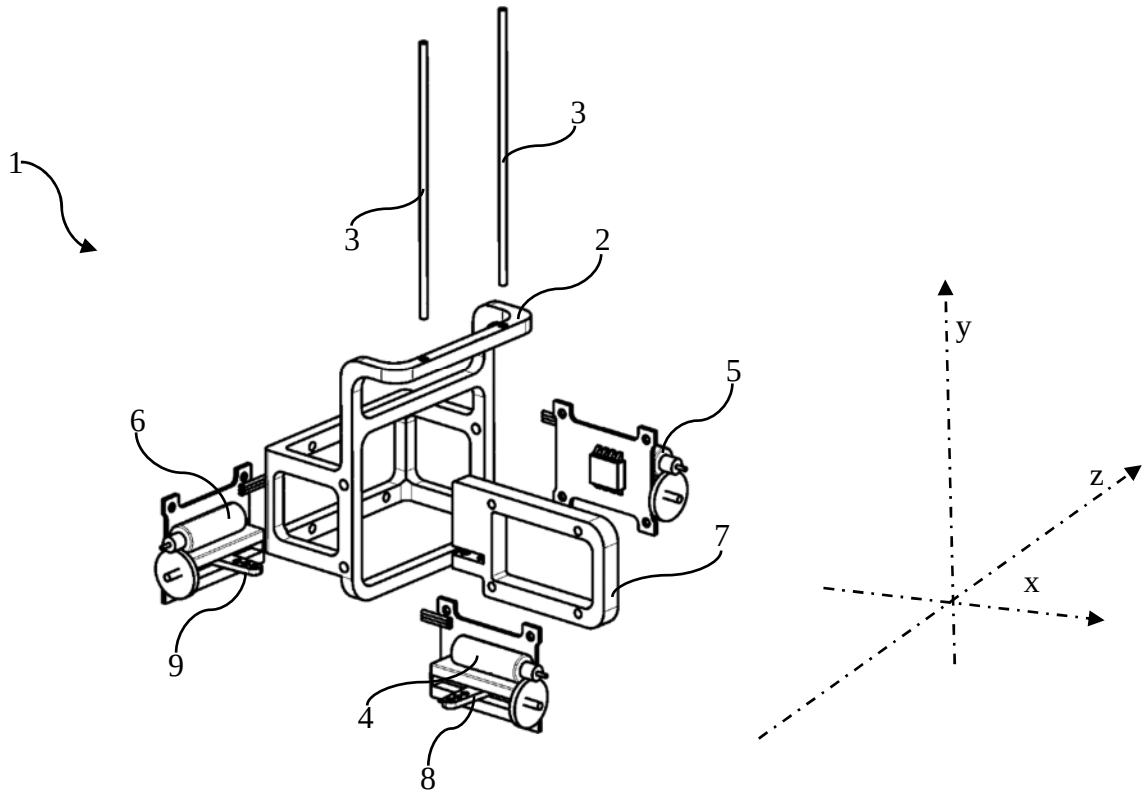
Buluş konusu pozisyon kontrol tertibatında (1), kuyruksuz çırpan kanatlı insansız hava taşıtlarının kanatlarının üç eksendeki kanat burkulma kontrolünün birbirlerine eş ve tercihen doğrusal servo motor olan birinci eyleyici (4), ikinci eyleyici (5) ve üçüncü eyleyici (6) vasıtasıyla gerçekleştirilmesi sayesinde üretim kolaylığı ve

daha az parça kullanımı avantajı sağlanmakla beraber çoklu üretilebilirlik arttırılmaktadır. Ayrıca, buluş konusu pozisyon kontrol tertibatı (1) sayesinde üç farklı dönme ekseni için de kanat burkulma kontrolü sağlanmasıyla farklı dönme eksenleri arasındaki çapraz bağlaşım etkileri en düşük seviyelere indirgenmektedir. Tüm bunlara ek olarak kanat burkulma kontrolünün kullanılması diğer yöntemlere kıyasla insansız hava taşıtı üzerinde oluşan titreşimleri azalttığı ve üretilen net kaldırma kuvvetinin daha stabil şekilde kalmasına olanak sağladığı için daha keskin ve atik bir kontrol sağlamaktadır.

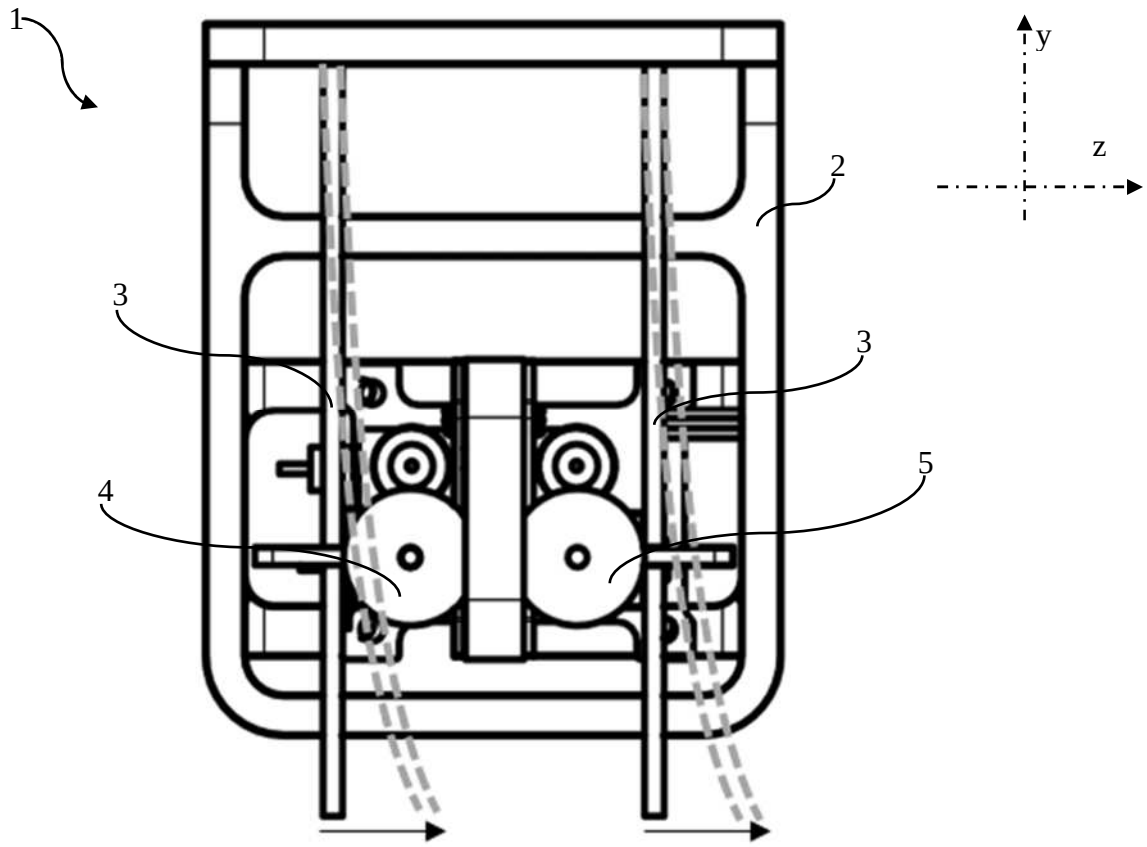
**Şekil 1**



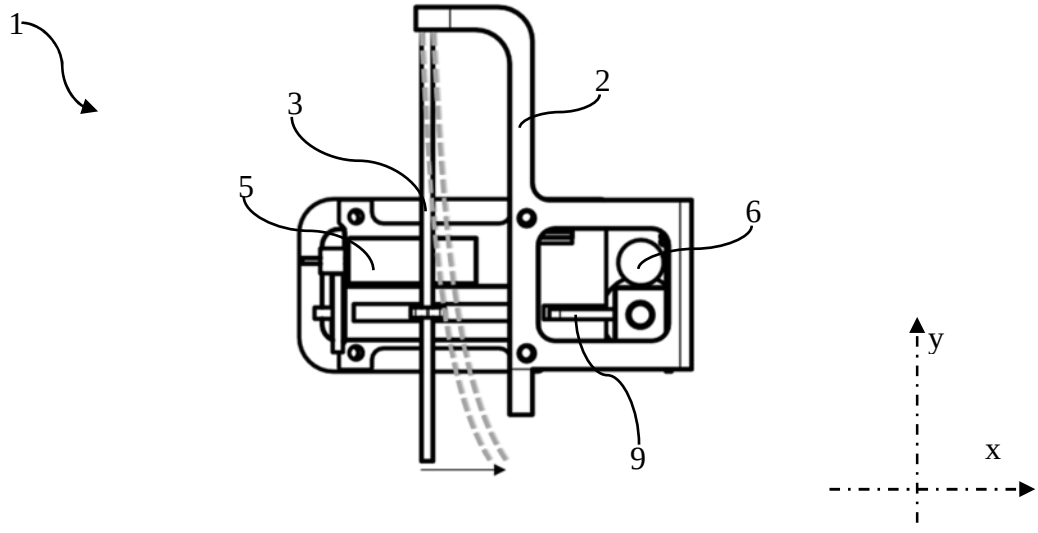

**Şekil 2**



**Şekil 3**




**Şekil 4**



**Şekil 5**

