ÖZET

Mikro insansız hava araçları için GPS' siz uçuş yöntemi

Dikey iniş ve kalkış yapabilen mikro insansız hava araçları (drone) GPS verisi ile otonom uçuş kabiliyetine sahiptir. GPS verisi hava araçlarına enlem boylam bilgisi vererek hava aracının otonom uçuşu sırasında hangi konumda olduğunu belirlemektedir. GPS haberleşmesi kaybında hava araçları tuttuğu konum bilgisini de kaybeder. Bu sebeple otonom uçuşları tehlikeye girer ve kırım ile sonuçlanır. GPS sinyali kesilen hava araçları için GPS'siz uçuş modu algoritması geliştirilmiştir ve bu algoritma ile hava aracı kırımlarının önüne geçilecektir.

Şekil 3

İSTEMLER

1. İnsansız hava araçları için bir uçuş yöntemi olup özelliği,

- GPS sinyalinin kesilmesi ile birlikte aracın yer kontrol istasyonunda (20) pilotun (40) kullanımı için bulunan joystick (21) veya sanal joystick (22) yardımıyla aracı kontrol edebildiği yarı-otonom GPS'siz uçuş moduna girmesi,
- Otonomi makinasının (O) irtifa komutlarını girdi olarak alması ve çıktı olarak referans AGL irtifa bilgisinin üretmesi,
- Rota makinasında (R) referans AGL irtifa komutunu elde etmek için AGL ve dikey hız komutlarının seçilmesi,
    - o Kullanıcının YKİ (20) arayüzünden "Acil İniş" komutu göndermesiyle GPS'siz Acil İniş modunda "Sabit Dikey Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışması ve dikey hız komutunun belirlenmesi ve gürbüz kontrol çevriminin çalışması,
    - o Kullanıcı irtifa azaltmak veya arttırmak istediğinde "Trapezoidal Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışması ve bu fonksiyonda dikey hız komutunun hava aracının maruz kaldığı bozuntulara göre kendisinin hesaplaması,
    - o Kullanıcı tarafından irtifa komutu gönderilmediği takdirde ise "Sabit Yükseklik" fonksiyonunun çalışması ve hava aracının mevcut irtifasının korunması,
- Seyrüsefer kontrolcüleri (S) fonksiyonunda referans AGL komutunun sırasıyla yükseklik kontrolcüsüne ileterek referans dikey hız elde edilmesi ve elde edilen referans dikey hızın dikey hız kontrolcüsü ile referans itki kuvveti komutunu üretilmesi ve bahsedilen referans itki kuvveti komutunun hava aracı sistem kinematik modelinde kullanılmak üzere davranış kontrolcülerine (D) iletilmesi,
- Davranış Kontrolcüleri (D) fonksiyonunda, Davranış kontrolcüleri (D) referans roll/pitch/yaw açılarını elde etmek için sırasıyla açısal konum ve açısal hız kontrolcülerini kullanılması,
    - o IMU ve manyetometreden gelen veriler sensör füzyon algoritması ile hava aracının roll/pitch/yaw açıları hesaplanması ve açısal konum kontrolcülerine geri bildirim olarak gönderilmesi,
    - o Açısal konum kontrolcüsünden elde edilen referans roll/pitch/yaw açısal hızları açısal hız kontrolcülerine girmesi ve IMU içerisindeki jiroskoptan ölçülen açısal hızlar geri bildirim olarak açısal hız kontrolcülerine girmesi ve roll/pitch/yaw moment komutlarının hesaplanması,
- Hesaplanan moment komutları ile birlikte referans itki kuvvetinin sistem kinematik modelinin girdilerini oluşturması, bahsedilen sistem kinematik model girdilerini

işleyerek çıktı olarak eyleyicilere gönderilmek üzere PWM komutlarını oluşturması ve eyleyiciler için elde edilen PWM komutları ile hava aracının kullanıcı komutlarını yerine getirmesi

işlem adımlarını içermesidir.

TARİFNAME

Mikro insansız hava araçları için GPS' siz uçuş yöntemi

Teknik Alan

Buluş; otonom uçuş yapan mikro insansız hava araçlarına (drone) yönelik bir uçuş algoritması ile ilgilidir.

Buluş özellikle, uçuş sırasında GPS verisi kesildiğinde oluşabilecek kırımı önlemek amacıyla oluşturulan GPS'siz yarı-otonom uçuş algoritması ile ilgilidir.

Tekniğin Bilinen Durumu

Günümüzde, dikey iniş ve kalkış yapabilen, otonom uçuş kabiliyetine sahip mikro insansız hava araçları (drone) bulunmaktadır. GPS verisi hava araçlarına enlem boylam bilgisi vererek hava aracının otonom uçuşu sırasında hangi konumda olduğunu belirlemektedir. GPS verisi kaybında hava araçları tuttuğu konum bilgisini de kaybetmektedir. Bu sebeple otonom uçuşları tehlikeye girmekte ve kırım ile sonuçlanabilmektedir.

Otonom uçuşa sahip hava araçlarının uçuş algoritması Şekil 1'deki gibi çalışmaktadır. Yer Kontrol İstasyonu (YKİ) üzerinden gönderilen kullanıcı komutları ile başlayan AKB yazılımı sırasıyla otonomi makinası, rota makinası, seyrüsefer kontrolcüleri ve davranış (attitude) kontrolcüleri olmak üzere 4 ana basamağı takip eder ve hava aracının istenen görevi yerine getirmesi için eyleyicilere hesaplanan komutları gönderir.

Kullanıcı komutları YKİ üzerinden girilen rota bilgileri, eve dönüş yüksekliği gibi uçuş bilgilerini ve görev esnasında kullanıcının anlık karar verdiği (bekle, acil iniş, eve dön, kamera kontrol komutları vs.) komutları içermektedir.

Otonomi makinası kullanıcı komutlarını giriş olarak tanımlayarak uçuş modlarını belirlemektedir. Her bir uçuş modunun kendi arasında geçiş koşulları mevcuttur. Bu geçiş koşulları kullanıcıdan direkt komut alarak olabileceği gibi kullanıcı rota bilgilerine göre otonomi başlangıç ayarında kendisi de belirleyebilir. Otonomi makinası 5 adet çıktı oluşturur ve bunları rota makinasına iletir.

Rota makinasının otonomi makinasından aldığı girdiler enlem, boylam, AGL, dikey hız, yükseklik/dikey hız kontrol seçimi komutlarıdır. Enlem ve boylam komutları ile hedef noktanın yatay düzlemdeki mesafesi hesaplanmaktadır. Hesaplanan mesafeye göre rota makinası oransal veya trapezoidal yörünge oluşturarak referans kuzey ve doğu hızlarını oluşturur. İrtifa ve dikey hız komutları ile uçuş moduna göre sabit yükseklik, sabit dikey hız veya trapezoidal yörünge fonksiyonlarını çalıştırır ve referans AGL irtifa komutunu elde eder. Rota makinası elde ettiği referans kuzey ve doğu hızlarını ve referans AGL irtifa komutunu seyrüsefer kontrolcülerine iletir.

Seyrüsefer kontrolcüleri rota makinasından aldığı referans kuzey ve doğu hızlarını seyrüsefer modelinde hesaplayarak referans roll/pitch/yaw açılarını elde eder. Ayrıca referans AGL komutunu sırasıyla yükseklik ve dikey hız kontrolcüleri ile işleyerek referans itki kuvveti komutunu hava aracı sistem kinematik modelinde kullanmak üzere davranış kontrolcülerine iletir.

Davranış kontrolcüleri referans roll/pitch/yaw açılarını kullanarak sistem kinematik modelinde kullanılmak üzere roll/pitch/yaw moment komutlarını üretir. Ayrıca referans itki kuvvetini sistem kinematik modeline ekleyerek moment komutları ile birlikte eyleyicilere gönderilen PWM komutlarını üretir.

GPS haberleşme kaybı sonucu otonomi makinası enlem ve boylam komutu üretemez. Üretilemeyen bu komut rota makinası fonksiyonuna giremediğinden rota makinası da referans (desired) kuzey ve doğu hızları komutlarını üretemez. Sırasıyla bu hız komutları sonucu seyrüsefer kontrolcüleri de referans roll, pitch ve yaw açı bilgilerini üretemez. Hava aracı hangi açı bilgisine göre davranışını hesaplayamadığından dolayı istenen PWM komutları üretilemez ve otonom uçuş kırım ile sonuçlanır.

Yukarıda bahsedilen GPS verisi kaybı durumları ile başa çıkmak için yapılmış araştırmalar bulunmaktadır. Örneğin; Lee ve Tahk (2010)[1] GPS verisi kaybında devreye girecek eş zamanlı lokalizasyon ve haritalama algoritmasından (simultaneous localization and mapping algorithm, SLMA) bahsetmektedir. Çalışmada yer alan bu algoritma ile GPS verisi kaybolduğunda aracın

[1] Lee at al. Unmanned Aerial Vehicle Recovery Using a Simultaneous Localization and Mapping Algorithm without the Aid of Global Positioning System, International Journal of Aeronautical and Space Science 11(2), 98-109 (2010)

kırıma uğramadan "eve dönüş"ü sağlanmaktadır. Ancak, bu çalışmada GPS verisi olmadan uçuşa devam edilebileceği ile ilgili herhangi bir bilgi yer almamaktadır.

Teknik araştırmalar sonucunda ortaya çıkan CN103994766A numarasına sahip başvuru, sabit kanatlı insansız hava araçlarında GPS sinyalinin kaybolması durumunda aracın farklı bir modda çalışması ve triaksiyal manyetik sensör ve triaksiyal ivmeölçer den gelen bilgilerin Kalman filtresinden geçirilmesiyle yön ve davranışın belirlenmesi olarak özetlenebilir. Bu dokümanda 2 adet Kalman filtresi vardır; bir tanesi IMU ve Manyetometre ile; diğeri ise sadece manyetometre ile çalışmaktadır. Ancak teknik olarak buluşumuzun farklılıkları bulunmaktadır. Bizde sadece sensör füzyon algoritması kullanılmaktadır. Ayrıca buluşumuzda belirtilen "otonom, rota ve seyrüsefer" blokları da bahsedilen Çin dokümanında bulunmamaktadır.

Sonuç olarak yukarıda anlatılan olumsuzluklardan dolayı ve mevcut çözümlerin konu hakkındaki yetersizliği nedeniyle ilgili teknik alanda bir geliştirme yapılması gerekli kılınmıştır.

Buluşun Amacı

Buluş, mevcut teknikte kullanılan yapılanmalardan farklı olarak bu alanda yeni bir açılım getiren farklı teknik özelliklere sahip bir yapının ortaya koyulmasını amaçlamaktadır.

Buluşun öncelikli amacı; çoklu rotor mikro insansız hava araçlarının seyrüseferi esnasında meydana gelebilecek GPS verisi kaybı durumunda aracın kırıma uğramamasını temin etmektir.

Yukarıda anlatılan amacı yerine getirmek üzere buluş; İnsansız hava araçları için bir uçuş yöntemi olup özelliği,

- GPS sinyalinin kesilmesi ile birlikte aracın yer kontrol istasyonunda pilotun kullanımı için bulunan joystick veya sanal joystick yardımıyla aracı kontrol edebildiği yarı-otonom GPS'siz uçuş moduna girmesi,

GPS'siz uçuş modunda;

- Otonomi makinasının irtifa komutlarını girdi olarak alması ve çıktı olarak referans AGL irtifa bilgisinin üretmesi,
- Rota makinasında referans AGL irtifa komutunu elde etmek için AGL ve dikey hız komutlarının seçilmesi,

- Kullanıcının YKİ arayüzünden "Acil İniş" komutu göndermesiyle GPS'siz Acil İniş modunda "Sabit Dikey Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışması ve dikey hız komutunun belirlenmesi ve gürbüz kontrol çevriminin çalışması,
- Kullanıcı irtifa azaltmak veya arttırmak istediğinde "Trapezoidal Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışması ve bu fonksiyonda dikey hız komutunun hava aracının maruz kaldığı bozuntulara göre kendisinin hesaplaması,
- Kullanıcı tarafından irtifa komutu gönderilmediği takdirde ise "Sabit Yükseklik" fonksiyonunun çalışması ve hava aracının mevcut irtifasının korunması,

• Seyrüsefer kontrolcüleri fonksiyonunda referans AGL komutunun sırasıyla yükseklik kontrolcüsüne ileterek referans dikey hız elde edilmesi ve elde edilen referans dikey hızın dikey hız kontrolcüsü ile referans itki kuvveti komutunu üretilmesi ve bahsedilen referans itki kuvveti komutunun hava aracı sistem kinematik modelinde kullanılmak üzere davranış kontrolcülerine iletilmesi,

• Davranış Kontrolcüleri fonksiyonunda, Davranış kontrolcüleri referans roll/pitch/yaw açılarını elde etmek için sırasıyla açısal konum ve açısal hız kontrolcülerini kullanılması,

- IMU ve manyetometreden gelen veriler sensör füzyon algoritması ile hava aracının roll/pitch/yaw açıları hesaplanması ve açısal konum kontrolcülerine geri bildirim olarak gönderilmesi,
- Açısal konum kontrolcüsünden elde edilen referans roll/pitch/yaw açısal hızları açısal hız kontrolcülerine girmesi ve IMU içerisindeki jiroskoptan ölçülen açısal hızlar geri bildirim olarak açısal hız kontrolcülerine girmesi ve roll/pitch/yaw moment komutlarının hesaplanması,

• Hesaplanan moment komutları ile birlikte referans itki kuvvetinin sistem kinematik modelinin girdilerini oluşturması, bahsedilen sistem kinematik model girdilerini işleyerek çıktı olarak eyleyicilere gönderilmek üzere PWM komutlarını oluşturması ve eyleyiciler için elde edilen PWM komutları ile hava aracının kullanıcı komutlarını yerine getirmesi

işlem adımlarını içermesidir.

Buluşun yapısal ve karakteristik özellikleri ve tüm avantajları aşağıda verilen şekiller ve bu şekillere atıflar yapılmak suretiyle yazılan detaylı açıklama sayesinde daha net olarak anlaşılacaktır ve bu nedenle değerlendirmenin de bu şekiller ve detaylı açıklama göz önüne alınarak yapılması gerekmektedir.

Buluşun Anlaşılmasına Yardımcı Olacak Şekiller

Şekil 1, Mevcut teknikte kullanılan İHA otonom uçuş kontrol akış diyagramının şematik gösterimidir.,

Şekil 2, GPS'siz uçuş modu uçuş kontrol akış diyagramının şematik gösterimidir.

Şekil 3, İHA otonom uçuş görselinin temsili gösterimidir.

Şekil 4, GPS'siz uçuş modunda otonomi makinasının şematik gösterimidir.

Şekil 5, GPS'siz uçuş modunda rota makinasının şematik gösterimidir.

Şekil 6, GPS'siz uçuş modunda seyrüsefer kontrolcülerinin şematik gösterimidir.

Şekil 7, tüm uçuş modlarında davranış kontrolcülerinin şematik gösterimidir.

Parça Referanslarının Açıklaması

10. GPS Uydusu
20. Yer Kontrol İstasyonu (YKİ)
    21. Joystick
    22. Sanal Joystick
    23. Kamera kontrol joystick
30. İHA (İnsansız Hava Aracı)
40. Pilot
O. Otonomi makinası
R. Rota makinası
S. Seyrüsefer kontrolcüleri
D. Davranış kontrolcüleri

Buluşun Detaylı Açıklaması

Bu detaylı açıklamada, buluşun tercih edilen yapılanmaları, sadece konunun daha iyi anlaşılmasına yönelik olarak ve hiçbir sınırlayıcı etki oluşturmayacak şekilde açıklanmaktadır.

Buluşun amaçlarını gerçekleştirmek üzere, GPS kaybı yaşandığında mevcut otonom algoritmasında referans açı bilgisi üretilemediğinden dolayı, GPS'siz uçuş modunda bu açı bilgilerini üretmek için kullanıcının kontrolünde sanal joystick (22) fonksiyonu geliştirilmiştir. Şekil 2'de gösterilen GPS'siz uçuş modu kontrol akış diyagramında otonom uçuş için gerekli fonksiyonlar aynen korunmuştur. Referans açı bilgileri bu fonksiyonları atlayarak direkt kullanıcı komutları olarak davranış kontrolcüleri (D) fonksiyonuna girmektedir. Bu sayede hava

aracı referans açı bilgilerini gerçekleştirecek eyleyici komutlarını (PWM) üretebilmekte ve kırımın önüne geçilebilmektedir.

Yer kontrol istasyonunda (20) bulunan joystick (21) tek elle İHA'nın (30) hareket kontrolünü sağlamaktadır. Ayrıca kamera kontrol joystiği (23) ile kameranın kontrolü sağlanmaktadır.

Dikey iniş kalkış yapan hava araçları "Yerde, Kalkış, Konum Tutuş, Seyir, Dönüş ve İniş" olmak üzere 6 adet uçuş fazına sahiptir.[2] Mevcut otonom yazılımında uçuş fazları yazılımsal olarak 9'a ayrılmıştır. Tablo 1'de bu uçuş fazları ve birbirleri arasındaki durum geçiş matrisi gösterilmiştir.

		ÇIKIŞ									
		D0_MANUEL	D1_BASLA	D2_YERDE	D3_KALKIS	D4_AYRILMA	D5_SEYIR	D6_KONUMTUTUS	D7_DONUS	D8_INIS	D9_GPSSIZ_UCUS
GİRİŞ	D0_MANUEL		0T1	-	-	-	-	-	-	-	0T9
	D1_BASLA	1T0		1T2	-	1T4	-	-	-	-	1T9
	D2_YERDE	2T0	-		2T3	-	-	-	-	-	2T9
	D3_KALKIS	3T0	-	3T2		3T4	-	3T6	-	3T8	3T9
	D4_AYRILMA	4T0	-	4T2	-		4T5	4T6	4T7	4T8	4T9
	D5_SEYIR	5T0	-	5T2	-	-		5T6	5T7	5T8	5T9
	D6_KONUMTUTUS	6T0	-	6T2	6T3	6T4	6T5		6T7	6T8	6T9
	D7_DONUS	7T0	-	7T2	-	-	7T5	7T6		7T8	7T9
	D8_INIS	8T0	-	8T2	8T3	-	-	8T6	-		8T9
	D9_GPSSIZ_UCUS	9T0	-	9T2	-	-	-	9T6	-	-	

Tablo 1. Mevcut otonom yazılımda yer alan uçuş fazları

Kalkış, Ayrılma, Seyir, Konum Tutuş, Dönüş ve İniş uçuş fazları GPS haberleşmesi mevcut iken çalışmaktadır. Hava aracı bu fazların herhangi bir tanesinde uçuşunu sürdürmekte iken GPS haberleşmesi kaybolduğunda otomatik olarak uçuş fazı "GPS'siz Uçuş" moduna geçmektedir.

[2] Hayhurst, K. J., et al., "Preliminary Consideration for Classifying Hazards of Unmanned Aircraft Systems", NASA/TM-2007-214539, pp.13, February 2007

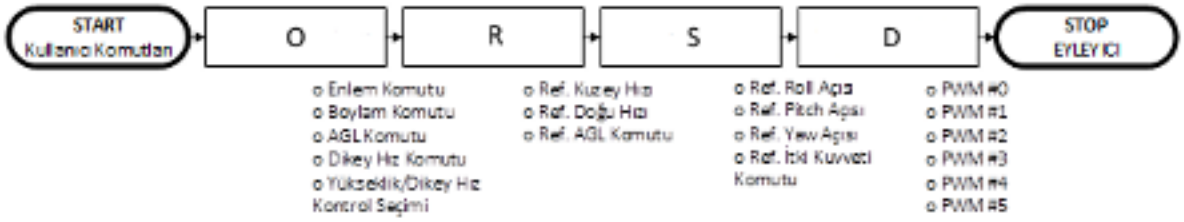
Şekil 4'te GPS'siz uçuş modunda otonomi makinası (O) fonksiyonun akış diyagramı gösterilmiştir. Mevcut otonomi makinası (O) fonksiyonu hem enlem-boylam hem de irtifa komutlarını girdi olarak alırken; GPS'siz uçuş modu sadece irtifa komutlarını girdi olarak almaktadır ve çıktı olarak referans AGL irtifa bilgisini üretmektedir.

Rota makinası (R) fonksiyonunda (Şekil 5) referans AGL irtifa komutunu elde etmek için uçuş modlarına AGL ve dikey hız komutlarını seçer. Buradaki uçuş modu GPS'siz uçuş modudur; ama kendi içerisinde bir alt seviyede GPS'siz Acil İniş modunu içermektedir. Bu modu sadece kullanıcı YKİ (20) arayüzünden "Acil İniş" komutu göndermesiyle çalışmaktadır. GPS'siz Acil İniş modunda "Sabit Dikey Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışmaktadır. Bu fonksiyonda dikey hız komutu sabit -0.5 m/s hız olarak belirlenir ve gürbüz (robust) kontrol çevrimi çalışır. GPS'siz uçuşun kendisinde ise 2 farklı fonksiyon çalışmaktadır. Kullanıcı irtifa azaltmak veya arttırmak istediğinde "Trapezoidal Hız Yörünge Oluşturucusu" fonksiyonu çalışmaktadır. Bu fonksiyonda dikey hız komutu ±3 m/s'ye kadardır ve hava aracının maruz kaldığı bozuntulara göre bu komutu kendisi hesaplar. Kullanıcı tarafından irtifa komutu gönderilmediği takdirde ise "Sabit Yükseklik" fonksiyonu çalışır ve hava aracı mevcut irtifasını korur.

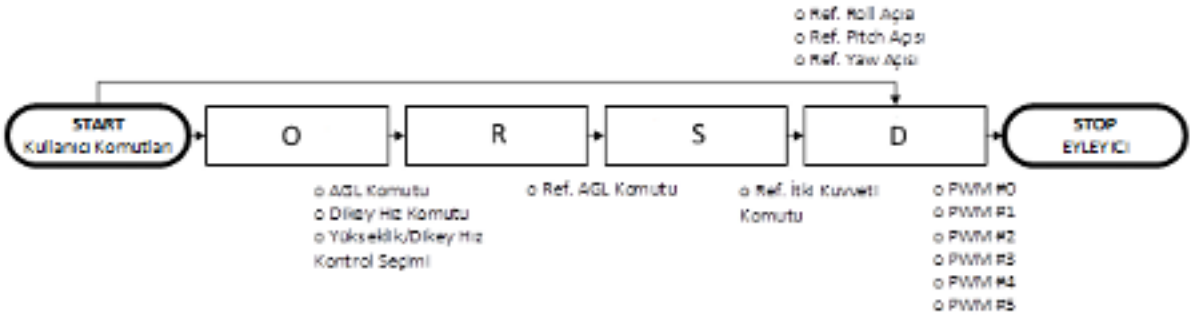
Seyrüsefer kontrolcüleri (S) fonksiyonunda (Şekil 6) referans AGL komutunu sırasıyla yükseklik kontrolcüsüne ileterek referans dikey hız elde edilir. Elde edilen referans dikey hız da dikey hız kontrolcüsü ile referans itki kuvveti komutunu üretmektedir. Referans itki kuvveti komutu hava aracı sistem kinematik modelinde kullanmak üzere davranış kontrolcülerine (D) iletir.

Davranış Kontrolcüleri (D) fonksiyonunda, (Şekil 7) Davranış kontrolcüleri (D) referans roll/pitch/yaw açılarını elde etmek için sırasıyla açısal konum ve açısal hız kontrolcülerini kullanır. IMU ve manyetometreden gelen veriler sensör füzyon algoritması ile hava aracının roll/pitch/yaw açıları hesaplanır ve açısal konum kontrolcülerine geri bildirim olarak gönderilir. Açısal konum kapalı çevrim kontrolcüsünden elde edilen referans roll/pitch/yaw açısal hızları açısal hız kontrolcülerine girer. IMU içerisindeki jiroskoptan ölçülen açısal hızlar geri bildirim olarak açısal hız kontrolcülerine girer ve roll/pitch/yaw moment komutları hesaplanır.

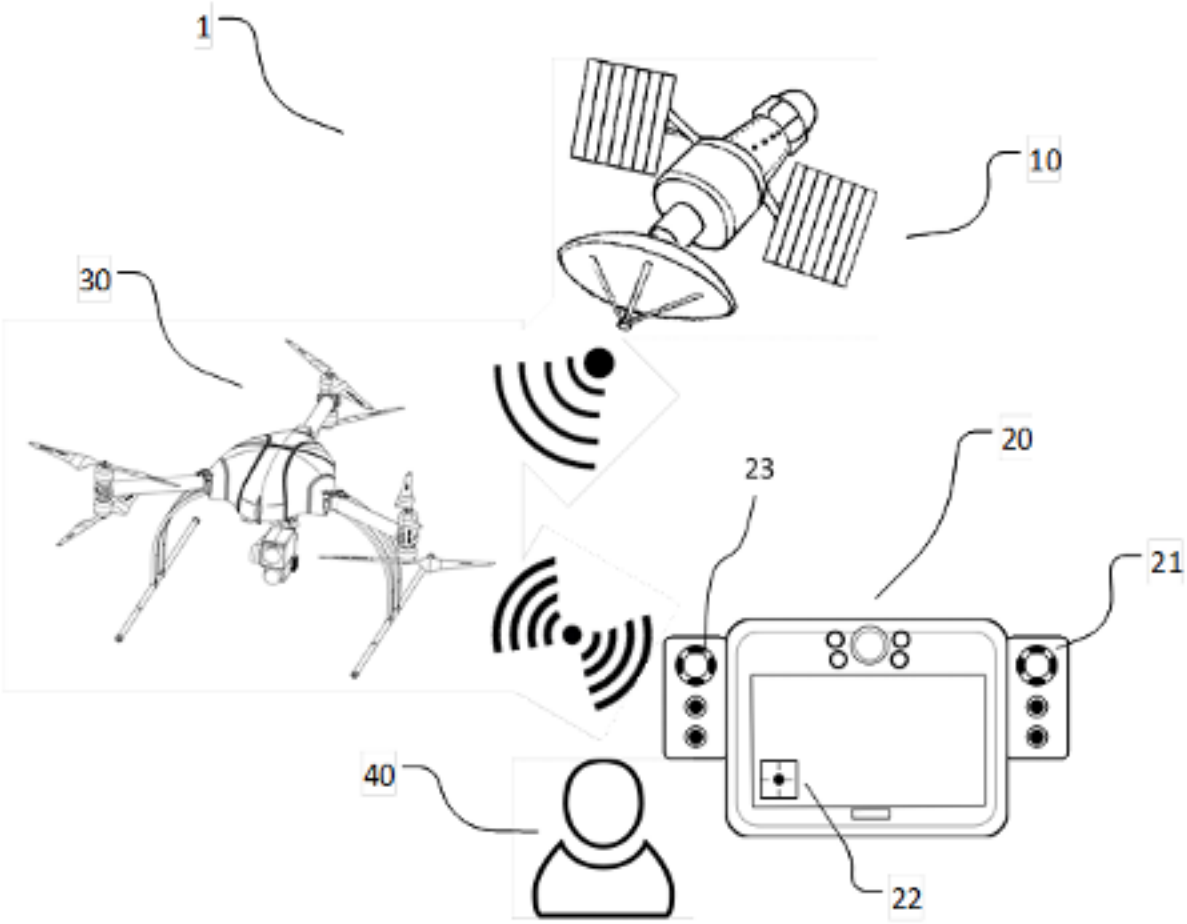
Hesaplanan moment komutları ile birlikte referans itki kuvveti de sistem kinematik modelinin girdilerini oluşturur. Bu model girdilerini işleyerek çıktı olarak eyleyicilere gönderilmek üzere PWM komutlarını oluşturmaktadır. Eyleyiciler için elde edilen PWM komutları ile hava aracı kullanıcı komutlarını yerine getirmektedir.



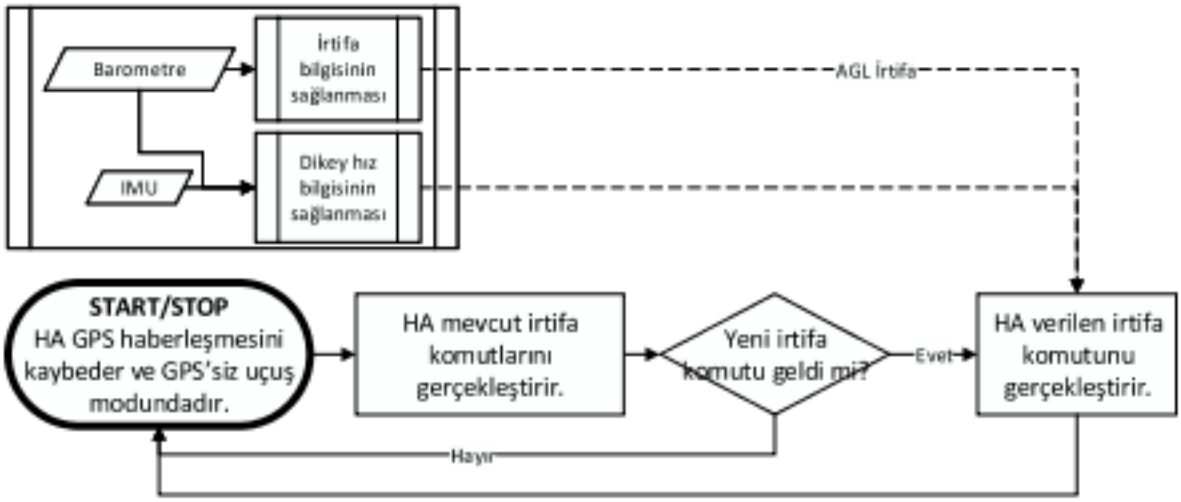
Şekil 1



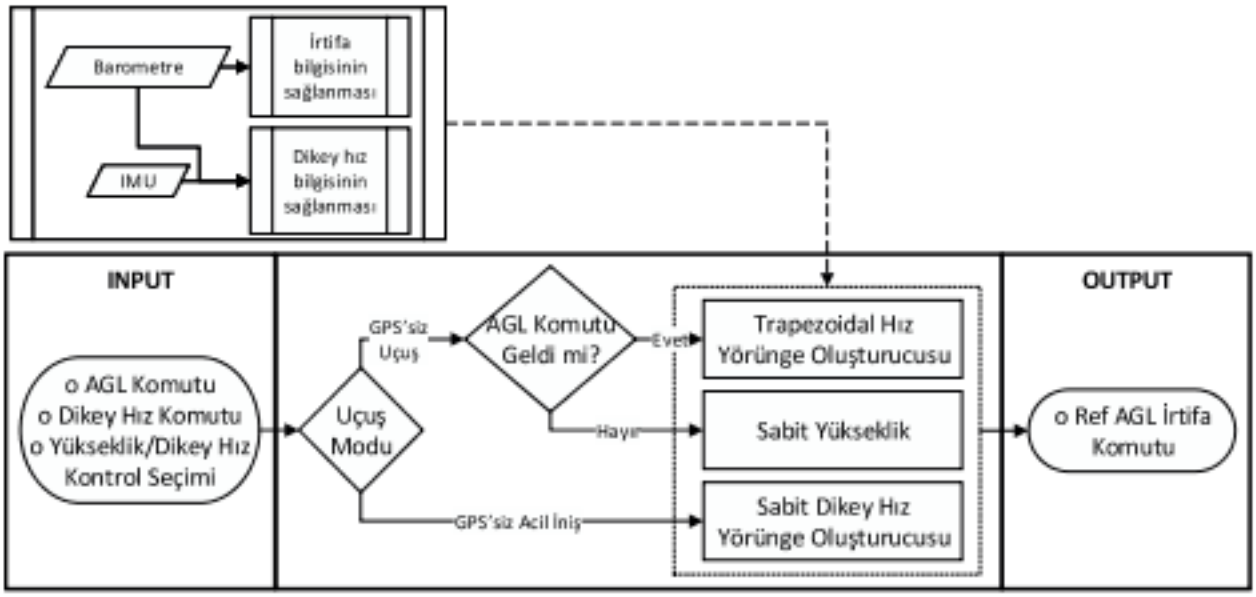
Şekil 2



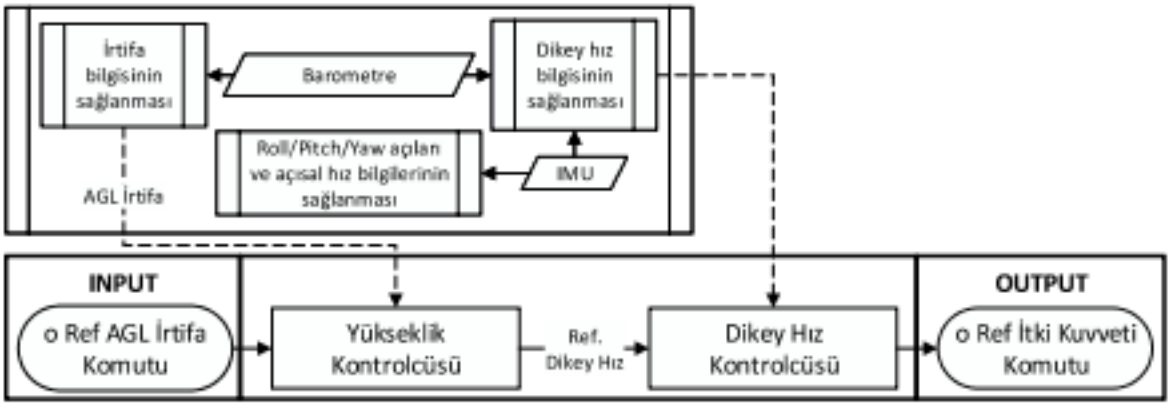
Şekil 3



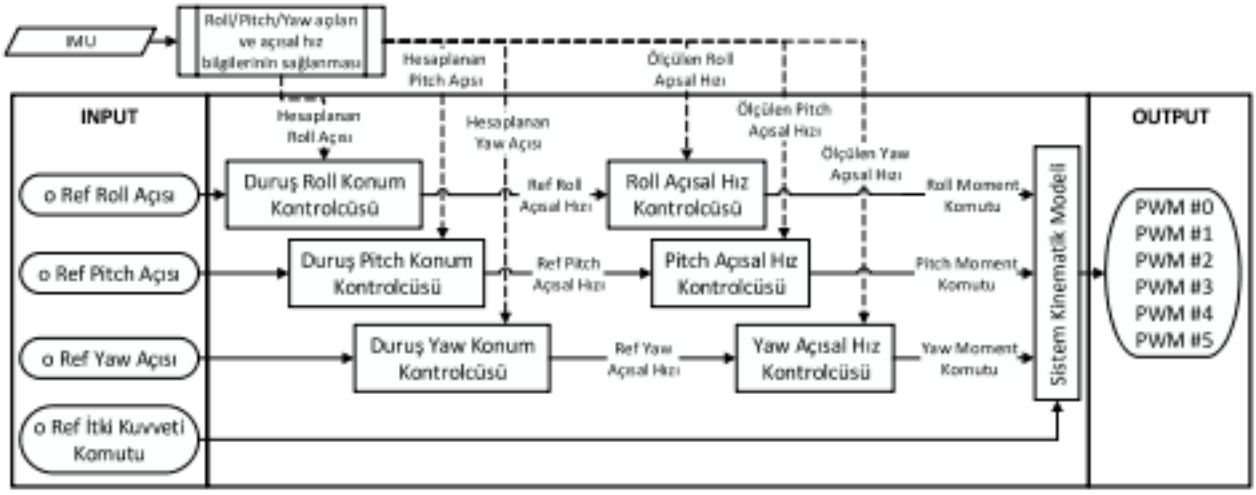
Şekil 4



Şekil 5



Şekil 6



Şekil 7