



**HAVA H ARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ
ENSTİTÜSÜ**



KÜP UYDULARIN YÖNELİM KONTROL SİSTEMLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali ALPARSLAN

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Uzay Bilimleri Programı

TEMMUZ 2014

HAVA HARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ

KÜP UYDULARIN YÖNELİM KONTROL SİSTEMLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali ALPARSLAN
(512103)

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Uzay Bilimleri Programı

Tez Danışmanı: Yrd.Doç.Dr.A.Ersan OĞUZ

TEMMUZ 2014

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünün 512103 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ali ALPARSLAN**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra **Yrd.Doç.Dr.A.Ersan OĞUZ** danışmanlığında hazırladığı “**KÜP UYDULARIN YÖNELİM KONTROL SİSTEMLERİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Yrd.Doç.Dr.A.Ersan OĞUZ**
Hava Harp Okulu

Jüri Üyeleri : **Yrd.Doç.Dr.M.Emre AYDEMİR**
Hava Harp Okulu

Yrd.Doç.Dr.Kemal BAYRAKÇEKEN
Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi : **16 Temmuz 2014**
Savunma Tarihi : **21 Temmuz 2014**

Bu tez çalışmasında belirtilen görüş ve yorumlar yazara aittir. Türk Silahlı Kuvvetleri'nin ya da diğerk kamu kuruluşlarının görüşlerini yansıtmaz. Ayrıca bu tez çalışması bilimsel ahlak ve etik değerklere uygun olarak yazılmış olup, yararlanılan tüm eserler kaynaklarda gösterilmiştir.

Temmuz 2014

Ali ALPARSLAN

Eşime ve çocuklarıma,

ÖNSÖZ

Uzay araştırmalarının ölkeler için önemi oldukça büyüktür. Ölkeler Ulusal itibar, Ulusal güvenlik, Bilimsel merak, Dünya yer üstü ve yeraltı kaynaklarının bulunması, Denizlerden yararlanma, Meteoroloji, iletişim(haberleşme) ve enerji gibi sorunlara yer atmosferi dışında yanıt aramak gibi nedenlerle uzay araştırmalarına başlamışlar ve bu araştırmalar Uzay Yarışı halini almıştır.

Uzay Yarışı, Amerika Birleşik Devletleri (ABD) ve Sovyet Sosyalist Cumhuriyetler Birliği (SSCB) arasında 1957'den 1975'e kadar sürmüştür. Uzaya uydu ve sonda yollayarak keşfetmek, insan göndermek, Ay'a insan indirmek gibi çabaları içerir.

Yarışın başlangıcı, II. Dünya Savaşı'ndan kalma roket teknolojisine, savaştan sonra ortaya çıkan uluslararası gerginliğe ve Sovyetlerin 4 Ekim 1957'de Sputnik 1 adlı ilk yapay uyduyu fırlatmasına dayanır. Uzay Yarışı, Soğuk Savaş döneminde bu iki ölkeler arasındaki kültürel ve teknolojik rekabetin önemli bir parçası olmuştur ve olası bir sıcak savaştan önce psikolojik harp ve moral olarak çökertme çabalarında, uzay teknolojisi araç olarak kullanılmıştır.

Uzay yarışının başarısı, gerçekleştirilen "ilk"lerle ölçölür. Yarışın ilk döneminde Sovyetler "ilk uzay aracı", "uzayda ilk canlı", "uzayda ilk insan" ve "uzayda ilk kadın" gibi ilklere imza atmıştır. ABD ise Sovyetlere karşılık dokuz yıl gibi kısa bir sürede gerçekleştirdiği proje ile Ay'a ilk ayak basan ölkeler olmuştur. Uzay yarışında ilklere imza atmakta SSCB'nin gerisine düşen ABD Ay'a ilk ayak basan ölkeler olmasının en önemli ilk olduğu propagandasını yaparak uzay yarışında öne geçtiğini savunmuştur. 1975 yılına gelindiğinde Tarafların yarışı sürdürmekteki isteksizliği, 1973'teki petrol krizi sonrasında batı ekonomilerindeki tasarruf gereklilikleri, Sovyet ekonomisinin yaşadığı güçlükler nedeniyle kaynak ayırma zorluğu, Uzay yarışını sürdürmek için gerçekleştirilebilecek hedeflerin gitgide daha zorlaşması ve pahalılaşması gibi nedenlerle Uzay Yarışı sona ermiştir.

Hızını yitirmesine rağmen, insanoğlunun uzayı keşfetme arzusu bugün halen devam etmektedir. Ölkeler uzay araştırmalarında ne kadar güçlü olurlarsa dünyada o denli güçlü, saygın ve söz sahibi olurlar. Mustafa Kemal Atatürk 1936'da, Eskişehir Tayyare Alayı'nı ziyaret ettiğinde *"Geleceğin en etkili silahı da, aracı da, hiç kuşkunuz olmasın uçaklardır. Bir gün insanoğlu uçaksız da göklerde yürüyecek, gezegenlere gidecek, belki de aydan bize mesajlar yollayacak. Bu mucizenin tahakkuku için iki bin yılını beklemeye hacet kalmayacak. Gelişen teknoloji bize daha şimdiden bunu müjdeliyor. Bize düşen görev ise Batı'dan bu konuda fazla geri kalmamaktır..."* diyerek havacılığın ve uzay çalışmalarının önemine işaret etmiştir. Fakat Türkiye'nin, Uzay araştırmaları merkezlerinde çalışmış, işlerinin uzmanı olmuş, uydu ile alınan veriler üzerinde çalışmış çok fazla sayıda bilim adamı olmasına rağmen uzun süre uzay çalışmalarını planlayan ulusal bir kurumu olmamıştır. Bu alanda ilk girişimler 1982 yılında yapılmıştır.

Uzay çalışmaları oldukça fazla bütçe gerektiren uygulamalardır. Ancak maliyetin en az düzeye indirilmesi uzay araştırmalarını kolaylaştıracak ve bu alanda daha fazla çalışmaların yapılmasına imkân tanıyacaktır. 1999 yılında başlayan Küp uydu (Cube-

Sat) kavramı düşük maliyeti, kolay erişilebilirliği ve düşük fırlatma maliyeti nedeniyle özellikle akademik kuruluşların çalışmalarını oldukça kolaylaştırmakta ve uzay araştırmalarında çalışacak eğitimli ve tecrübeli personelin yetiştirilmesine olanak sağlamaktadır. Bu çalışmada Küp uydu yönelim kontrol sistemi ile ilgili teorik bilgiler ve QB50 projesi kapsamında İstanbul Teknik Üniversitesi, Hava Harp Okulu ve Sabancı Üniversitesinin tasarladığı Küp uydunun MATLAB yardımıyla yönelim kontrolünün simülasyonu yapılmıştır.

Bu tezin hazırlanması safhasında tez danışmanım olarak beni yönlendiren ve desteklerini esirgemeyen Yrd.Doç.Dr.A.Ersan OĞUZ hocama, sayın Prof.Dr.A.Rüstem ASLAN hocama, çok değerli arkadaşlarım Gökhan ATALIK, İsa KARAHAN, Alaattin DİRİ ve Raşit ABAY'a, ayrıca varlığı ile bana her zaman güç veren ve destek olan eşime ve kızlarıma yardım ve desteklerinden dolayı sonsuz teşekkürlerimi sunuyorum.

Temmuz 2014

Ali ALPARSLAN

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER.....	xi
KISALTMALAR.....	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xv
ÇİZELGELER.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
1 GİRİŞ.....	1
1.1 Küp Uydu (Cube-Sat).....	1
1.2 Tezin Amacı.....	3
2 YÖNELİM SAPTAMA VE KONTROL (YSK)	5
2.1 Yönelim Algılayıcıları.....	7
2.1.1 Güneş algılayıcıları.....	7
2.1.1.1 Analog algılayıcılar.....	8
2.1.1.2 Güneş varlık algılayıcıları	9
2.1.1.3 Dijital algılayıcılar	9
2.1.2 Ufuk algılayıcıları (Dünya algılayıcısı)	10
2.1.3 Manyetometreler.....	11
2.1.4 Yıldız algılayıcıları	13
2.1.5 Cayroskop	14
2.1.6 Küresel konumlandırma algılayıcıları (Global positioning sensor) ...	16
2.2 Algılayıcı Seçimi.....	16
2.3 Yönelim Eyleyicileri	18
2.3.1 Momentum ve tepki tekerleri	19
2.3.1.1 Momentum tekerleri.....	21
2.3.1.2 Tepki tekerleri.....	21
2.3.2 Manyetik Döndürücüler	23
2.3.3 Kütle çekim gradyanı çubuğu.....	24
2.3.4 İticiler.....	24
3 UYDU YÖNELİM DİNAMİKLERİ	27
3.1 Çevresel Torklar	27
3.1.1 Kütle çekim gradyanı torku.....	27
3.1.2 Manyetik bozuntu torku	29
3.1.3 Aerodinamik tork.....	30

3.1.4	Güneş ışınlam basıncı torku	31
3.2	Koordinat Sistemleri	32
3.2.1	Dünya merkezli eylemsiz koordinat sistemi (DMEKS)	32
3.2.2	Dünya merkezli dünya çakılı koordinat sistemi (DMDÇKS)	32
3.2.3	Dünya merkezli yörünge koordinat sistemi (DMYKS)	33
3.2.4	Uydu yörünge koordinat sistemi(UYKS)	34
3.2.5	Uydu gövde koordinat sistemi(UGKS)	34
3.3	Dönüşüm Matrisi	35
3.4	Yönelim Gösterimi	36
3.4.1	Euler Açıları	36
3.4.2	Kuvaterniyonlar	36
3.5	Atalet Matrisi	37
3.6	Dünyanın Manyetik Alanının Modellenmesi	38
4	QB50 PROJESİ YSKS SİMÜLASYONU	39
4.1	QB50 Projesi	39
4.2	QB50 Projesinde kullanılacak olan YSK Alt Sistem Bileşenleri	42
4.3	BeEagleSat'ın Yönelim Kontrol Sisteminin Modellenmesi	46
4.4	Sonuçlar	50
	KAYNAKLAR	59
	ÖZGEÇMİŞ	63

KISALTMALAR

YSK	: Yönelim Saptama ve Kontrol
LEO	: Low Earth Orbit (Alçak Dünya Yörünge)
YSKS	: Yönelim Saptama ve Kontrol Sistemi
AU	: Atomic Unit (Atomik Birim)
IR	: Infra Red (Kızıl Ötesi)
IGRF	: The International Geomagnetic Referance Field (Uluslararası Yer manyetik Referans Alanı)
IAGA	: International Association of Geomagnetism and Aeronomy (Uluslararası Yer manyetik ve Aeronomi Kurumu)
IFOV	: Instantaneous Field Of View (Anlık Görüş Alanı)
FOV	: Field Of View (Görüş Alanı)
RGs	: Rate Gyros (Hız Cayroskobları)
RIGs	: Rate Integrating Gyros (Hız Entegrasyonlu Cayroskoblar)
CMGs	: Control Moment Gyros (Kontrol Moment Cayroskobları)
SDOF	: Single Degree Of Freedom (Tek Derecelik Serbest)
TDOF	: Two Degree Of Freedom (İki Derecede Serbest)
MEMS	: Micro-Electro-Mechanical Systems (Mikro Elektro Mekanik Sistemler)
GPS	: Global Positioning System (Küresel Konumlandırma Sistemi)
DC	: Direct Current (Doğru Akım)
UGKS	: Uydu Gövde Koordinat Sistemi
DCM	: Direction Cosine Matrix (Doğrultu Kosinüsü Matrisi)
DMEKS	: Dünya Merkezli Eylemsiz Koordinat Sistemi
DMDÇKS	: Dünya Merkezli Dünya Çakılı Koordinat Sistemi
DMYKS	: Dünya Merkezli Yörünge Koordinat Sistemi
UYKS	: Uydu Yörünge Koordinat Sistemi
IAGA	: Uluslar arası Jeomanyetizm ve Aeronomi Topluluğu (International Association of Geomagnetism and Aeronomy)
IGRF	: Uluslar arası Jeomanyetik Referans Alanı (International Geomagnetic Referance Field)
CSS	: Genel Güneş Algılayıcısı (Coarse Sun Sensor)

CMOS : Tamamlayıcı Metal Oksit Yarıiletken (Complementary Metal-Oxide Semiconductor)

PCB : Baskılı Devre Kartı (Printed Circuit Board)

INMS : Ion/Neutral Mass Spectrometer

SGP4 : The Simplified General Perturbations propagator

TLE : Two-Line Element Set

SEMBOL LİSTESİ

N_{em}	: Elektromanyetik tork
$N_{friction}$	: Tekerin hızına bağlı olan sürtünme torku
B	: Dünyanın manyetik alanı
μ	: Geçirgenlik
ω_0	: Ortalama yörüngesel hareket
$\vec{k}_0$	: Yörünge Koordinat Sisteminde z eksenindeki birim vektörü
$\{\vec{i}_B, \vec{j}_B, \vec{k}_B\}$	: Yörünge Koordinat Sisteminin birim vektörleri
$C \equiv C_0^B$	: Yörünge Koordinat Sisteminden Uydu Gövde Koordinat Sistemine Doğrultu Kosinüsü Matrisi
M_{gg}	: Kütle çekim gradyanı torku
u_e	: Nadire doğru olan birim vektör
R_0	: Dünyanın merkezinden uyduya olan mesafe
μ	: Yermerkezli yerçekimsel sabit
M	: Uydu tarafından oluşturulan akım loopları
τ_m^b	: Manyetik tork tarafından üretilen tork
m^b	: Tork tarafından üretilen manyetik dipole momenti
$B^b = \begin{bmatrix} B_x^b & B_y^b & B_z^b \end{bmatrix}^T$	: Uyduya göre lokal jeomanyetik alan vektörü
N_k	: Tork üreticinin sarım sayısı
A_k	: Bobinin kapladığı alan
$\dot{I}_k$	: Tork üreticideki akım.
C_d	: Sürtünme katsayısı
A	: Kesit alanı (m^2)
v	: Uzay aracı hızı (m/s)
C_{pa}	: Aerodynamic basıncın merkezi
ρ	: Atmosferik yoğunluk (kg/m^3)
F_s	: Güneş sabiti (1358 w/m^2)
c	: Işık hızı, ($3 \times 10^8 \text{ m/s}$)
A_s	: Yüzey alanı
C_{ps}	: Solar basıncın merkezi
C_g	: Yerçekimi merkezi
Q	: Yansıma faktörü
i	: Güneş açısı.

I	: 3x3 birim matris
ω_{ab}^a	: a eksen takımında ifade edilen b eksen takımının a eksen takımına göre açısal hızı.
ϕ	: Yuvarlanma açısı (üç Euler acısından biri)
θ	: Yunuslama açısı (üç Euler acısından biri)
ψ	: Sapma açısı (üç Euler acısından biri)
c	: Cosinüs
s	: Sinüs
q_i	: Kuvaterniyon (i=1,2,3,4)
I_0	: Atalet Matrisi
I_x, I_y, I_z	: x_b, y_b, z_b eksenlerindeki atalet momentleri
$I_{xy} = I_{yx}, I_{xz} = I_{zx}, I_{yz} = I_{zy}$	: Çarpım atalet momentleri
ρ_m	: Uydunun Yoğunluğu
V	: Uydunun Hacmi
g_n^m, h_n^m	: Gauss Katsayıları
α	: Gerçek anomali(θ) ile çıkış düğüm noktası ile yerberi noktası arasındaki uydunun uçuş yönünde ölçülen açı (ω) nın toplamı
m	: Dünyanın manyetik moment ($7.8 \times 10^{15} Tesla.m^3$)
R	: Uydunun pozisyon vektörü büyüklüğü
η_m	: Ekvatorial çıkış düğümü ile geomanyetik çıkış düğümü arasındaki açı
ξ_m	: Yörüngenin geomanyetik ekvatora göre anlık eğimi
$\vec{H}$	: Açısal momentum vektörü
$\dot{\vec{H}}$	: Tork
$\vec{\omega}$	: Açısal hız vektörü
$\dot{\vec{\omega}}$	: Açısal ivme
D	: Yunuslama eksenindeki atalet matrisi bileşeni
$\dot{\psi}$	: Tekerleğin açısal ivmesi
$\vec{M}_c$	: Kontrol mekanizmasına verilecek komut torku
$\bar{e}$	: Hata
Δh_y	: İstenmeyen moment
k	: Kazanç

ÇİZELGELER

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 1.1 Küçük Uyduların Sınıflandırılması.	2
Çizelge 2.1 Referans Algılayıcılarının Tipik Doğruluğu.....	16
Çizelge 4.1 QB50 Projesinde Yer Alan Ülkeler ve Uyduları.....	40
Çizelge 4.2 Yörünge Parametreleri.....	48

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1-1 Küp Uydu Birim Boyutları Örnekleri	2
Şekil 2-1 YSKS İşlemi	6
Şekil 2-2 Tipik Analog Güneş Algılayıcısı	8
Şekil 2-3 Çoklu Fotosel Konfigürasyonu	9
Şekil 2-4 Basit Bir Dijital Algılayıcı	9
Şekil 2-5 Güneş Algılayıcı Kumanda Ünitesi Görüş Alanı	10
Şekil 2-6 Çoklu Algılayıcı Gösterimi	10
Şekil 2-7 Yıldız Algılayıcısının Basitleştirilmiş Bir Donanımı	13
Şekil 2-8 SDOF Cayroskop Yapısı Geometrisi	15
Şekil 2-9 Tepki Tekerleri	22
Şekil 2-10 Soğuk Gaz Jeti	24
Şekil 3-1 Kütle Çekim Gradyanı Torku	28
Şekil 3-2 Dünya Merkezli Eylemsiz Koordinat Sistemi(DMEKS)	32
Şekil 3-3 Dünya Merkezli Dünya Çakılı Koordinat Sistemi (DMDÇKS)	33
Şekil 3-4 Hız Vektörü ile Dünyanın Merkezinden Geçen Vektörün Normali Arasındaki Fark	34
Şekil 3-5 Uydu Yörünge Koordinat Sistemi (UYKS)	34
Şekil 3-6 Uydu Gövde Koordinat Sistemi (UGKS)	35
Şekil 4-1 Küp Kontrol Kartı	43
Şekil 4-2 Küp Algılayıcı	43
Şekil 4-3 Küp Bilgisayarı	44
Şekil 4-4 Yunuslama Kontrol Modu	44
Şekil 4-5 Y-momentum mode	45
Şekil 4-6 Harici Manyetometre PCB Bileşeni	45
Şekil 4-7 Sonradan Ayrılabilir Manyetometre Çubuğu	46
Şekil 4-8 UGKS' de Aerodinamik Tork	51
Şekil 4-9 UGKS' de Kütle Çekim Gradyanı Torku	51
Şekil 4-10 UGKS' de Manyetik Tork	52
Şekil 4-11 UGKS' de Toplam Tork / Eyleyicilerin Uyguladığı Kontrol Torkları	52
Şekil 4-12 Manyetometre Manyetik Dipolü	53
Şekil 4-13 Reaksiyon Tekerinin Açısal Hızı	53
Şekil 4-14 Uzay Aracının Açısal Hızı	54
Şekil 4-15 DMEKS' deki pozisyon / UYKS' de Dünyanın Manyetik Alanı	54
Şekil 4-16 UGKS' de Aerodinamik Tork	55
Şekil 4-17 UGKS' de Kütle Çekim Gradyanı Torku	55
Şekil 4-18 UGKS' de Manyetik Tork	56
Şekil 4-19 Uzay Aracının Açısal Hızı	56
Şekil 4-20 Reaksiyon Tekerinin Açısal Hızı	57
Şekil 4-21 Manyetometre Manyetik Dipolü	57
Şekil 4-22 UGKS' de Toplam Tork / Eyleyicilerin Uyguladığı Kontrol Torkları	58
Şekil 4-23 DMEKS' deki pozisyon / UYKS' de Dünyanın Manyetik Alanı	58

KÜP UYDULARIN YÖNELİM KONTROL SİSTEMLERİ

ÖZET

Uzay araştırmalarının ülkeler için önemi oldukça büyüktür. Ülkeler Ulusal itibar, Ulusal güvenlik, Bilimsel merak, Dünya yer üstü ve yeraltı kaynaklarının bulunması, Denizlerden yararlanma, Meteoroloji, iletişim (haberleşme) ve enerji gibi sorunlara yer atmosferi dışında yanıt aramak gibi nedenlerle uzay araştırmalarına başlamışlar ve bu araştırmalar Uzay Yarışı halini almıştır. Bu yarışta ben de varım diyebilmek için eğitilmiş ve tecrübeli personelin olması şarttır.

Uzay çalışmaları oldukça fazla bütçe gerektiren uygulamalardır. Eğitilmiş ve tecrübeli personelin yetiştirilmesi için maliyetin en az düzeye indirilmesi gerekmektedir. 1999 yılında başlayan Küp uydu (Cube-Sat) kavramı düşük maliyeti, kolay erişilebilirliği ve düşük fırlatma maliyeti nedeniyle özellikle akademik kuruluşların çalışmalarını oldukça kolaylaştırmakta ve uzay araştırmalarında çalışacak eğitilmiş ve tecrübeli personelin yetiştirilmesine olanak sağlamaktadır.

Yönelim kontrol sistemleri uzay araçları, uçaklar ve su altı araçları gibi çoğu modern teknoloji uygulamalarında zorunludur ve doğru çalışmalarında önemli rol oynar. Yönelim belirleme, bazı referans sistemlere göre uzay aracının yerini, pozisyonunu belirleme işlemidir. Yönelim kontrolü belirli bir yönde uydunun oryantasyonunun sağlanmasıdır.

Yönelim kontrolünün yapılabilmesi için çok çeşitli teknikler vardır. Maliyet, ağırlık, güvenilirlik, yörüngesel hareket ve yaşam süresi ile birlikte yönelim kontrolündeki hassasiyet gereksinimi ve manevra kabiliyeti ihtiyacı hangi tekniğin kullanılacağına karar vermek için önemlidir. Kontrol teknikleri uygulanan torkun pasif ya da aktif oluşuna göre gruplandırılabilir.

Alçak dünya yörüngesinde (LEO) temel olarak üç çeşit yönelim kontrol stratejisi vardır. Birincisi çevresel bozuntu etkilerinden ya da fırlatıcıdan kaynaklanan istenmeyen dönüyü gidermek, İkincisi uydunun oryantasyonunu sürekli dünyaya bakabilsin diye bir referans sisteme göre sabit tutmaktır. Yönelim kontrol sistemlerinin en gelişmiş uygulaması ilgilenilen yöne uyduyu ataletle yöneltmektir.

Bu çalışmanın simülasyon bölümünde hâlihazırda HHO ve İTÜ'nün üzerinde çalıştığı QB50 projesi kapsamında tasarlanan BeEagleSat küp uydusunun yönelim kontrol simülasyonu MATLAB kodları yazılarak yapılmıştır. Bu aşamada uydunun fırlatıldığı irtifada istenen sürede yönelim kontrolünün sağlanıp sağlanamayacağı ve 200km irtifada yönelim kontrol yeteneğinin devam edip edemeyeceği denenmiştir.

Yönelim kontrol simülasyonunda Yunuslama ekseninin kontrolü için reaksiyon tekeri, diğer eksenlerin kontrolü için manyetik tork üretici kullanılmıştır. Ayrıca algılayıcı olarak uydunun her bir yüzeyine bir güneş algılayıcı yerleştirilmiştir. Simülasyon hazırlanırken dünyanın ideal küre olduğu varsayılarak eğikliğinin etkisi dikkate alınmamıştır. Hava moleküllerinin sürtünme etkisi dikkate alınmış olup uydunun sadece uçuş yönündeki molekülleri tarafından etkilendiği ve uyduya çarpan hava moleküllerinin bütün enerjisini uyduya aktardığı kabul edilmiştir.

Çalışmanın sonucunda yaklaşık 380 km irtifada 10 derece/saniyelik açısal hızla fırlatılan uydunun $2 \times 10^{-7} Nm$ 'lik hava sürtünmesi torku, $1.5 \times 10^{-8} Nm$ 'lik Kütle Çekim Gradyanı torku, $2.25 \times 10^{-7} Nm$ 'lik Manyetik tork etkisinde olduğu ve yaklaşık 10000 saniyeden sonra, yaklaşık olarak 2.8 saat sonra, nominal uçuş pozisyonuna kavuştuğu görülmüştür.

200km irtifaya gelinirken aerodinamik tork etkisinin zaman içerisinde arttığı ve maksimum değerinin $5 \times 10^{-9} Nm$ olduğu, kütle çekim gradyanı torkunun maksimum değerinin $6.5 \times 10^{-12} Nm$ olduğu, manyetik torkun maksimum değeri $2.25 \times 10^{-7} Nm$ olup, sabit bir trend izlediği, BeEagleSat uydusunun kendi etrafındaki açısal hız değişiminin 4000'inci saniyeye kadar sabit trend izlemekte olup, 4000-5000 saniyeler arasında ikinci eksen etrafında (y-ekseni) açısal hız değişim oranının frekansının arttığı gözlenmiştir. Uydunun dış torklar etkisinin toplamı ve buna karşı uyguladığı kontrol torklarının aynı paterni izlediği görülmüştür. Bu durum uydunun nominal uçuşunu koruması için bir gerekliliktir.

CUBE-SAT ATTITUDE CONTROL SYSTEMS

SUMMARY

Space researches have a big importance for countries. Countries has started space researches to find answers out of the atmosphere for issues like national respect, national security, scientific curiosity, finding of underground and above ground resources, utilization of seas, meteorology, communication and energy and these researches has turned into a space competition. It is essential to have educated and experienced personnel to involve into this competition.

Space researches are operations that require large budgets. It is required to decrease the cost to the lowest levels to raise educated and experienced personnel. The Cube-Sat concept which started in 1999 smoothes especially operations of academic institutions by its low cost, easy accesibility and its low launch cost and let the educated and experienced personnel that will work in space researches to be raised.

Attitude control systems are mandatory for many tecnological operations such as spacecrafts, aircrafts and underwater vehicles and play a great role in their proper operation. Attitude determination is the process of finding the location of spacecraft based on some reference systems. Attitude control is to oriantate the satellite on a specific direction.

There are several tecniques to achieve attitude control. Cost, weight, reliability, orbital movement, life time, requirement for sensitivity of attitude control and need for maneuver capability are important to determine which tecniques will be used. The control tecniques can be grouped based on whether the torque applied is active or passive.

There are basically 3 types of attitude control strategy on Low Earth Orbit (LEO). First is to eliminate the undesirable rotation caused by environmental degradation effects or the launcher. The second is to keep the oriantation of satellite steady based on a referance system in order to make it face the earth. The most advanced application of the attitude control systems is to direct the satellite to the desired direction by inertia.

In the simulation part of this study, the attitude control simulaton of the BeEagleSat cube-sat that is designed for the QB50 project on which AFA and ITU are currently working has been done by writing the MATLAB codes. At this point, it has been tested whether the attitude control of the satellite could be maintained at its launched altitude and whether the attitude contol capability could continue at the altitude of 200km.

Reaction wheel to control the pitch axis and magnetic torquer to control the other axes have been used in the attitude control simulation. Additionally, a sun sensor has been placed on each side of the satellite. It has been assumed that the globe is an ideal sphere and does not have a tilt while the simulation was prepared. The friction effect of the air molecules has been taken into account while it has been assumed that

the satellite is effected by the molecules that are on the flight direction and all of the energy of the air molecules colliding with the satellite is passed to the satellite.

At the end of this study, it is observed that the satellite which is lunched with 10 deg/sec angular rates at about 380 km altitude was affected by aerodynamic torq ($2 \times 10^{-7} Nm$), gravity gradient torq ($1.5 \times 10^{-8} Nm$) and Magnetic torq ($2.25 \times 10^{-7} Nm$). And it is also observed that the satellite reached nominal flight position within 2.8 hours.

While BeEagleSat is going down to 200km it has seen that aerodynamic torq affect increased and its maximum value became $5 \times 10^{-9} Nm$, maximum gravity gradient torq value became $6.5 \times 10^{-12} Nm$, maximum magnetic torq value became $2.25 \times 10^{-7} Nm$. It observed that the change of BeEagleSat's angular rates around itself was following constant trend till the 4000th second, between 4000th and 5000th seconds the change of angular rates around y axis increased. It is also observed that the environmental torqs effect and the control torqs followed the same pattern. This is requirement for the satellite's nominal control mode.

1 GİRİŞ

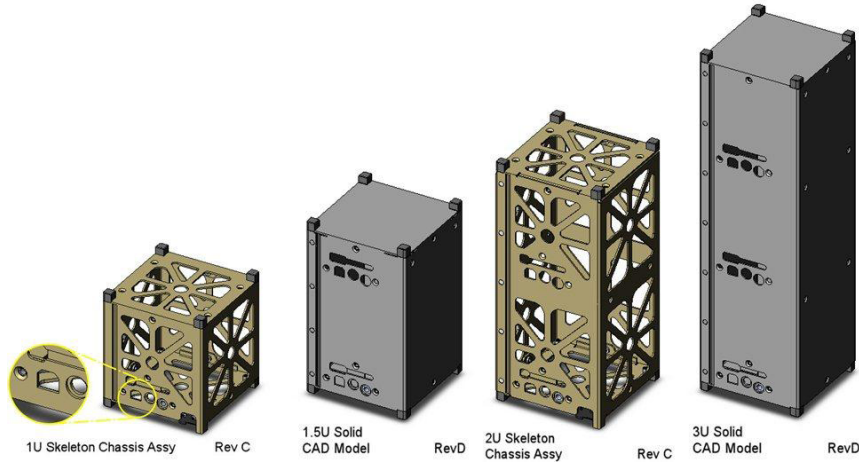
Bu bölümde Küp uyduların konsepti, ölçüleri ve faydaları hakkında kısa bilgiler verilecek ve tezin amacı açıklanacaktır.

1.1 Küp Uydu (Cube-Sat)

Küp uydu konsepti 1999 yılında California Polytechnic State Üniversitesi (Cal Poly) ve Stanford Üniversitesinde başlamıştır. Birkaç şirket küp uydu üretmiş olsa da küp uyduların gelişimi akademik çevrelerde olmuştur.[1] Geleneksel uydular büyük, karmaşık ve pahalı sistemlerdir. Uydunun değerini arttırmak için tek gövdeye birden fazla faydalı yük yerleştirilmelidir. Bu durum tasarımcıları uydunun boyutunu ve maliyetini arttıran gereksiz alt sistemler ve radyasyona dayanıklı bileşenler kullanmaya zorlamaktadır. Faydalı yükün sayısı ve karmaşıklığı artmaya devam etmektedir ve bu nedenle hemen hemen her görev için uydu gövdesi ve alt sistemleri yeniden tasarlanmalıdır. Bu üniversite gibi akademik kuruluşların uydu çalışmalarını oldukça zorlaştırmaktadır.[2]. Düşük maliyetle uydu üretme çabaları küp uyduların geliştirilmesinin ana sebebidir.

“Küp Uydu” terimi ölçüleri 10x10x10cm olan ve yaş kütlesi (yakıt dâhil ağırlığı) 1kg’dan fazla olmayan küp şeklindeki uyduları ifade eder. Bu standart ölçüler bir birim (one unit) kabul edilir ve 1U ile gösterilir. Küp uydular sıklıkla 1,5U (10x10x15cm), 2U (10x10x20cm), 3U (10x10x30cm) olarak üretilir.[3,1]

Şekil 1-1 [2] Küp uyduların değişik birimdeki şekillerini göstermektedir.



Şekil 1-1 Küp Uydu Birim Boyutları Örnekleri

Küp uydular 1kg'ın altındaki yaş kütlesiyle pico ve nano uydu sınıflarının sınırındadır. Çizelge 1.1'de [3] küçük uyduların sınıflandırılması gösterilmiştir.

Çizelge 1.1 Küçük Uyduların Sınıflandırılması.

Sınıf	Yaş Kütle (kg)
Mini Uydu	100-500
Mikro Uydu	10-100
Nano Uydu	1-10
Pico Uydu	0.1-1

Küp uydularla çalışmanın iki ana faydası vardır. Birincisi standart ölçülerdeki uydu yapısı standart fırlatma adaptörü tasarlamaya imkân verir. İkincisi Küp uydu oluşturmak için gerekli bütün bileşenleri ve alt sistemleri satın almak mümkündür. Dolayısı ile hiçbir bileşeni yapmak ya da geliştirmek gerekmez, sadece faydalı yük Küp uyduya eklenerek kullanılabilir.[2] Ayrıca eğitim için oldukça uygun bir araçtır. Uzaya açılmanın kolay yolu olarak lise ve üniversite öğrencilerine uzay uygulamaları konusunda çok kıymetli eğitim alma imkânı verir.[1]

Küp uydunun boyutları uydu gövdesinin tasarım ve fırlatılmasını ekonomik hale getirirken ağırlık ve uydu alt sistemlerinin tasarımında güç tüketimini sınırlandırmaktadır. Alt sistemlerin Küp uyduya uyabilmesi için oldukça sıkıştırılmış olması gerekir ve uydu ana gövdesinin dış yüzeyindeki güneş panellerinin yüzey alanı sebebiyle kısıtlı miktarda elektrik güç üretir.[2]

1.2 Tezin Amacı

Uzay araştırmalarının lkeler için önemi oldukça büyüktür. lkeler Ulusal itibar, Ulusal güvenlik, Bilimsel merak, Dünya yer üstü ve yeraltı kaynaklarının bulunması, Denizlerden yararlanma, Meteoroloji, iletişim (haberleşme) ve enerji gibi sorunlara yer atmosferi dışında yanıt aramak gibi nedenlerle uzay araştırmalarına başlamışlar ve bu araştırmalar Uzay Yarışı halini almıştır.

Uzay alışmaları oldukça fazla bte gerektiren uygulamalardır. Bu uzay yarışında yer almak ve ülkemizi söz sahibi yapabilmek için maliyetin en aza indirilmesi gerekmektedir. Bu durum uzay araştırmalarını kolaylaştıracak ve bu alanda daha fazla çalışmaların yapılmasına imkân tanıyacaktır. 1999 yılında başlayan Kp uydu (Cube-Sat) konsepti düşük maliyeti, kolay erişilebilirliği ve düşük fırlatma maliyeti nedeniyle özellikle akademik kuruluşların çalışmalarını oldukça kolaylaştırmakta ve uzay araştırmalarında çalışacak eğitimli ve tecrübeli personelin yetiştirilmesine olanak sağlamaktadır. Bilindiği gibi uyduların pek çok alt sistemleri vardır ve her bir alt sistemin görev isterlerine göre tasarlanması gerekmektedir. Bu tasarımlar yapılırken uydunun hacmi, ağırlığı gibi kısıtlamalar dikkate alınmalıdır. Bu çalışmanın amacı, ölçüleri 10x10x10cm olan ve yaş kütlesi (yakıt dâhil ağırlığı) 1kg'dan fazla olmayan Kp uyduların yönelim kontrolü hakkında bilgiler vermek ve QB50 projesi kapsamında İstanbul Teknik Üniversitesi, Hava Harp Okulu ve Sabancı niversitesinin katılımıyla tasarlanan BeEagleSat'ın MATLAB kullanarak yönelim kontrolünün simülasyonunu yapmaktır.

2 YÖNELİM SAPTAMA VE KONTROL (YSK)

Yönelim belirleme, bazı referans sistemlere göre uzay aracının yerini, pozisyonunu belirleme işlemidir.[4]. Yönelim kontrol sistemleri uzay araçları, uçaklar ve su altı araçları gibi çoğu modern teknoloji uygulamalarında zorunludur ve doğru çalışmalarında önemli rol oynar.[5].

Uzay aracının yönelimi doğru bir şekilde tahmin edilemezse uzay aracının kontrolü, yeryüzüne bilgi aktarılması ya da diğer görev hedefleri karşılanamaz.[6]. Sıklıkla kullanılan referans vektörleri, güneşe, dünyanın merkezine, bilinen bir yıldız ya da dünyanın manyetik alanına yöneltilen belirli vektörlerdir.[4]

Sürekli olarak en iyi yönelim tahmini sağlamak için algılayıcılardan alınan bilgiler yönelim belirleme sistemi ile birleştirilir. Görev isterlerine bağlı olarak yönelim belirleme, uzay aracında gerçek zamanlı olarak ya da yere aktarılan verilerin değerlendirilmesiyle yapılabilir.[6]. Yönelim kontrol sistemleri çok az ya da hiç insan kontrolü olmadan otonomüs olarak çalışan sistemler için tasarlanmıştır ve hem su altı hem de insansız hava araçların üretilmesinde ve geliştirilmesinde önemli rol oynamıştır. Otonomüs yönelim kontrol sistemleri aracın yönelim eyleycilerine sürekli geri besleme sağlanabilmesi için nümerik hesaplamalara ihtiyaç duyar.[5] Çok çeşitli yönelim belirleme sistemleri vardır, ancak temel olarak hepsi yeterli doğrulukta yönelim bilgisi sağlayacak, yeteri kadar algılayıcı içeren ölçme sistemlerine ihtiyaç duyarlar.[6]

Alçak dünya yörüngesinde (LEO) temel olarak üç çeşit yönelim kontrol stratejisi vardır. Birincisi çevresel bozuntu etkilerinden ya da fırlatıcıdan kaynaklanan istenmeyen dönüyü gidermek, İkincisi uydunun oryantasyonunu sürekli dünyaya bakabilsin diye bir referans sisteme göre sabit tutmaktır. Yönelim kontrol sistemlerinin en gelişmiş uygulaması ilgilenilen yöne uyduyu ataletle yöneltmektir.[7]. Yönelim kontrolü belirli bir yönde uydunun oryantasyonunun sağlanmasıdır. Yönelim kontrolünün yapılabilmesi için çok çeşitli teknikler vardır. Maliyet, ağırlık, güvenilirlik, yörüngesel hareket ve yaşam süresi ile birlikte yönelim kontroldeki hassasiyet gereksinimi ve manevra kabiliyeti ihtiyacı hangi tekniğin

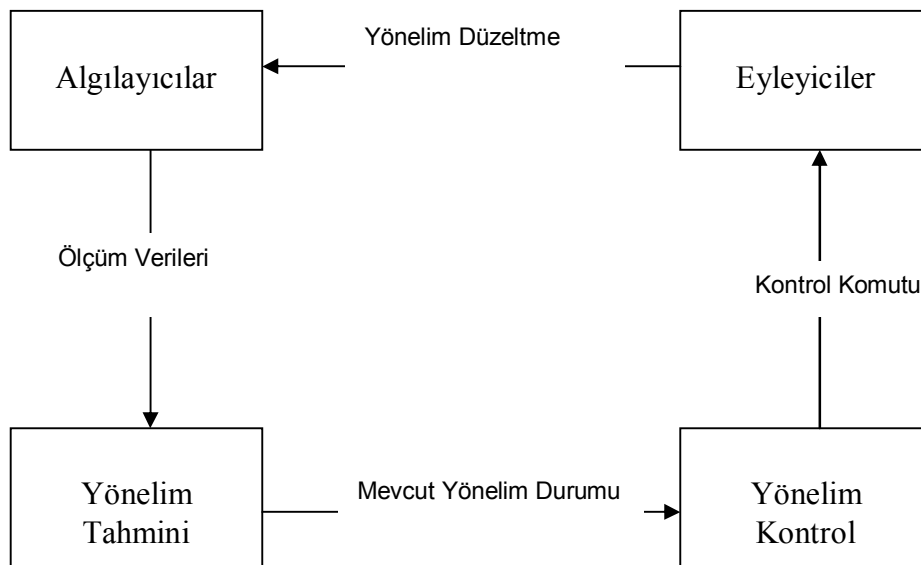
kullanılacağına kara vermek için önemlidir. Kontrol teknikleri uygulanan torkun pasif ya da aktif oluşuna göre gruplandırılabilir. [1].

Pasif yönelim kontrol teknikleri yerçekimi gradyanı torku, doğal mıknatıs, dönme kararlılığı gibi, gerekli konumu muhafaza edebilmek için uygun doğal torku üretir. Pasif kontrol tekniklerinin avantajı uydudan herhangi bir kontrol girdisine ihtiyaç duymamasıdır. Pasif kontrol yönteminin kontrol girdisine ihtiyaç duymaması pasif kontrol torkunun kontrol edilemediği anlamına gelir. Dolayısıyla hassas yönelim ve üç eksenle yönelim kontrol uygulamalarında uydunun yörüngesinde her noktada sürekli olarak ayarlanabilen aktif kontrol yöntemlerini kullanmak gerekir.[8].

Aktif yönelim kontrolü, uydunun yönelimindeki gerekli düzeltmeyi gerçekleştirmek için aşağıda sıralanan bütün YSKS işlemlerini birleştirir.[8].

- Algılayıcıların, harici referanslara göre sağladığı uydu yönelim verileri,
- Algılayıcı verilerini kullanarak mevcut yönelimin saptanması,
- İstenen yönelim için gereken kontrol komutlarının hesaplanması,
- Kontrol komutlarının uygulanması,
- Uydu yöneliminin eyleyiciler tarafından sağlanması.

Şekil 2-1'de [8] gösterilen bu işlem uydunun yönelimini saptamak ve kontrol etmek için sürekli olarak tekrarlanır



Şekil 2-1 YSKS İşlemi

Yönelim kontrolü, yönelim sabitleme ve manevra yapmak için eyleyiciler kullanılır. Aşağıda farklı tipteki algılayıcılar ve eyleyiciler açıklanacaktır.

2.1 Yönelim Algılayıcıları

Uyduların yönelim belirlenmesinde sıklıkla kullanılan temel olarak iki çeşit algılayıcı vardır. Bunlardan birincisi referans algılayıcıları, diğeri ise atalet algılayıcılarıdır. Referans algılayıcılar bilinen vektörlere göre yönü ölçerler. Tam bir yönelim bilgisi elde edebilmek için en az iki ölçüm gerekir. Ataletsel algılayıcılar bir atalet sistemine göre dönme ve/veya ötelenme ivmesini ölçerler. Algılayıcılar sürüklenme ve sapma hatalarına tabidirler ve bu hataların bir sınırı yoktur. Kesin yönelim sağlayabilmek için güneş, yıldız ya da dünya gibi referanslara göre sürekli güncelleme yapılmalıdır.[9]

2.1.1 Güneş algılayıcıları

Güneş iyi tanımlanmış kesin referans vektör sağlar. Güneş algılayıcıları bulunduğu konum ile güneş ışınları arasında bir veya iki açı ölçümü yapan, görülür ışık yakalayıcılardır.[6]. Adından da anlaşıldığı gibi güneş algılayıcıları güneşi izleme ve uzay aracının güneşe göre konumunu kontrol etmek için kullanılır.[11] Güneşin geliş açısı uydunun yüzeyine monte edilen dedektörlerden elde edilir. Dedektörler uydu yüzeyine monte edilirken antenlerin ve mekanizmaların dedektör görüş alanında olmamasına dikkat edilmelidir.[10]. Güneş algılayıcıları oldukça popüler, güvenilir ve doğru olmakla birlikte açık bir görüş alanı gerektirir. Birçok alçak dünya yörüngesinde uzay aracı belirli bir süre gölgede kaldığından yönelme saptama sistemi bu süre zarfında yönelim belirlemeyi bir şekilde sürdürmelidir. [6]

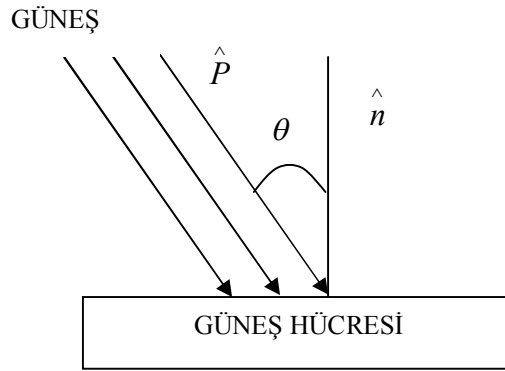
Güneş algılayıcıları uzay aracının yönelme saptama ve kontrol sisteminde oldukça yaygın olarak kullanılan algılayıcı çeşididir. Çünkü

Güneşin açısal yarıçapı yörüngeye bağlıdır ve 1 AU (Astronomic Unit) için 0.267 derece gibi oldukça küçük bir değere sahiptir.[12] Bu nedenle birçok uygulamada güneş bir nokta-kaynak olarak değerlendirilebilir. Bu durum hem algılayıcı tasarımı hem de yönelme saptama algoritmasını kolaylaştırmaktadır. Güneşin yeterince parlak olması güç tüketimi çok düşük olan basit ve güvenilir ekipman kullanılmasına olanak sağlar.[13]

Güneş algılayıcıları, uydu eksen takımına göre güneş konum vektörünü ölçerler. Güneş ve uydunun yörüngesel konum bilgisinden mevcut ve beklenen ölçümler, uydunun yönelme saptaması için karşılaştırılabilir.[13].Güneş algılayıcılarının hassasiyet aralığı algılayıcı sayısı ve tipine bağlı olarak 0.25 derece ile 6 derece arasındadır. Temel olarak üç tip güneş algılayıcısı vardır ve bunlar Analog algılayıcılar, dijital algılayıcılar ve güneş varlık algılayıcılardır. [4]

Analog algılayıcıların Güneş açısının sürekli bir fonksiyonu olan bir çıkış sinyali vardır. Güneş varlık algılayıcıları güneş görüş açısında sabit bir çıkış sinyali sağlar. Dijital algılayıcılar güneş açısının bir fonksiyonu olan çözümlenmiş, ayırık çıkış sağlar.[9]

2.1.1.1 Analog algılayıcılar



Şekil 2-2 Tipik Analog Güneş Algılayıcısı

Şekil 2-2’de [12] Tipik Analog Güneş Algılayıcısı gösterilmiştir. Bir fotoselin çıkış akımı, denklem 2.1’de gösterildiği gibi güneş ışınlarının geliş açısının kosinüsü ile orantılıdır. Bir güneş pili belirli bir frekansta ışığa maruz kaldığında güç üretir. Akımın şiddeti ışığın frekansına ve şiddetine bağlıdır. [4]

$$I(\theta) = I(0)\cos\theta = \alpha SW \cos\theta \quad 2.1$$

S: Algılayıcı yüzeyi,

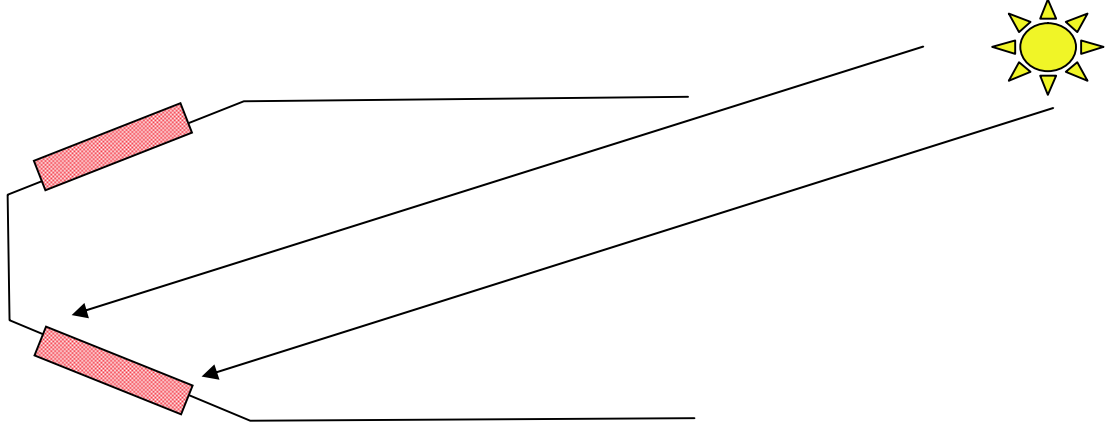
α : katsayı,

W: gelen ışınım şiddeti.

2.1.1.2 Güneş varlık algılayıcıları

Güneş varlık algılayıcıları güneşin görüş alanında olup olmamasına göre ikili bilgi sağlar. Birden fazla fotoselli konfigürasyon kullanılması çok yaygın bir uygulamadır.[14]

Şekil 2-3'te [14]çoklu fotosel konfigürasyonu gösterilmiştir.

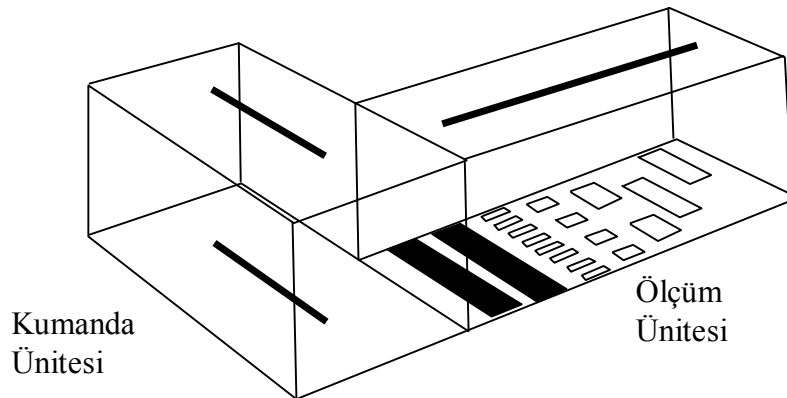


Şekil 2-3 Çoklu Fotosel Konfigürasyonu

Güneşin hareketi esnasında ya bir fotosel, ya her ikisi aydınlatılır ya da hiçbiri aydınlatılmaz. Bu iki fotoselin çıkış sinyallerinin kıyaslanması ile güneşin varlığı ve kabaca konumu hakkında bilgi edilebilir. [14]

2.1.1.3 Dijital algılayıcılar

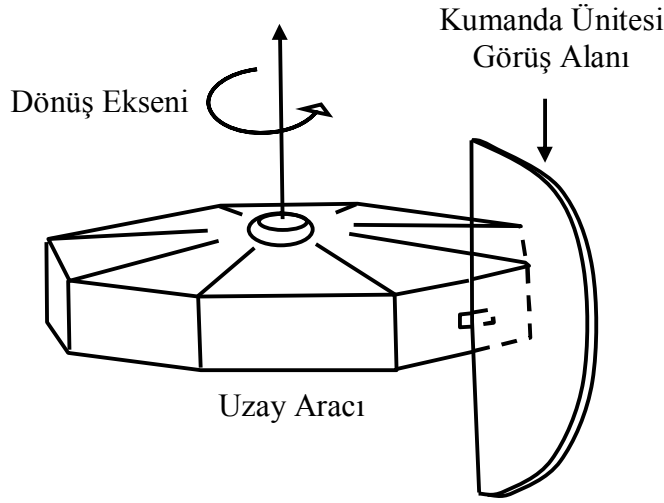
Dijital güneş algılayıcıları genel olarak Şekil 2-4'te[4] gösterildiği gibi iki kısımdan oluşur; kumanda ünitesi ve ölçüm ünitesi.



Şekil 2-4 Basit Bir Dijital Algılayıcı

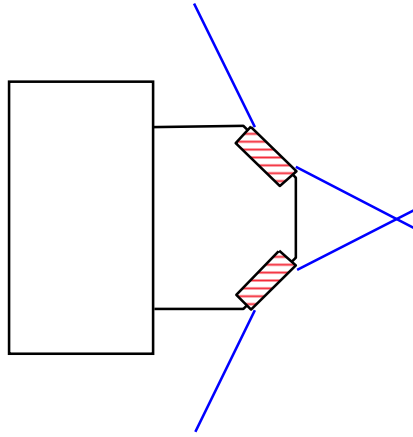
Kumanda ünitesi basit ifadeyle güneş varlık bulucusu gibi davranır. Ölçüm ünitesi, güneş kumanda ünitesinin görüş alanındayken, algılayıcı yüzeyinin normaline göre güneşin geliş açısını ifade eden dijital çıkış sağlar. [4]

Şekil 2-5 [4] dönen bir uzay aracı için güneş algılayıcı kumanda ünitesinin görüş alanı örneğini göstermektedir.



Şekil 2-5 Güneş Algılayıcı Kumanda Ünitesi Görüş Alanı

Güneş algılayıcıları 150 derecelik görüş alanına sahiptir. Ancak uzay aracının güneş hücreleri çevresindeki yapısal gereklilikleri nedeniyle 140 derece ile sınırlıdır.[15]. 180 derecelik görüş alanı elde etmek için Şekil 2-6’da olduğu gibi en az iki algılayıcı kullanmak gerekir. [14]



Şekil 2-6 Çoklu Algılayıcı Gösterimi

2.1.2 Ufuk algılayıcıları (Dünya algılayıcısı)

Dünya algılayıcıları dünyanın atmosfer sınırının nerede olduğunu ölçerler. Bu nedenle ufuk algılayıcıları olarak da adlandırılırlar. Dünya atmosferi uzaya göre daha ılık olduğundan IR (Kızıl Ötesi) algılayıcılar atmosfer ile uzay arasındaki sınırı bulurlar.[16] Ufuk algılayıcılarını kullanan sistemlerin doğruluğu genel olarak 0.1 ile

0.25 derece arasındadır, ancak bazı uygulamalarda bu değer 0.3 dereceye yaklaşmaktadır. [6]

Dünya algılayıcıları tek başına yeterli yönelim bilgisi sağlayamaz. Çünkü bu tip algılayıcılar sadece yönünün dünyaya doğru olup olmadığı bilgisi sağlar. Ancak ilave algılayıcılarla birlikte kullanıldığında yönelim saptama için yeterli veri sağlarlar. Örneğin bir güneş algılayıcısı ve iki dünya algılayıcısı ile yönelim saptama gerçekleştirilebilir.[16]

Uzay aracının dünyaya göre yönelme saptaması için ufuk algılayıcıları (dünya algılayıcısı) kullanılır. Yönelme saptama ve kontrol, iletişim ve meteoroloji gibi faydalı yükler için uzay aracının yönelmesinin dünyaya göre saptanması ciddi bir öneme sahiptir. Alçak irtifa yörünge uyduları için dünya, gökyüzünün yaklaşık %40'ını kaplar. Dolayısı ile dünya, güneş gibi noktasal bir kaynak olarak değerlendirilemez. Bundan dolayı algılayıcıların çoğu dünya yerine dünyanın ufkunu yakalamak için tasarlanır.[4]

Uzay aracı gezegene yakın yörüngede iken yani alçak yörüngede iken algılayıcının görüş alanındaki gezegen bilgisi uydunun yönelimine ait yeterli bilgi sağlayamaz. Yeterli bilginin sağlanabilmesi için gezegen merkezinin tam konumu değerlendirilmelidir. Ufuk algılayıcıları çalışma prensibi olarak görüş alanı içindeki bölgenin, aydınlatılan ve aydınlatılmayan kısmının kıyaslamasını ve analizini yapar.[14]. Standart ufuk algılayıcıları yer sabit yörüngeye göre büyük farklılık göstermeyen yörüngeler için tasarlanmıştır ve piroelektrik malzemeden üretilmiştir.[11]

2.1.3 Manyetometreler

Manyetometreler, bölgesel manyetik alana göre uzay aracının yönelimini belirlemek için dünyanın manyetik alanının yönünü ve şiddetini ölçen vektör algılayıcılarıdır.[4] Manyetometreler, ucuz ve hafif oluşu, düşük güç gereksinimi, geniş çalışma sıcaklık aralığı ve hareketli parçasının olmaması nedeniyle yaygın olarak kullanılan yönelim algılayıcılarıdır.[12] Öte yandan, manyetometreler belirli bir yüksekliğe kadar güvenilir oldukları için doğru ataletsel yönelim algılayıcıları değildir. Manyetik alan modelinin tam bilgi eksikliği nedeniyle, uzay aracının bulunduğu konumdaki ölçülen manyetik alanın yönünde ve büyüklüğünde hata kaçınılmazdır. Ölçümler manyetik alan modelinin doğruluğu kadar bölgesel alan şiddetinin büyüklüğü ile sınırlıdır.

Manyetik alan şiddetinin yeterince küçük olduğu 1000 km ve üstündeki yüksekliklerde hata azımsanmayacak kadar çok olur. (Manyetik alan şiddeti, dünyanın merkezinden olan mesafenin küpü ile ters orantılıdır.) Bu nedenle 1000 km ve üzerindeki yüksekliklerde manyetometreler etkin değildir.[13]

Manyetometre üç ortogonal sensör elemanları ile Dünya'nın manyetik alanının gücünü ve yönünü ölçer. Manyetik alan, yeryüzüne yakın yörüngelerle güçlü ve iyi konumlanmıştır. Bu nedenle manyetometreler çoğunlukla Alçak Dünya Yörüngeleri (LEO) olarak kullanılır. Dünyanın manyetik alanını hesaplamak için farklı modelleri vardır. Uluslararası Yer manyetik Referans Alanı (IGRF), Uluslararası Yer manyetik ve Aeronomi Kurumu (IAGA) tarafından bu amaç için yaygın ve geniş kapsamlı olarak kullanılması için yaratılmış olup, her beş yılda bir IAGA tarafından revize edilir. Manyetometrelerin doğruluğunu 3 faktör belirler. [9]

- Uzay cihazlarının elektronikleri sebebiyle olan sorunlu alanlar,
- Referans alanındaki modelleme hataları,
- İyonosferik akımlar gibi harici faktörler.

Prosedürler farklı türde manyetometreleri ortaya çıkarır. Ama ana prensipler ve görevler tüm türler için aynıdır. Manyetometrelerin farklı türleri;

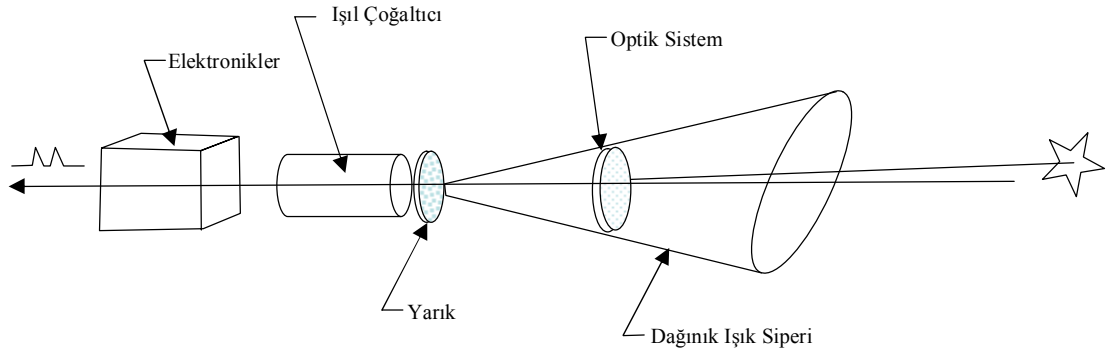
- İndüksiyon Bobin Manyetometre,
- Manyetik Alan Detektörü Manyetometre,
- Squid Manyetometre,
- Manyetoresistif Gausmetredir.[9]

Manyetometreler irtifa kontrol sisteminin bir parçası olarak uzay araçlarında kullanılan basit, güvenilir ve hafif sensörlerdir. Ortogonal bir taban üzerine monte edilmiş üç sensör elemanının kombinesi bir vektör algılama sistemini oluşturur. Üç eksenli manyetometre doğrudan yerel manyetik alandaki algılayıcıda hissedilen yoğunluğu ve yönü ölçer. Manyetometrelerin irtifa açısından kullanımı alçak irtifa bölgeleri gibi güçlü ve iyi bilinen bölgelerle sınırlıdır. İrtifa manyetometre tarafından ölçülen yer manyetik alanının referans model tarafından belirlenen referans alanını kıyaslayarak belirler. [6]

2.1.4 Yıldız algılayıcıları

Yıldız sensörleri, yıldızların konumunu uzay aracının koordinat sistemine göre belirleyip, bu koordinatları yıldız katalogundan alınan yıldız yönleri olarak bilinen koordinatlarla karşılaştırarak yönelme bilgisini verir. Yıldız sensörlerinin ark saniye mertebesinde doğru bilgiyi elde etmesi mümkündür. Ancak ağır, pahalı, çok fazla güç gerektiren, aşırı ışığa karşı duyarlı algılayıcılardır ve güneş, ay ve dünyadan yansıyan ışıktan etkilenirler.[17] Bu dezavantajlara rağmen yıldız sensörlerinin doğruluğu ve çok yönlü kullanımı çok farklı uzay cihazlarının yönelme çevrelerinde uygulanmasına neden olmuştur. [13]

Türüne bakmaksızın bir yıldız sensörü yaygın olarak şu parçalardan oluşur: Güneş gölgesi, optik sistem, görüntü çözünürlük cihazı, dedektör ve elektronik asambledir. **Şekil 2-7**'de [17] yıldız algılayıcısının basit bir donanımı gösterilmektedir.



Şekil 2-7 Yıldız Algılayıcısının Basitleştirilmiş Bir Donanımı

Yıldız algılayıcıları dağınık ışığa karşı çok duyarlıdır. Güneş gölgelikleri; optik sistemi, güneş ışığından, toz parçacıkları tarafından her tarafa rasgele yansıtılan ışıktan, jet uçağı parçacıklarından ve bizzat uzay aracının diğer parçalarından kaynaklanan olumsuzluklardan koruyarak algılayıcı performansını artırmak için tasarlanmıştır. Optik sistem çoğunlukla bir lensten oluşur. Bu lens yıldız görüntüsünü merkez uçağı iletir. Görüntü çözünürlük cihazı yıldız görüntüsünü içeren algılayıcının görüş alanının küçük bir bölümü olan IFOV(Instantaneous Field Of View-Anlık Görüş Alanı)'u seçer. Bu ya opak tabakaya aktarımla ya da görüntü tarayıcıyla olur. Görüntü tarayıcı tüpünde IFOV, FOV(Field Of View-Görüş Alanı)'u tarar. Dedektör optik sinyali elektronik sinyale çevirir. Elektronik asamble dedektörden sinyali alır ve sinyali yönelme donanımına göndermeden önce işler. [4]

Genellikle üç tip yıldız sensörü vardır, yıldız tarayıcıları araştırma ve hissetmeyi desteklemek için uzay cihazının dönüşünü kullanır. Yıldız izleme cihazı yıldızları mekaniksel hareketini kullanarak araştırır ve bulur, sabit başlıklı yıldız izleyicilerinin sınırlı görüş alanında elektronik araştırma ve iz sürme kabiliyetleri vardır. Tüm yıldız sensörleri FOV' da nesne olduğu sürece parlak nesne sensörü vizörü kapatma suretiyle parlak nesnelerden korunmalıdır. [4]

2.1.5 Cayrooskop

Cayrooskoplar uzay cihazının dönüş oranını ölçerek yönelmeyi belirler. Cayrooskoplar dâhili olarak uzay cihazının içine yerleştirilirler ve yörüngedeki tüm noktalarda çalışırlar. Cayrooskoplar kesin doğruyu vermediğinden tam doğruluk için diğer yönelme donanımlarıyla birlikte kullanılmalıdır. Sürüklenmeden etkilenirler ve hareket eden parçaları olduğu için karmaşık cihazlardır. Üç tip ana cayrooskop vardır. Bunlar;

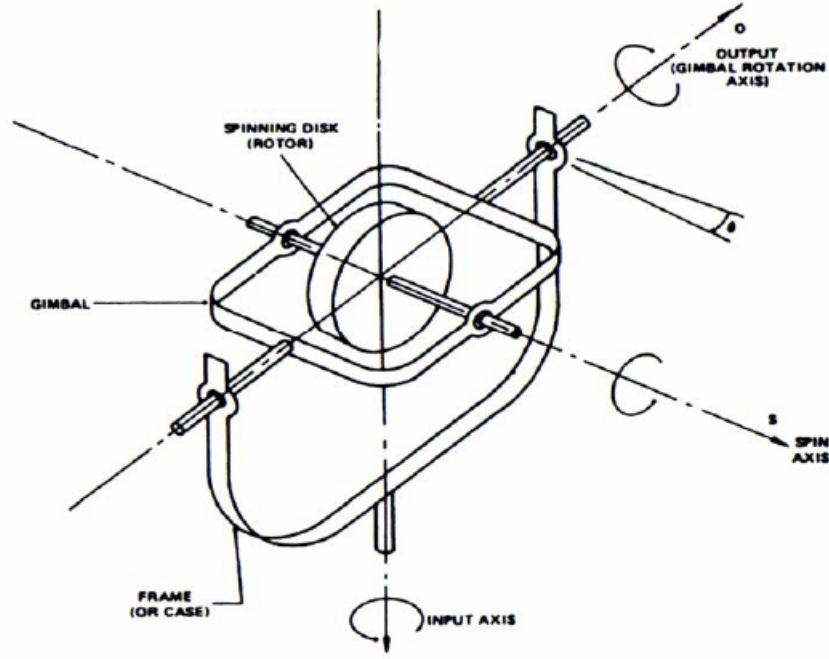
- Hız Cayrooskopları (Rate Gyros-RGs)
- Hız Entegrasyonlu Cayrooskoplar (Rate Integrating Gyros-RIGs)
- Kontrol Moment Cayrooskopları (Control Moment Gyros-CMGs) [4].

Hız Cayrooskopları (RG): Uzay cihazının açısal oranlarını ölçer ve gerek dönü oranı kontrolü gerekse yönelme istikrarının sıklıkla kullanılan geri besleme parçasıdır. [9]

Hız Entegrasyonlu Cayrooskoplar (RIG): Direkt olarak uzay aracının açısal yer değişimlerini ölçer. [9]

Kontrol Moment Cayrooskopları (CMG): Yönelme kontrol torku üretmek için kullanılır. Bu nedenle CMG'ler, RG'ler veya RIG'ler gibi yönelme sensörleri değildir. Cayrooskoplardaki kaymalar nedeniyle bu kaymaları dengelemek ve gerçek yönelmeyi belirlemek amacıyla yönelme algılayıcılarını kullanmak gereklidir. [9]

Şayet cayro dönüş eksenini sadece bir yalpalanma çemberiyle desteklenirse sadece bir yönde etkili olur ve dolayısıyla tek derecelik serbest (Single Degree Of Freedom-SDOF) cayro olur. Şekil 2-8 [4] bu tip cayrolara örnektir. Dönüş eksenini iki yalpalanma halkasıyla desteklenirse algılayıcı hassasiyeti iki yönde desteklenir ve iki derecede serbest (Two Degree Of Freedom-TDOF) cayro olur. Üç veya daha fazla SDOF cayro yada iki veya daha fazla TDOF cayro bütün üç eksen hakkında yönelme bilgisi sağlar. [4]



Şekil 2-8 SDOF Cayroskop Yapısı Geometrisi

Cayroların bir avantajı harici bir harekete bağımlı olmamasıdır. Diğer bir avantajı ise elde edilmek istenen doğruluk miktarına bağlı olarak diğer algılayıcılara göre nispeten daha ucuz olmasıdır. Dezavantajı ise hata olasılığının olması ve bu hata miktarının zamanla birikme özelliğinin olmasıdır. Bu nedenle belirli aralıklarla kalibre edilmesi gerekmektedir. Ayrıca cayrolar sadece tek yöndeki ivmeyi ölçebilirler. Genellikle her bir uydu için dört cayro kullanılır. Bunun nedeni cayrolardan birinin çalışmaması durumunda diğer üç cayro ile üç eksenle yönelim belirlemeye devam edebilmektir.[16]

Mikro Elektro Mekanik Sistemler (Micro-Electro-Mechanical Systems-MEMS) diye adlandırılan teknolojik ürünün kullanımı ayrıca yaygın olarak kullanılan hız cayrolarına dayalıdır. Hız cayroları gerek yönelme kontrolü gerekse açısal hız kontrolünün genel olarak otomatik kontrol sisteminin ana algılayıcısıdır. Hız cayroları ataletsel eksen takımına göre cihazın açısal hızını ölçer. Mükemmel bir ölçüm için yani gürültüsüz ve hatasız veri aşağıdaki gibi formüle edilebilir:[13]

$$w_{MEAS_perfect} = w_{IB}^B \quad 2.2$$

2.1.6 Küresel konumlandırma algılayıcıları (Global positioning sensor)

Küresel konumlandırma sisteminin (Global Positioning System-GPS)'in yeni kullanımı veya Navstar uzay araçlarının yönelme kararlılığında kullanımı için tasarlanmıştır.[6]

Küresel konumlandırma algılayıcılarının kullanılmasıyla uydunun tam konumunun saptanması her zaman mümkündür. Bu tip algılayıcılar hem yönelim saptayabilen hem de konum saptayabilen tek algılayıcıdır. Ancak bununla birlikte pahalı olması, navigasyon sistemlerinin bir başka uyduya bağımlı olması gibi dezavantajları vardır.[16] Küresel konumlandırma algılayıcıları uzay cihazlarının tam olarak yörüngesinin belirlenmesinde ve tam zamanının belirlenmesinde her geçen gün daha yaygın olarak kullanılmaktadır ve gelecek on yılda yönelme çözümündeki faydaları nedeniyle daha yaygın olacaktır. Radar kalibrasyon uzay aracında yönelim saptama test uçuşu doğruluk miktarını yaklaşık 0.5-1.0 derece olarak göstermektedir.[6]

2.2 Algılayıcı Seçimi

Her şeyden öte yönelmenin saptanması için seçilen sensörler üç eksenli yönelmenin saptanmasını destekleyebilecek şekilde birleşmelidir. Algılayıcıların tipik doğruluk miktarları Çizelge 2.1'de gösterilmiştir. [18]

Çizelge 2.1 Referans Algılayıcılarının Tipik Doğruluğu.

Algılayıcılar	Doğruluğu (Derece)	Avantajları	Dezavantajları
Güneş algılayıcısı	0.1	Güvenilir, basit, ucuz	Karanlıkta ölçüm yapmaz
Ufuk algılayıcısı	0.03	Pahalı	Yörünge bağımlıdır, sapma ekseninde zayıftır.
Manyetometre	1	Ucuz ve sürekli kapsama	Sadece alçak irtifada verimlidir.
Yıldız algılayıcısı	0.001	Çok doğru	Pahalı, ağır, karmaşık.
Cayroskop	Saatte 0.01	Yüksek bant genişliği	Pahalı, zamanla hata oranı artar.

Yıldız algılayıcıları: Yıldız algılayıcıları Çizelge 2.1'ye göre en doğru referans algılayıcılarıdır. Kamera çipinden yıldız izleyicisi dizaynının mümkün olabilir olmasına rağmen bu tip algılayıcılar limitli proje zamanında uygulanamayacak kadar zor bir iştir. [19]

Yıldız kümelerinden yönelim belirleme için uzay aracında dâhili bilgi işlemeye ihtiyaç duyulması problem olabilir. Kamera çipinin güç tüketimi ve elektroniğinin ara yüze ihtiyaç duyması diğer sensörlerle kıyaslandığında oldukça geniş olacaktır. Kamera çipinin kullanımı hâlihazırda uzayda test edilmemiş olup, alçak dünya yörüngesinin sert iklim şartlarında parçanın kullanımından emin olmak için kapsamlı testlere ihtiyaç vardır. [19]

Ufuk algılayıcıları: Ufuk algılayıcılarının belirgin dezavantajı onların sadece atmosfer ve uzay arasındaki yönelme tespitinde bilgi sağlamalarıdır. Yani uydu yüzeyinde sabit olanları uydu dönerken en faydalı olanlardır. Ancak uydu dünyanın görüntülerini alma esnasında fotoğrafı bulanıklaştıracağından dolayı dönmez. Ufuk algılayıcılarıyla dönen ufuk tarayıcıları, hareketli parçalarının olması, çok yer kaplamaları ve karmaşık olmaları nedeniyle uydular için uygun değildir. Ufuk geçiş algılayıcılarının hareketli parçaları olmamasına rağmen dedektör, muhafaza ve lensleri içeren kompleks yapıya ihtiyaç duyarlar. [19]

Ufuk sensörlerinin güneş sensörlerine göre avantajı kızıl ötesi dedektörlere sahip olması nedeniyle karanlıkta da kullanılabilmesidir. Ancak bu dezavantajlarını telafi etmez. [19]

Güneş algılayıcıları: Hafifliği, küçüklüğü, düşük enerji tüketimi ve geniş ölçekte farklı dizaynları nedeni ile güneş algılayıcıları basit algılayıcı tipi için uygun bir seçimdir.

Bu algılayıcılardan bazıları sıcaklığa bağlıyken onlar bu etkileri telafi etmek için sıcaklık değerlerine ihtiyaç duyarlar. Çoğu güneş algılayıcı dizaynlarının dezavantajı onların sadece gelen güneş ışığını ölçmemeleri aynı zamanda dünyadan yansıyan sıcaklığı da ölçmeleridir. Bu güneş vektöründe ölçülen bir hatayı da beraberinde getirecektir. Başka bir dezavantajı da uydunun karanlıktayken güneş vektörü sağlamamalarıdır. Güneş algılayıcıları Küp uydu yönelim saptama ve kontrolü için uygun algılayıcılardır. [19]

Manyetometreler: Dünyanın manyetik alanı Küp uydunun alçak dünya yörüngesinde iyi tanımlı ve güçlü olduğu için manyetometreler uydu yönelmesini saptamak için algılayıcı olarak kullanılabilirler. Bir manyetometre hafifliği, küçüklüğü, düşük enerji tüketimi nedeniyle uydu yöneliminin saptanması için çok uygundur. Manyetometre Küp uydunun üzerindeyken (on-board), özellikle uydunun içine yerleştirildiğinde, diğer alt sistemlerle ve onların ürettikleri elektromanyetik alanla çevriliyken ölçümlerdeki bozuntular dikkate alınmalıdır. Bu bozuntuların etkisini düşürmek için manyetometrenin kalibresine ihtiyaç duyulur. Dahası uydunun elektromanyetik bobinleri diaktif edildiğinde uydunun üzerinde(on-board) kullanımı kısıtlanır.[19]

Hız Cayroları: Hız cayroları küçük ebatlarda ve hafif olarak bulunabilir. Hız cayroları düşük enerji tüketimine sahiptirler ve uyduların açısal hızlarıyla ilgili faydalı bilgi sağlarlar. Referans algılayıcılarıyla bilgiyi birleştirirken ve özellikle uydu dengelerken (stabilizing) veya yuvarlanmayı önleme esnasında çok kullanışlıdır. Bu gerçeğe dayalı olarak hız cayroları, piko uydular ve Küp uydular için algılayıcı olarak kullanılmaktadır. Hız cayrolarının kullanımı, gelişme ve donanım testi için gerekli zaman ihtiyacını artıracaktır. Hız cayroları uydu içerisindeki alanı kaplayacak ve entegre için zaman ihtiyacını artıracak.[19]

2.3 Yönelim Eyleyicileri

Eyleyiciler yönelme kontrol sistemleri için kontrol torku üreten mekanizmalardır. Aktif ve pasif olmak üzere iki tür yönelim kontrol eyleyicileri vardır. Aktif eyleyiciler enerji kaynağına ihtiyaç duyarlar. En yaygın aktif eyleyiciler iticiler, manyetik tork bobinleri ve tepki tekerlekleridir. Pasif kontrol sistemleri uzay araçlarının oryantasyonunu devam ettirebilmek amacı ile çevresel enerji kaynaklarını kullanır. Kütle çekim gradyanı çubuğu ve güneş rüzgârları genel pasif eyleyicilerdir.[17]

Uzay aracının konumunun ne olacağına karar verildikten sonra ihtiyaç olan şey onun nasıl değiştirileceğidir. Örneğin bozuntu torklarını telafi etmeye veya uzay aracını yeni bir noktaya çevirmeye ihtiyaç olabilir ve bunun için eyleyicilere ihtiyaç vardır. Eyleyiciler ihtiyaç duyulan resmi çekebilmek, veri aktarabilmek veya diğer görev ihtiyaçlarını karşılayabilmek amacı ile uzay aracını çevirebilmek için gerekli olan torku sağlar. Uzay aracı tasarımcıları için çok çeşitli yönelim eyleyicileri mevcuttur.

Genellikle farklı tipteki algılayıcılar, yönelimi doğru şekilde ölçmek için birlikte kullanılır. Tipik olarak iki veya daha çok eyleyici arzu edilen konuma erişebilmek için birlikte kullanılır. [20]

Pasif eyleyiciler uzay aracının istenen konuma ulaşmasından sonra uzay aracının konumunu muhafaza edebilmesi için çok az tork kullanırlar veya hiç ilave tork kullanmazlar. Aktif eyleyiciler ise sürekli geri beslemeye ve düzeltmeye ihtiyaç duyarlar. Pasif eyleyiciler tipik olarak aktif eyleyiciler gibi aynı doğruluk seviyesine ulaşamazlar, fakat bazı durumlarda yeterli seviyedirler.[20] Pasif ya da aktif metodu kullanma kararı görevin amacına ve yönelim kararlılığına, takat ihtiyaçlarına ve tepki süresine göre verilir. Uzun tepki süresinin kabul edilebilir olduğu, hassas yönelim kontrolü gerektirmeyen ve uydu üzerindeki enerji kaynaklarının kısıtlı olduğu durumlarda pasif eyleyiciler tercih edilmelidir.[17]

2.3.1 Momentum ve tepki tekerleri

Tepki tekerleri, momentum tekerleri ve kontrol momentum cayro cihazları açısıl momentumun depolanması için kullanılmaktadır. Bunlar basitçe uzay aracında bozuntu (disturbance) torkuna karşı denge ilave etmek, dairesel torku absorbe etmek ve momentumu, yalpalama manevraları için uydu gövdesine aktarmak gibi bir kaç amaç için kullanılmaktadır. Bunlar genellikle kendi etrafında dönen tekerin momentumu olan $h = I\omega$ 'ya bağlıdır. (I dönme eksenini ile ilgili takatin momentumu ve ω açısıl hızdır.) [4]. Uçuş tekerleri Yönelim Kontrol Sistemlerinde kullanılmaya başlamadan çok daha önce farklı alanlarda kullanılmakta olan bir teknolojidir ve dönen kütledeki momentumu depolayabilen basit cihazlardır.[5] Momentum tekeri sapmalı momentum ile çalışan bir uçuş tekeri olup genellikle araçta sabit olan dönüş eksenini ile ilgili değişken momentumu depolayabilme kabiliyetine sahiptir. Tepki tekerleri de aynı zamanda sapmasız çalışan bir uçuş tekeridir. Kontrol momentum cayro tek veya çift sabit hızda dönen dengelenmiş tekerden oluşur. Dengeleme halkaları uzay aracı gövdesindeki uçuş tekeri momentum vektörünün istikametini kontrol etmeye izin verir. Momentum tekerleri adı altındaki bu cihazlar genellikle dönüş oranını ve teker eksenleri ile ilgili olarak konumu kontrol etmek amacı ile kullanılırlar. [4]

Momentum tekeri asamblesi uçuş tekeri ve onun küçük parçaları olan rulman, tork motoru, takometre, kontrol elektronikleri ve diğer sensör cihazlarından oluşur. Tork

motorları momentumu teker ve uzay aracı gövdesi arasında aktarmak amacı ile kullanılır. Takometre teker hızını ölçer. Genellikle tekere monte mıknatıs ve bir sabit algılayıcıyı içerir. Takometrenin sonucu ya sabit hız ya da değişken hız modları için kontrol hata sinyallerini kullanmak amacı ile DC voltaja dönüştürülebilir. DC takometre dönüş hızı ile doğru orantılı Analog voltaj üretmek için arka elektromotor kuvvet kullanır. Rulman gürültüsü, titreşim, kuvantumlama, ısı ile rulman sürtünmesinin değişimi, teker eksenini ile gövde eksenindeki farklılıklar momentum tekeri tasarımındaki pratikte olan problemlerdir. Ayrıca kendi etrafında dönmeden despun moda geçişte yönelim kontrol problemleri ortaya çıkabilir. Bunun sebebi eğer gövde oranı çok fazla ise yunuslamanın durdurulmasındaki zorluklardır. [4]

Uzay araçlarının davranışlarını kontrol için en genel eyleyiciler açısal momentuma bağlı olan sistemlerdir. Bu momentum kontrol cihazları aktif olarak uzay aracı içerisinde bulunan küçük dönen kütlelerin açısal momentumunu, uzay aracının yönelimini değiştirebilmek amacı ile değiştirir. Çünkü sistemin toplam açısal momentumu her zaman korunur [20]

Momentum kontrol cihazlarında yaygın olarak 3 yaklaşım vardır.

Sapmalı momentum sistemleri: Büyük ve sabit momentumu olan tek tekere tipik olarak bağımlı olan momentum tekeri bütün rijitliği sağlar. Tekerin hızı bozuntu torkunu absorbe etmesi amacı ile yavaş yavaş artar. [20]

Sapmasız Sistemler: Tepki tekeri normal olarak çok az veya hiç ilk momentumu olmayan 3 veya daha fazla tekere bağımlıdır. Her bir teker uzay aracını döndürebilmek ve bozuntu torkunu absorbe edebilmek amacı ile bağımsız olarak kendi etrafında dönerler. [20]

Kontrol momentum cayroskobu: Her biri büyük ve sabit momentumları olan 3 veya daha fazla tekere bağımlıdır. Tekerler birbirini destekleyecek şekilde iç içe monte edilmiş olup dönme hareketleri uzay aracının oryantasyonunu değiştirir. [20]

Tepki tekerleri, momentum tekerleri ve kontrol momentum cayroları momentum değiştirme cihazları olarak düşünülürler. Bu cihazlar uzay aracının farklı parçaları arasında momentumu aktarabilmek amacı ile uzay aracının gövdesinin içerisinde bulunan kütleleri döndürür.[8]

Momentum değişim cihazları yönelme kontrolü için ilgi çekici teknolojidir. Çünkü herhangi bir yakıtı ihtiyaç duymazlar. Açısal momentumun korunması ile ilgili

dezavantaj, momentum değişim cihazlarının dış etkenlerden dolayı artan aşırı açısal momentumu ortadan kaldıramamasıdır. Bu durum momentumun doyuma ulaşmasına sebep olmakta olup yönelme kontrol yeteneklerinin engellenmesine neden olmaktadır. Fakat yinede bu aşırı momentumu, uydunun genel momentumunu değiştirerek ortadan kaldırmak mümkündür. [8]

2.3.1.1 Momentum tekerleri

Momentum tekerleri kendi etrafında dönme oranlarının değişmemesi veya terse dönmemesi hariç tepki tekerlerine benzemektedir. Bu cihazın arkasındaki konsept uçuş tekerinden enerji alınarak veya ilave edilerek tork uzay aracının tek eksenine uygulanır. [4]

Bazı uydularda yatay tarayıcılar momentum tekeri asamblesinin dâhili bir parçası olarak bünyesinde barındırılmaktadır. Sapmalı momentum tasarımı çift dönüşlü dünya etrafında orbit yapan uzay araçları için yaygındır. Bu tür uzay araçlarının farklı dönüş oranları ile iki farklı bölümü vardır. Bu bölümler genellikle despun bölümü ve uçuş tekeri bölümüdür. Momentum tekeri genellikle Yunuslama eksenine monte edilir. Buda cihazların dünyayı taramasına izin verir. [4]

2.3.1.2 Tepki tekerleri

Tepki tekerleri elektrik motorları tarafından kendi etrafında döndürölen basit disklerdir. Motor disk hızlarını arttırmak veya yavaşlatmak amacı ile tork uyguladığı zaman, uydunun gövdesinde tepki torku üretir. Uydu temel olarak kapalı bir sistem olduğu için uydu gövdesinin toplam açısal momentumun tepki tekeri ile toplamı sabittir. Bundan dolayı tepki tekerinin açısal momentumunda olan herhangi bir değişiklik uydu gövdesinin açısal momentumunun eşit ve zıt yönde olmasına sebep olur. [4]

Tepki tekerleri etkili aktif kontrol elemanlarıdır. Özellikle değişken dönüş oranı kontrolü için iyidirler. Tepki tekeri kullanarak uzay aracının aktif kontrolü, yönelim kontrolün hızlı, esnek ve hassas yoludur. Öte yandan destekleme problemi ve sürtünmeye neden olan hızlı hareket eden parçalara ihtiyacı vardır. İkinci bir kontrol sistemine çevresel torklardaki değişikliklere cevap olarak bütün açısal momentumu kontrol edebilmek için ihtiyaç duyulabilir. Momentum tekeri ve tepki tekerleri arasındaki temel fark tepki tekerlerinin sapmasız momentum ile çalışmasıdır.

Öncelikli olarak her ikisi döngüsel torku absorbe etmek ve geçici olarak gövdenin dönüşlerinde ve yeniden oryantasyon manevralarındaki momentumu depolar. Diğer taraftan bozuntu torku momentum depolama kapasitesinin doyuma ulaşmasına sebep olur. [4]

Bir tepki tekeri uydunun momentumunu sadece 1 ekseninde etkileyebilmektedir. Uyduyu 3 eksen boyunca kontrol edebilmek için en az 3 tepki tekerine ihtiyaç vardır. 4 tepki tekerlekli sistem yedekleme sağlamak için kullanılabilir ve aynı zamanda teker hızlarını net torku oluşturmadan değiştirmemizi sağlar [21]

Tekerdeki net tork aşağıdaki formülle hesaplanır:

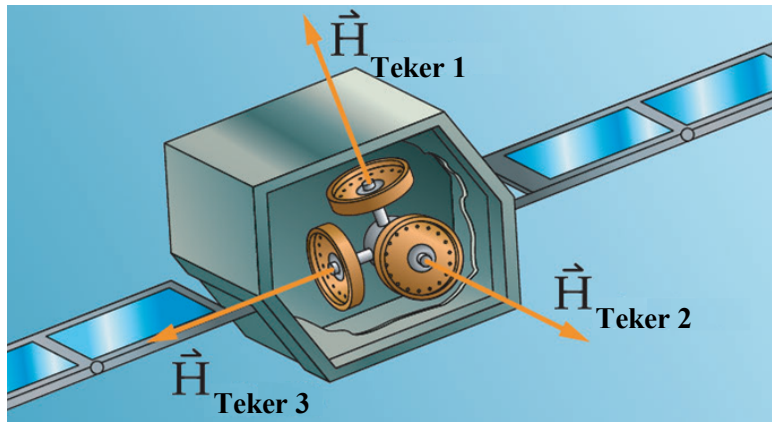
$$N = X_{dc} N_{em} - N_{friction}$$

N_{em} : Elektromanyetik tork,

$N_{friction}$: Tekerin hızına bağlı olan sürtünme torkudur. [4]

Tepki tekerleri Newton'un 3. Yasası olan rotasyonel varyansı kullanırlar. Eğer uydunun içerisinde olan tekerin hareketi artarsa, uydu aynı şekilde farklı istikamette hızlanır. Normal olarak teker ekseninin ilkesel gövde eksenine ile hizalandığı 3 tepki tekeri uyduyu kontrol etmek amacı ile kullanılır. 4. Yedek tekerin kullanımı aynı zamanda bazı uydularda genel bir uygulamadır. Tepki tekerleri uydular için en doğru davranış kontrol eyleyicileridir. Diğer taraftan fazla ağırlık tepki tekerlerinin ana dezavantajıdır. [9]

Şekil 2-9'da [20] üç ekseninde yerleştirilmiş tepki tekerleri gösterilmektedir.



Şekil 2-9 Tepki Tekerleri

2.3.2 Manyetik Döndürücüler

Manyetik tork üreticiler yönelim kontrolü için dipol momentum yaratmak amacı ile kullanılırlar. Dünyanın manyetik alanı ile etkileşime giren manyetik alan üreterek uyduya tork uygularlar. Manyetik tork üreticiler genellikle bobine veya yüksek geçirgenliğe sahip bir parça metale sarılmış olan uzun bakır teldir. [9]. uzay aracı sapmalarını gidermek ve çevresel bozuntu torklarından kaynaklanan yönelim kaymalarını gidermek için kullanılır. Güvenilir oldukları ve az takat sarf ettikleri için çok tercih edilirler. Diğer taraftan sadece alçak dünya yörüngelerinde etkilidirler ve uygulanabilirliği harici manyetik alanın yönü tarafından kısıtlanır.[4]

Manyetik tork üreticileri momentumları aşağıdaki gibi üretir. [9]

$$T = B \times M = B \times i_k N_k \mu A_k \quad 2.3$$

B: Dünyanın manyetik alanı

i_k : bobindeki akım

N_k : Bobindeki sarım sayısı

μ : Geçirgenlik

A_k : Bobinin kapladığı (çevirdiği) alan.

Manyetik tork üreticiler genellikle benzer telli bobinlerdir. Bobin sarımlarına akım uygulandığı zaman manyetik dipolü yaratan akımı oluşturulur. Dipolün şiddeti ve yönü sarımlardan geçen akımın şiddeti ve yönüne, sarım sayısına ve bobinin çevirdiği toplam alana bağlıdır. [4]

Manyetik tork alçak kutupsal yörüngede bulunan küçük uyduların kullanıcıları için büyük sorundur. Fakat yer sabit yörüngedeki büyük uydular için hemen hemen hiç fark edilmezler. [20]

Tasarım aşamasında ağırlıktaki kısıtlamalar ve takat sarfiyatları göz önünde bulundurulmalıdır. Çekirdek materyalin(maddenin) seçimi en temel karardır. Yüksek geçirgenliğe sahip materyaller takat kaybı ile sonuçlanacaktır. Ferromanyetik materyaller doğrusalsızlık ve histerezise (Bir cismin üzerinde etkili kuvvetler değişince yapışkanlık veya iç sürtünmesi sonucu imiş gibi o cisimdeki reaksiyonun gecikmesi) sebep olabilir. Çünkü bu materyaller diğerlerine göre nispeten düşük değerli uygulanan manyetik alan yoğunluğunda doyuma ulaşan mıknatıslanma

kıvrımlarına sahiptir. Akım taşıyan elementin materyali ağırlık kısıtlamalarına ve akım tarafından oluşan ısının yok olma yeteneğine göre seçilir. [4]

2.3.3 Kütle çekim gradyanı çubuğu

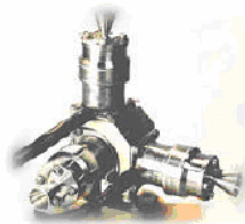
Kütle Çekim Gradyanı çubuğu pasif yönelim kontrol metodu olarak kullanılmaktadır. Kütle Çekim çubuğunun oluşturduğu dengeleme torku diğer bütün çevresel torklardan büyük olmalıdır. Kütle çekim denge çubukları harici bir takate ihtiyaç duymazlar, bununla birlikte uyduda meydana gelecek sallanmaları dengelemek için çoğunlukla yetersizdirler ve bu sallanmaları gidermek için aktif bir sisteme ihtiyaç duyulur. Yönelim doğruluğu limiti 1 derecedir. [17]

2.3.4 İtici

Aktif yönelim kontrolü için kullanılan jet ve iticiler gaz püskürtülmesi ile ters istikamette itki kuvveti üretirler. Gaz jetleri soğuk veya sıcak gazlar kullanabilir. İtki kuvveti fiziksel bir faz değişiminden elde ediliyorsa soğuk gaz, kimyasal bir reaksiyondan elde ediliyorsa sıcak gaz kullanılıyor demektir. [17]

Alınan tork ve takatler davranışı, kendi etrafında dönme oranını, momentum tekerinin hızını kontrol etmek ve yörüngeleri ayarlamak için kullanılabilir. Gaz jetleri ve manyetik bobinler LEO’ da aynı amaçla kullanılabilirler. Manyetik bobin tarafından üretilen manyetik torklar lokal manyetik alana bağlıdır. Lokal manyetik alan uzay aracı yörüngesinde hareket ettikçe değişmektedir. Diğer taraftan jetler çevreye göre davranışlarını değiştirmezler. Jet kullanımında ana kısıtlayıcı etken ihtiyaç duyulan püskürtücüdür. Gaz jetlerinin kullanımında yakıt bütçesi görev planlamasının önemli bir parçasıdır. Gaz jetleri karışık ve pahalı tesisat sistemlerine sahiptir. Yüksek yörüngelerde gaz jetleri momentumu çevre ile değiş tokuş yapmak için kullanılmaktadır. [4]

Şekil 2-10’da [4] soğuk gaz jeti sunulmuştur.



Şekil 2-10 Soğuk Gaz Jeti

Tork yaratmanın en basit yolu kütlenin merkezi ile aynı hizada olmayan farklı istikametlerde takat setleri yaratmaktır ve bu kütle püskürtme tekniği ile elde edilebilir. Jet iticiler kısa süreli ateşlemeden dolayı bazı işletme sorunlarına sahiptirler ve bunun yanında takatin büyüklüğünü düzgün kontrol etmek kolay değildir. İlave olarak kimyasal iticilerin oluşturduğu takat en az birkaç Newton iken, jet iticilerde kontrol için ihtiyaç duyulan takat çok küçüktür (mili Newton metre). Jet iticileri yönelim kontrolü ile uyumlu hale getirebilmek için belirlenen modülasyon ile bir açılıp bir kapatılırlar. Fakat buda kısa süreli ateşlemeden kaynaklı problemleri arttırmaktadır ve iticilerde mekanik problemlere sebep olmaktadır. [14]

3 UYDU YÖNELİM DİNAMİKLERİ

3.1 Çevresel Torklar

3.1.1 Kütle çekim gradyanı torku

Kütle çekim gradyanı torku LEO uydularını etkileyen en büyük tork kaynaklarından biridir. Bu yüzden birçok uydu dinamik ve kontrol problemlerinin çözümlerinde bu kütle çekimsel tork kaynağının göz önüne alınması gerekir. Uzay araçlarının zıt uçları arasındaki mesafeden kaynaklanan bu bozuntu bu uçlara etki eden takatlerde küçük farklılıklar yapar. Sonuç olarak torklar hemen hemen uzay aracının merkezinde olur. Bu kütle çekim gradyanı torku dinamik formda aşağıdaki gibi ifade edilmektedir. [13]

$$\tau_{gg} = 3\omega_0^2 \vec{k}_0 \times I \vec{k}_0 \quad 3.1$$

ω_0 Ortalama yörüngesel hareket ve $\vec{k}_0$ Yörünge Koordinat Sisteminde z eksenindeki birim vektörüdür. [13]

$$\vec{k}_0 = C_{13} \vec{i}_B + C_{23} \vec{j}_B + C_{33} \vec{k}_B \quad 3.2$$

Burada $\{\vec{i}_B, \vec{j}_B, \vec{k}_B\}$ Yörünge Koordinat Sisteminin birim vektörleridir.

Sonuç olarak Kütle çekim gradyanı torku dinamik formda aşağıdaki gibidir:

$$\tau_{gg} = 3\omega_0^2 \vec{k}_0 I \vec{k}_0 = 3\omega_0^2 \begin{bmatrix} 0 & -C_{33} & C_{23} \\ C_{33} & 0 & -C_{13} \\ -C_{23} & C_{13} & 0 \end{bmatrix} I \begin{bmatrix} C_{13} \\ C_{23} \\ C_{33} \end{bmatrix} \quad 3.3$$

$C \equiv C_0^B$ Yörünge Koordinat Sisteminden Uydu Gövde Koordinat Sistemi(UGKS)ne DCM (Doğrultu Kosinüsü Matrisi-Direction Cosine Matrix)dir. [13]

Kütle çekim gradyanı torku LEO' da açısal momentumun önemli bir kaynağıdır. Bir dünya yörünge uydusu için kütle çekim gradyanı torku uydunun gövdesi ile dünyaya olan mesafesinden kaynaklanır. Dünyaya yakın olan kütle daha fazla yerçekimine

maruz kalır. Uydu geometrisi için tork profili kütle çekim gradyanından dolayı bir davranış fonksiyonudur. [22]

Kütle çekim gradyanı açısal momentumu aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$M_{gg} = \frac{3\mu}{R_0^3} u_e \times I_o u_e \quad 3.4$$

M_{gg} : Kütle çekim gradyanı torku

u_e : Nadire doğru olan birim vektör

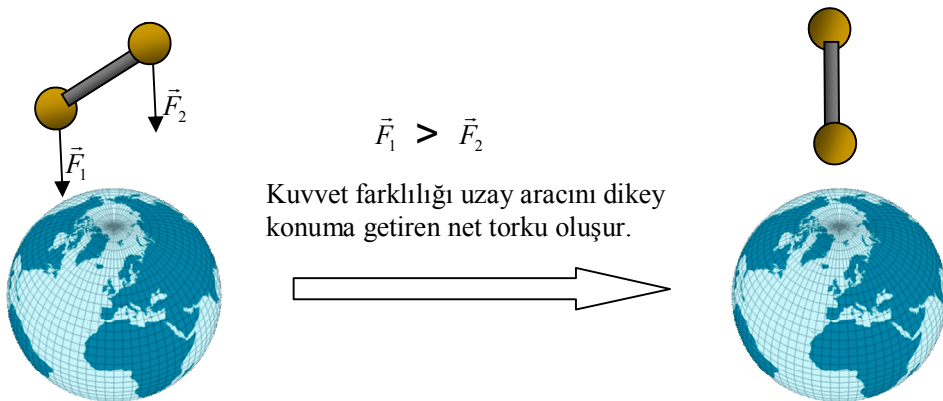
R_0 : Dünyanın merkezinden uyduya olan mesafe

I_o : Atalet matrisi

μ : Yermerkezli yerçekimsel sabit [22]

Zaman içerisinde uyduyu anlık etkileyen kütle çekim gradyanı torkunu hesaplayabilmek için yörüngedeki pozisyon bilgisine, yönelime ve uydunun kütle özelliklerine ihtiyacımız vardır. Dünya Merkezli Eylemsiz Koordinat Sistemi(DMEKS)ne göre verilen noktadaki dünyaya uzaklık R_0 ve nadir vektörü hesaplanabilir. UGKS’ deki etkili torku hesaplanabilmesi için DMEKS’ deki nadir vektörün UGKS’ ne dönüştürülmesi gerekir ve bunun için de uydu yönelimine ihtiyaç duyulur. [22]

Kütle çekim gradyanı torku uzay aracının farklı parçalarına uygulanan yerçekimsel kuvvetlerdeki farkların sonucudur. Newton’a göre “Bir cisim üzerindeki yerçekimi kuvveti merkezi kütleden olan uzaklığın karesi ile ters orantılı olarak değişmektedir.”[20]



Şekil 3-1 Kütle Çekim Gradyanı Torku.

Uzay aracının üst ve alt bölümleri arasında olan yerçekimsel kuvvetlerdeki küçük fark uzay aracını dikey olarak kendi eksenini etrafında dönmesine meyilli yapacaktır.[20]

3.1.2 Manyetik bozuntu torku

Bozuntu torku dünyanın manyetik alanından gelmektedir. Uzaydaki türlü partiküllerin etkilerinden dolayı, uzay aracının kendi yüzeyi bir pusula gibi farklı bir kuzey/güney uçlu dipol geliştirebilir. Pusula iğnesinin dünyanın manyetik alanına doğru dönmesi gibi, dipol yüklü uzay aracında benzer şekilde manyetik alanlardan geçtikçe bu istikamete doğru dönmeye çalışacaktır. Bu manyetik torkun büyüklüğü uzay aracının etkili manyetik dipolüne ve dünyanın manyetik alanın lokal büyüklüğüne bağlıdır. [20]

Manyetik etkiler uydunun yönelimini kontrol etmek ve dengelemek için kullanılabilir. Pasif manyetik dengeleme uydusu dünyanın manyetik alanı ile hizalayacak ve düzensiz karışıklıkları engelleyecek daimi mıknatıs setlerini kullanır. Manyetik olarak yumuşak materyaller kolaylıkla dünyanın manyetik alanından mıknatıslanırlar. Mıknatıssal gecikimli materyaller manyetik alanlar ile etkileşime girerek açısal momentum yaratan manyetik dipolleri içerir. [22]

Bu torklar jeomanyetik alan ve uzay araçlarının artık manyetik alanlarının etkileşimi sonucudur. Eğer M uydudaki bütün manyetik momentlerin toplamı ise uydu üzerindeki tork; [4]

$$T^{(m)} = M \times B \quad 3.5$$

B jeomanyetik alan vektörü.

M uydu tarafından oluşturulan akım looplarıdır. [4]

Aşağıdaki denklemde manyetik tork tarafından üretilen tork tanımlanmıştır.

$$\tau_m^b = m^b \times B^b \quad 3.6$$

τ_m^b Manyetik tork tarafından üretilen torktur.

m^b tork tarafından üretilen manyetik dipol momentidir.

$B^b = [B_x^b \ B_y^b \ B_z^b]^T$ Uyduya göre lokal jeomanyetik alan vektörüdür.[4]

Manyetik dipol moment aşağıdaki gibidir.

$$m^b = m_x^b + m_y^b + m_z^b = \begin{bmatrix} N_x \dot{I}_x A_x \\ N_y \dot{I}_y A_y \\ N_z \dot{I}_z A_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \quad 3.7$$

N_k : Tork üreticinin sarım sayısı,

A_k : Bobinin kapladığı alan,

$\dot{I}_k$: Tork üreticideki akım.

Ayrıca manyetik tork aşağıda gösterildiği gibi eksi bakışimli matris (skew-symmetric matrix) formülü ile de ifade edilebilir. [4]

$$\tau_m^b = S(m^b)B^b = \begin{bmatrix} B_z^b m_y - B_y^b m_z \\ B_x^b m_z - B_z^b m_x \\ B_y^b m_x - B_x^b m_y \end{bmatrix} \quad 3.8$$

3.1.3 Aerodinamik tork

Aerodinamik torka, 600-700km yüksekliğe kadar havadaki küçük partiküllerin neden olduğu aerodinamik sürtünme sebep olur. Toplam aerodinamik torkun saptanabilmesi için uydunun her bir yüzeyindeki tork dikkate alınmalıdır.[23] Özellikle LEO uyduları için bu tork çok önemli olabilir fakat 600 km. üstündeki irtifalarda bu torklar önemsizdir. Bu torkların hesaplanmaları zordur. Çünkü kesit alanları uydunun irtifasına bağlı olarak zamanla çok çabuk değişebilir. Ayrıca atmosferin yoğunluğu güneş hareketliliğinden dolayı çok büyük oranda değişir. Tork hesaplamaları aşağıdaki denklemleri kullanarak yapılır. [13]

$$\tau_{aero} = F(C_{pa} - C_g) \quad 3.9$$

$$F = \frac{1}{2}(\rho C_d A v^2) \quad 3.10$$

C_d : Sürtünme katsayısı,

A: Kesit alanı (m^2),

v : Uzay aracı hızı (m/s)

C_{pa} : Aerodinamik basıncın merkezi

C_g : Yerçekimi merkezi

ρ : Atmosferik yoğunluk (kg/m^3)

3.1.4 Güneş ışınlam basıncı torku

Güneş ışınları uydu yüzeyine çarptığında etki eden küçük miktarda momentum taşırlar. Bu momentum kuvveti uydu ile güneş arasındaki mesafeye bağlıdır. Genellikle geniş güneş panelleri güneş ışınlam basıncı torkundan etkilenir ve bu torku dengelemek için uydunun her iki tarafına eşit büyüklükte güneş panelleri tasarlanır.[23]Güneşten gelen fotonlar uydunun farklı yüzeylerine çarpışması sonucunda bir tork ağı üretirler. Güneşe göre uydunun davranışına ve geometrik şekline göre fotonlar her bir farklı uydu segmentinde ağı kuvvetleri üretirler. Toplam ağı kuvveti uydunun merkez kütlesi ile yanlışlı (biased) olan bu bileşenlerin toplamıdır. Bu bozuntu torkları temel olarak aşağıdaki faktörlere bağlıdır. [24]

- **Uydu Geometrik Konfigürasyonu:** Bu konfigürasyon gölgeleme derecesini ve uydunun kütle merkezine göre ağı kuvvetinin ağı momentum kolunu etkiler.
- **Gölgeleme Etkisi:** Uydunun bazı bileşenleri diğer bileşenlerden dolayı mutlaka güneşin ışınlarına maruz kalmayacaktır. Büyük çıkıntıları fazla olan uydular daha fazla gölgeleme etkisine maruz kalacaklardır.
- **Uydu Yüzeyinin Optik Yansıma Özellikleri**
- **Uydu-Güneş Vektörü Oryantasyonları:** Uydunun geçmişi, yörüngesel konumu ve güneşe göre olan eğimi gölgelenmeyi ve yansıyan/absorbe edilen güneş ışınlamının toplam miktarını etkiler.

Güneş ışınlam torku aşağıdaki denklemler ile hesaplanabilir [13]:

$$\tau_{sol} = F(C_{ps} - C_g) \quad 3.11$$

$$F = \frac{F_s}{C} A_s (1 + q) \cos(i) \quad 3.12$$

F_s : Güneş sabiti (1358 w/m^2),

C : Işık hızı, ($3 \times 10^8 \text{ m/s}$),

A_s : Yüzey alanı,

C_{ps} : Solar basıncın merkezi,

C_g : Yerçekimi merkezi,

q : Yansım faktörü,

i : Güneş açısı.

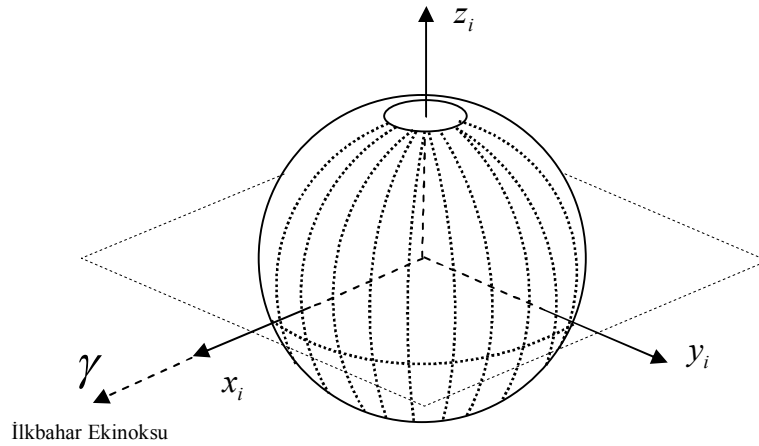
3.2 Koordinat Sistemleri

Bu bölümde uydu dinamiklerinin tanımlanabilmesi için gerekli olan farklı koordinat sistemleri açıklanacaktır.

3.2.1 Dünya merkezli eylemsiz koordinat sistemi (DMEKS)

DMEKS seyrüsefer için kullanılan eylemsiz koordinat sistemidir. Newton'un yasasının geçerli olduğu sabit (ivmesiz) bir koordinat sistemidir. Koordinat sisteminin merkezi dünya merkezinde olup z-ekseni kuzey kutbu gösterir, x-ekseni ilkbahar noktası (ilkbahar ekinoksu)na doğrudur ve y-ekseni ise sağ el kuralına göre belirlenerek koordinat sistemi tamamlanmış olur. Uydunun bütün farklı hareketleri bu koordinat sisteminde tanımlanabilir, ancak sadece Uydu Yörünge koordinat sistemindeki hızı ve güneşin hareketi doğrudan bu koordinat sistemiyle kıyaslanabilir. DMEKS “i” ile gösterilir. [25,26]

DMEKS Şekil 3-2’de [9] gösterilmiştir.



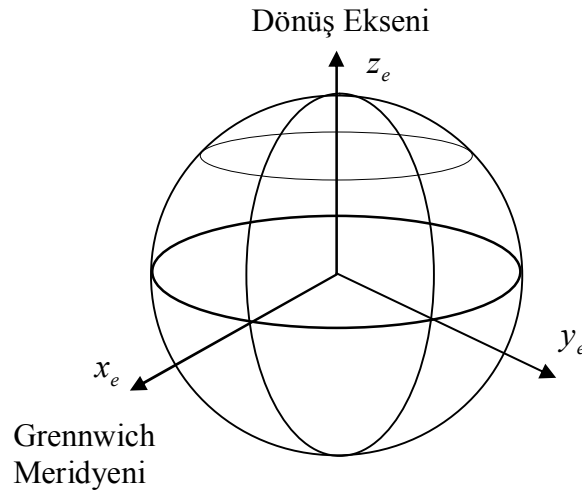
Şekil 3-2 Dünya Merkezli Eylemsiz Koordinat Sistemi(DMEKS)

3.2.2 Dünya merkezli dünya çakalı koordinat sistemi (DMDÇKS)

DMDÇKS’ de merkezi dünya merkezi ile aynıdır ve z eksenini DMEKS’ deki gibi kuzey kutbu gösterir. X eksenini greenwich meridyeni ile ekvatorun kesişim noktası

olan 0^0 enlemi ve 0^0 boylamına doğrudur. Y eksenini sağ el kuralına göre tamamlanır. Bu durumda x ve y eksenleri DMEKS' ne göre z eksenini etrafında w_e ($7.2921 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$) kadar dönmüş demektir. Bu koordinat sisteminin tanımlanması ile dünya etrafındaki manyetik alan, Uluslar arası Yer manyetik Referans Alanı (The International Geomagnetic Reference Field-IGRF), bir referans modeli oluşturmak için yörünge tahmincisi ile birlikte kullanılabilir. DMDÇKS “e” ile gösterilir.[25]

DMDÇKS Şekil 3-3’de gösterilmiştir.[9]

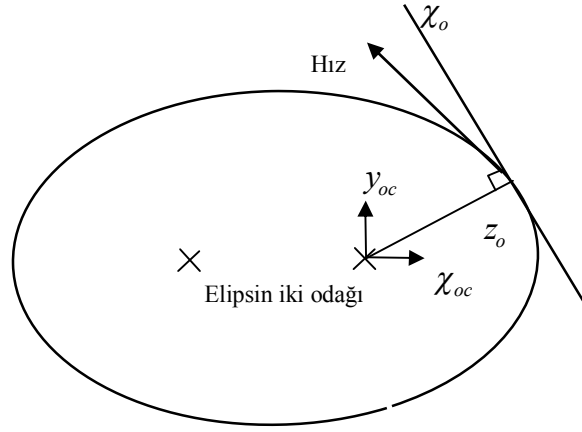


Şekil 3-3 Dünya Merkezli Dünya Çakılı Koordinat Sistemi (DMDÇKS)

3.2.3 Dünya merkezli yörünge koordinat sistemi (DMYKS)

DMYKS Kepler elemanlarının verildiği koordinat sistemidir. Yörünge saptayıcısı manyetik alan modeliyle kullanmak için Kepler elemanlarını hesaplar. Bu koordinat sisteminin merkezi de dünya merkezidir ve x eksenini yerberi yönünde, y eksenini yarı küçük eksen yönünde ve z eksenini sağ el kuralına göre yörünge düzlemine diktir. DMYKS “oc” ile gösterilir. [25,26]

Şekil 3-4’de hız vektörü ile dünyanın merkezinden geçen vektörün normalisi arasındaki fark verilmiştir. [26]

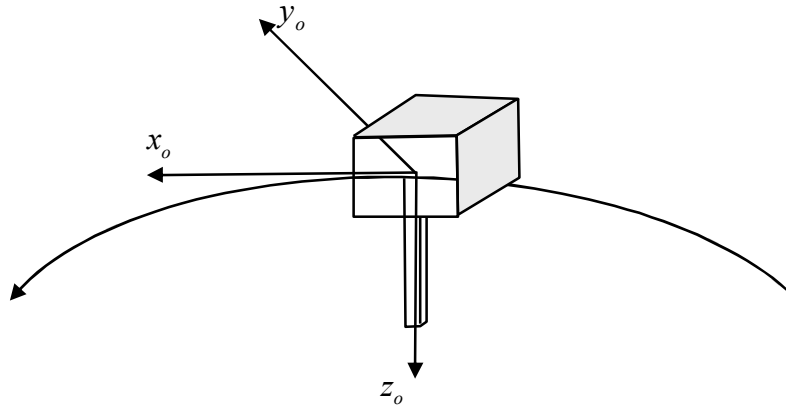


Şekil 3-4 Hız Vektörü ile Dünyanın Merkezinden Geçen Vektörün Normali Arasındaki Fark

3.2.4 Uydu yörünge koordinat sistemi(UYKS)

UYKS' nin merkezi, uydu kütesinin merkezidir. UYKS, yörünge'nin irtifasına bağlı olarak DMEKS' ne göre ω_o oranında dönüktür. UYKS' de x eksen uydunun hız vektörü yönünde, z eksen dünya merkezine doğru, nadir, yönündedir ve y eksen sağ el kuralına göre tamamlanır. UYKS "o" ile gösterilir. [25,26]

UYKS Şekil 3-5'de gösterilmiştir.[9]

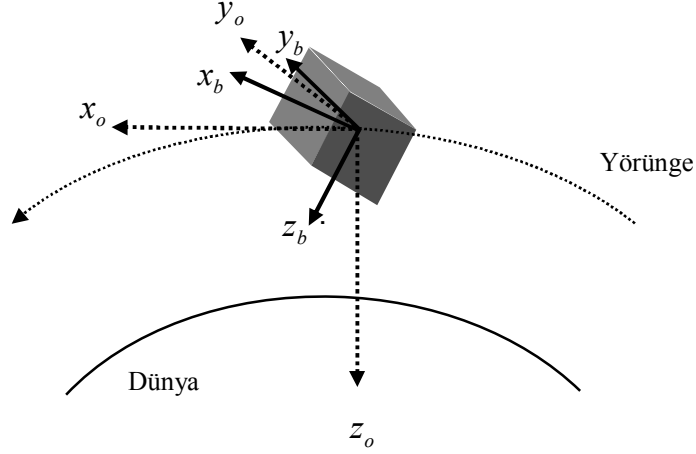


Şekil 3-5 Uydu Yörünge Koordinat Sistemi (UYKS)

3.2.5 Uydu gövde koordinat sistemi(UGKS)

UGKS uydu sabit bir sistemdir ve merkezi uydu kütle merkezindedir. Açısal hız UGKS' de ifade edildiğinde uydunun oryantasyonu UYKS göre tanımlanır. Uydu 0^0 'lik yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısına sahip iken, UGKS' de uydunun z eksen nadir yönündedir ve diğer iki eksen (x ve y eksenleri) UYKS' nin eksenleri (x ve y eksenleri) ile çakışır. UGKS "b" ile gösterilir.[25]

UGKS Şekil 3-6' da gösterilmiştir.[9]



Şekil 3-6 Uydu Gövde Koordinat Sistemi (UGKS)

3.3 Dönüşüm Matrisi

Doğrultu kosinüsü matrisi olarak da bilinen dönüşüm matrisi, iki eksen takımı arasındaki karşılıklı yön tanımlar, bir eksen takımında ifade edilen vektörü başka bir eksen takımına dönüştürür ve herhangi bir eksen takımındaki vektörü döndürür. Dönüşüm matrisi, R , dönüşüm yapılacak eksen takımları a ve b ise a dan b ye dönüşüm matrisi R_b^a şeklinde gösterilir ve aşağıda denklemleri verilen $SO(3)$ 'ün bir elemanıdır. [27]

$$SO(3) = \{R | R \in R^{3 \times 3}, R^T R = I \text{ ve } \det R = 1\} \quad 3.13$$

I 3x3 birim matris.

Ortogonalite özelliğinden ($R^T R = I$) dönüşüm matrisinin zaman türevi;

$$\dot{R}_b^a = \omega_{ab}^a \times R_b^a \quad 3.14$$

ω_{ab}^a a eksen takımında ifade edilen b eksen takımının a eksen takımına göre açısal hızı. Açısal hızın $\omega_{ab}^a = -\omega_{ba}^a$ özelliğinden aşağıdaki denklem elde edilebilir.

$$\dot{R}_b^a = -\omega_{ba}^a \times R_b^a = R_b^a \times \omega_{ba}^a \quad 3.15$$

3.4 Yönelim Gösterimi

3.4.1 Euler Açılı

Euler açıları $[R_{x,y,z}(\phi, \theta, \psi)]$ x, y, z eksenleri ya da diğer bir ifadeyle yuvarlanma, yunuslama, sapma eksenlerindeki dönüşümlerdir. Euler açıları dönüşüm matrislerinin temelidir ve üç ortogonal ekseninde üç dönüşüme ayrıştırılabilir.[26]

$$R_{x,y,z}(\phi, \theta, \psi) = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) \quad 3.16$$

Burada,

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad 3.17$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad 3.18$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad 3.19$$

Buradan dönüşüm matrisi aşağıdaki şekilde elde edilir.[26]

$$R_{x,y,z}(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\phi & s\theta s\psi c\phi - c\psi s\phi & s\theta c\psi s\phi + s\psi s\phi \\ c\theta s\phi & s\theta s\psi s\phi + c\psi c\phi & s\theta c\psi c\phi - s\psi c\phi \\ -s\theta & c\theta s\psi & c\theta c\psi \end{bmatrix} \quad 3.20$$

c, cos'ü s, sin'ü ifade etmek için kullanılmıştır.

3.4.2 Kuvaterniyonlar

Kuvaterniyonları tanımlamak için öncelikle Euler eksenini tanımlamak gerekir. Euler eksenini birim vektörü $e_i = (e_1, e_2, e_3)$ olan ve cisimlerin θ kadar dönebildiği eksendir. e_i vektörü ve θ açısı ile cismin uzaydaki oryantasyonu tam olarak tanımlanabilir. Bu tanımlamalar kullanılarak Euler parametreleri ya da başka bir deyişle kuvaterniyonlar aşağıdaki gibi yazılabilir. [5]

$$q_1 = e_1 \sin(\theta/2) \quad 3.21$$

$$q_2 = e_2 \sin(\theta/2) \quad 3.22$$

$$q_3 = e_3 \sin(\theta/2) \quad 3.23$$

$$q_4 = \cos(\theta/2) \quad 3.24$$

3.5 Atalet Matrisi

Uydunun iyi bir modelini elde edebilmek için uydunun atalet matrisinin olabildiğince doğru olarak bilinmesi çok önemlidir. Matematiksel olarak atalet matrisi $I_0 \in \mathfrak{R}^{3 \times 3}$ seçilen orijine göre aşağıdaki gibi ifade edilir. [28]

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix}, I_0 = I_0^T > 0 \quad 3.25$$

I_x , I_y ve I_z , x_b -, y_b - ve z_b - eksenlerindeki atalet momentleridir.

$I_{xy} = I_{yx}$, $I_{xz} = I_{zx}$ ve $I_{yz} = I_{zy}$ çarpım atalet momentleridir.

Eğer atalet eksenini ile uydu gövde eksenini çakıştırılırsa (yani aynı eksen seçilirse) atalet matrisi aşağıdaki gibi sadeleşir:

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad 3.26$$

$$I_x = \int_V (y^2 + z^2) \rho_m dV$$

$$I_y = \int_V (x^2 + z^2) \rho_m dV$$

$$I_z = \int_V (x^2 + y^2) \rho_m dV$$

ρ_m : Uydunun yoğunluğu

V: Uydunun hacmidir.[28]

3.6 Dünyanın Manyetik Alanının Modellenmesi

Uydunun kontrolünde uygulanabilir bir metot dünyanın manyetik alanının kullanılmasıdır. Bu metodun çok açık avantaj ve dezavantajları vardır. Bu yöntemde kontrolcü küçük ve zamanla bozulmayan özelliklerde olmakla birlikte sadece yerel manyetik alan vektörüne dik tork üretebilir. [29]

Dünyanın manyetik alanı için kabul edilen model Uluslararası Jeomanyetizm ve Aeronomi Topluluğu (International Association of Geomagnetism and Aeronomy- IAGA) tarafından yayımlanan Uluslar arası Jeomanyetik Referans Alanı (International Geomagnetic Referance Field-IGRF)dır. [29]

IGRF temelde küresel harmonik modellemesinde kullanılmak üzere IAGA tarafından beş yılda bir yayımlanan Gauss katsayıları (g_n^m ve h_n^m) setidir.[29]

Dünyanın manyetik alanının modellenmesine ilişkin matematiksel denklemler ve MATLAB kodları kaynak [29]'da bulunabilir.

4 QB50 PROJESİ YSKS SİMÜLASYONU

Bu bölümde QB50 projesi kısaca tanıtılacak takiben uydunun bilinen değerleri kullanılarak MATLAB' te elde edilen bazı sonuçlar ve yönelim kontrol simülasyonu verilecektir.

4.1 QB50 Projesi

Türkiye'den İstanbul Teknik Üniversitesi ve Hava Harp Okulu'nun ortaklaşa katıldığı QB50 projesi ile dünya çapında üniversite takımlarının yaptığı Küp uyduların fırlatılmasıyla 50 Küp uyduluk ağ oluşturulabileceği gösterilecektir. Alt termosferin yerinde ölçümleri için 50 uyduluk uydu ağı kurulması oldukça maliyetlidir ve kısa yaşam süresi nedeniyle mantıklı değildir. Yerinde ölçümler için atmosferik ağ görevleri geçmişte yapılmamış, gelecek için de planlanmamıştır. Oldukça düşük maliyetli uydular kullanılmaya başlayınca alt termosferin yerinde ölçümleri için çalışmalara başlanmıştır ve Küp uydular bu konudaki tek gerçekçi seçenektir. [30]

Kasım 2011'de çalışmalarına başlanan QB50 projesinin amacı sürdürülebilir ve maliyet olarak karşılanabilir bir şekilde küçük ölçekli uzay araştırmaları ve gezegensel keşifleri başarmaktır. [30]

QB50 projesinin bir diğer amacı, atmosferin en az keşfedilmiş katmanı olan alt termosferdeki (200-380km) atmosferik araştırmaları gerçekleştirmektir. Geçmişte bu bölgenin keşfi için yerberi yüksekliği 200km, yeröte yüksekliği 3000km olan eliptik yörüngeler kullanılarak sadece bir noktada, birkaç dakika gibi kısa süre kalabilerek yerinde ölçümler yapılabilmektedir. QB50 ise çok noktada dakikalar yerine aylar boyunca yerinde ölçüm imkânı tanımaktadır. [30]

QB50 projesinin üçüncü amacı ise teknoloji kanıtlama ve gösterme platformu olmaktır. [30]

QB50 projesine Çizelge 4.1'de yer alan ülkeler farklı sayıda Küp uydularla katılım sağlamışlardır ve daha sonra fırlatılmak üzere 50 adet Küp uydu seçilmiştir. [30]

Çizelge 4.1 QB50 Projesinde Yer Alan Ülkeler ve Uyduları.

QB 50 Kimliği	Enstitü	Küp Uydu Adı	Ülke
AT01	Graz University of Technology	RIOSAT	Avusturya
AT03	U of App.Sci., Wiener Neustadt	Pegasus	Avusturya
AU01	The University of Adelaide	SUSat	Avustralya
AU02	University of New South Wales	UNSW-ECO	Avustralya
AU03	University of Sydney	i-INSPIRE II	Avustralya
AZ01	Stellenbosch University	ZA-AeroSat	Güney Afrika
BE02	Royal Meteorological Institute of Belgium (RMIB)	SIMBA	Belçika
BE03	Royal Observatory of Belgium	PICASSO	Belçika
BE05	Von Karman Institute	QARMAN	Belçika
BR01	Instituto Federal Fluminense	14-BISAT	Brezilya
CA01	York University, Toronto	Yusend-QB50	Kanada
CA03	University of Alberta	ExAlta-1	Kanada
CN01	Beihang University	BUSAT-1	Çin
CN02	Harbin Institute of Technology	LilacSat-1	Çin
CN03	Nanjing University of Science and Technology	NJUST-1	Çin
CN04	Northwestern Polytechnic University	Aoxiang-1	Çin
CN05	Zhejiang University	ZJU CubeSat	Çin
CN06	National University of Defence Technology	NUDTSat	Çin
CN07	ShanghaiTech University	STU-1	Çin
CO01	Universidad Distrital Francisco Jose de Caldas, GITEM	QB-Colombia	Kolombiya
CZ02	VZLU	VZLUsat-1	Çek Cumhuriyeti
DE02	TU Dresden	SOMP2	Almanya
DE04	FH Aachen, University of Applied Science	DragSail-CubeSat	Almanya
EE01	University of Tartu	ESTELLE	Estonya
EG01	National authority for Remote Sensing and Space sciences (NARSS)	Egycubesat-2	Mısır
ES01	Universidad Politécnica de Madrid	QBITO	İspanya
FI01	Aalto University	Aalto-2	Finlandiya

FR01	Ecole Polytechnique	X-CubeSat	Fransa
FR02	Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace ISAE	EntrySat	Fransa
FR03	Institut Supérieur Des Sciences Et Technique (INSSET)	SAT_IP2	Fransa
FR04	UPEC	OGMS-SA	Fransa
FR05	MinesParis Tech	SpaceCube	Fransa
GB01	Cranfield University	Δ Dsat	İngiltere
GB03	MSSL, University College London	UCLSat	İngiltere
GB06	University of Surrey	InflateSail	İngiltere
GR01	Democritus University of Thrace/Space Research Lab	DUTH	Yunanistan
GR02	University of Patras	UPSat	Yunanistan
IL01	The Space laboratory of the Herzliya Science Center	Hoopoe	İsrail
IN01	Anna University	ANUSAT-2	Hindistan
IT02	University of Rome“LA SAPIENZA“	URSA MAIOR	İtalya
KR01	Korea Advanced Institute of Science and Technology	LINK	Kore
KR02	Seoul National University	SNUSAT-2	Kore
LT01	Vilnius University	LituanicaSAT-2	Litvanya
LT02	Space Science and Technology Institute&Kaunas University	PiezoSat1	Litvanya
NL01	Delf University of Technology	DELFFI-1	Netherland
NL02	Delf University of Technology	DELFFI-2	Netherland
PE01	PERUVIAN CONSORTIUM	UNSA-SAT 1	Peru
PT01	University of Porto	GAMASAT	Portugal
RO01	Institute of Space Science and the Romanian Space Agency Research Center	RoBiSAT-1	Romania
RO02	Institute of Space Science and the Romanian Space Agency Research Center	RoBiSAT-2	Romania
RU01	Samara State Aerospace University	SamSat	Russia
SG01	National University of Singapore	NUSQB50	Singapore
TR01	Istanbul Technical University / Air Force Academy	BeEagleSat	Turkey
TW01	National Cheng Kung University	PHOENIX	Taiwan

UA01	National Technical University of Ukraine	KPI-SAU-1	Ukraine
UA02	National Aerospace Educational Center of Youth named after A.M. Makarov	DneprCubeSat	Ukraine
US01	University of Colorado Boulder	QBUS-1	USA
US02	University of Michigan	QBUS-2	USA
US03	Stanford University	QBUS-3	USA
US04	Inter-America University Puerto Rico	QBUS-4	USA

4.2 QB50 Projesinde kullanılacak olan YSK Alt Sistem Bileşenleri

BeEagleSat uydusunun YSKS QB50 sistem isterlerini karşılamak için 2U Küp uyduya yönelim algılama ve kontrol kabiliyeti sağlamalıdır. QB50 görevi, alçak termosferdeki atmosferik verileri toplayacak çok sayıda 2U Küp uydu taşıyacaktır. QB50 takım uydusundaki Küp uydular, sürtünme etkisini minimize ederek uydunun yaşam süresini arttırarak daha fazla veri toplamak ve faydalı yükün koç yönüne (ram direction) bakmasını sağlamak için yönelim kontrolüne gereksinim duyarlar. [31]

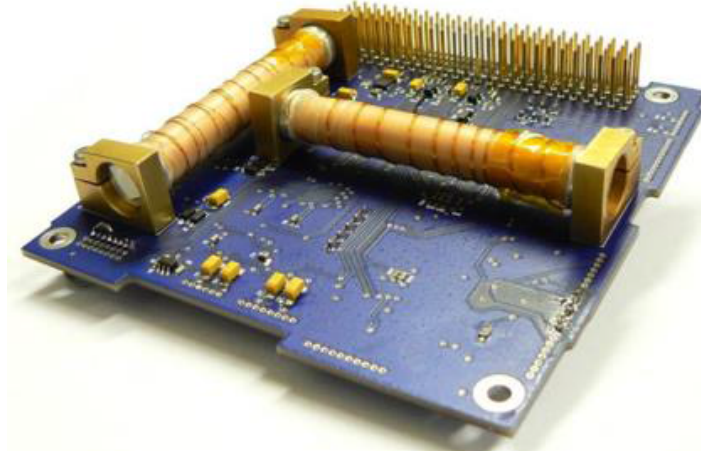
QB50'nin YSK sistemi, mevcut yönelim tahmini için manyetometre, güneş ve nadir algılayıcıları ölçümlerinin ve MEMS hız algılayıcılarının kombinasyonundan oluşacaktır ve yönelimi kontrol etmek için manyetik tork üreticiler ve momentum tekeri gibi çalışan tek bir reaksiyon tekeri kullanılacaktır. [31]

Entegre edilen YSKS' nin işlevselliği aşağıda açıklanan üç adet kart ile sağlanmaktadır: [31]

Küp Kontrol (CubeControl)

Küp Kontrol kartı çoğu algılayıcı ve eyleyiciye ara yüz sağlar. Momentum tekeri, iki adet tork üretici çubuk, opsiyonlu GPS alıcısı ve güneş ve nadir algılayıcı kameraları sıkıştırılmış hacim elde etmek için bu karta monte edilmiştir. Bu kart ayrıca harici manyetometre ve genel güneş algılayıcısı (Coarse Sun Sensor-CSS)'na da arayüz sağlar. [31]

Şekil 4-1'de [31] Küp Kontrol Kartı gösterilmiştir.



Şekil 4-1 K p Kontrol Kartı

K p Algılayıcı (CubeSense)

Şekil 4-2’de gösterilen K p algılayıcı güneş ve nadir algılayıcılarının birleşimidir. K p algılayıcı kartı, biri güneş algılayıcısı olarak çalışan, diğeri nadir algılayıcısı olarak çalışan iki tane Tamamlayıcı Metal Oksit Yarıiletken (Complementary Metal-Oxide Semiconductor-CMOS) kamera için arayız sağlar. Bu kameralar 180⁰’lik geniş görüş açısına sahiptir ve güneş algılayıcısının güneş işığının sadece dedektöre gelmesini sağlayan filtresi vardır. [31]



Şekil 4-2 K p Algılayıcı

Küp Bilgisayarı (CubeComputer)

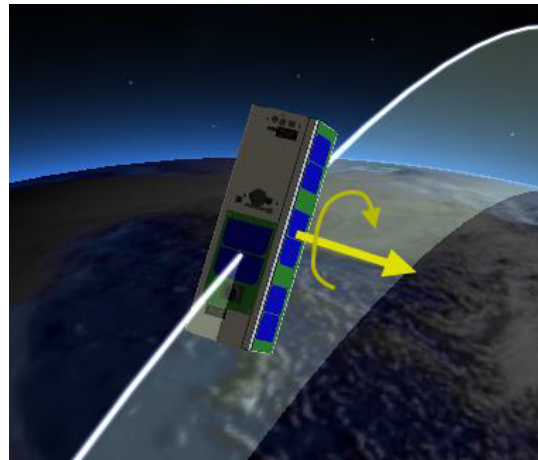
Şekil 4-3’de sunulan Küp bilgisayarı genel bir küp uydu dâhili bilgisayarıdır. Bu uygulamada yönelim kontrol işlemcisi olarak görev yapacaktır. [31]



Şekil 4-3 Küp Bilgisayarı

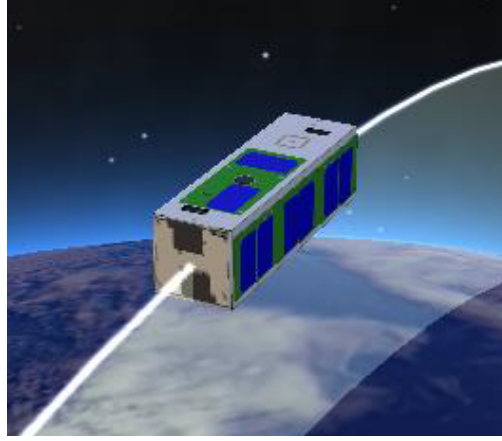
Kontrol Modları (Control modes)

QB50 YSKS iki farklı kontrol moduna sahip olacaktır. Birincisi kontrol modu Yunuslama Kontrol modu (detumbling mode) olup uydunun başlangıçtaki yunuslama kararsızlık durumunu gidererek uyduyu yunuslama ekseninde stabil hale getirmek için kullanılacaktır. Bu modda uydu yunuslama eksenindeki dönüşünü durduracak ve dönüş eksenini kendini yörüngesinin normaline göre ayarlayacaktır. İkinci kontrol modu Y-momentum modu (Y-momentum mode) olup uydu yunuslama ekseninde stabil hale geldiğinde aktif edilebilir. Bu modda uydunun yunuslama, sapma ve yalpa açıları sıfır olacaktır. Y-momentum modda yunuslama açısı belli bir referans değere göre uzaktan kumanda ile kontrol edilebilir. [31]



Şekil 4-4 Yunuslama Kontrol Modu

Yunuslama Kontrol modu sadece yunuslama eksenindeki dönüş hızının tahminini gerektirir. Bu tahmin doğrudan MEMS hız algılayıcıları kullanılarak yapılabileceği gibi manyetometre ölçümlerini kullanan hız tahmincileri kullanılarak da yapılabilir.[31]



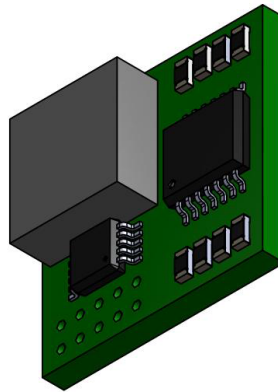
Şekil 4-5 Y-momentum mode

Y-momentum modu tam durum bilgisi (açı ve hız) gerektirir. Bu durum bilgisini tahmin edebilmek için mevcut pozisyon, uydunun hızı ve mevcut zaman bilinmelidir. Bu bilgiler SGP4 yörünge tahmincisi ile tahmin edilecektir. [31]

Y-momentum mod QB50 uyduları için yönelim isterlerini yeterli seviyede sağladığı için esas moddur. Yunuslama kontrol modu esas moda ulaşmak için bir ara basamaktır. [31]

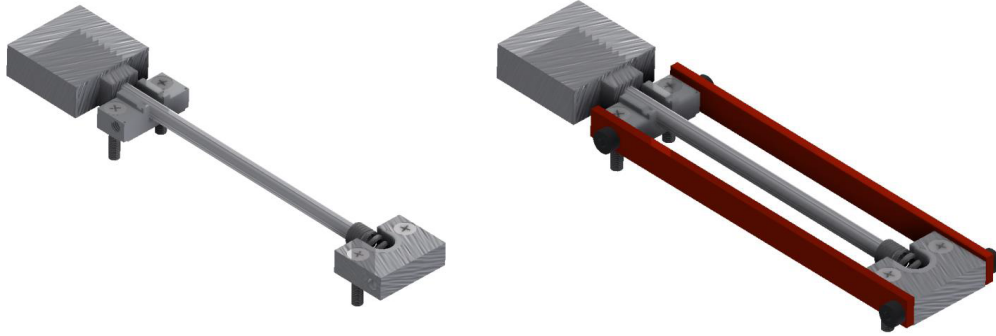
Harici Manyetometre Baskılı Devre Kartı (External Magnetometer Printed Circuit Board-PCB)

Harici manyetometre küçük bir harici karta yerleştirilmiştir. PCB bileşeninin ölçüleri 15mm x 15mm x 5mm olup alüminyum malzeme ile kaplandığında 16mm x 17mm x 6mm olur. [31]



Şekil 4-6 Harici Manyetometre PCB Bileşeni

Şekil 4-7’de gösterilen Sonradan Ayrılabilir Manyetometre Çubuğu, manyetometre ile karıştırmaya neden olabilecek elektroniklerin arasında ayırım sağlamak amacıyla isteğe bağlı olarak YSKS’ ne dâhil edilebilir. Sonradan ayrılabilir çubuk bir ucunda metal kutu içinde manyetometre olan çubuktan oluşur. Diğer ucu ise yaylı bağlantı parçasına bağlıdır. Bağlantı parçası uydunun dışına monte edilir. Şekil 4-7’de sağdaki resimdeki taşıma kolları çubuk uydu ile birleştirildikten sonra ayrılmalıdır.[31]



Şekil 4-7 Sonradan Ayrılabilir Manyetometre Çubuğu

Genel Güneş Algılayıcısı (Coarse Sun Sensors-CSS)

Her bir CSS küçük bir PCB üzerine monte edilmiş foto diyotlardan oluşur. Toplamda bu CSS’lerden altı adet olacaktır ve her bir CSS’in ölçüleri 4mm x 11mm x 2mm dir. Bu algılayıcıların üzerinde monte edilebileceği delikler bulunmaz, o nedenle uyduya yapıştırıcı ile yapıştırılmalıdır. Uzay aracının altı farklı yüzeyinde yani her bir yüzeyinde bu sensör bulunmalıdır. [31]

4.3 BeEagleSat’ın Yönelim Kontrol Sisteminin Modellenmesi

BeEagleSat’ın yönelim kontrol sistemini modelleyebilmek için öncelikle proje gereksinimlerinin ortaya koyulması gerekmektedir. QB50 uyduları için yönelim ve kontrol dizaynı açısından en önemli kısıt INMS(Ion/Neutral Mass Spectrometer) cihazının gereksinimidir. Bu algılayıcıları taşıyan küp uydular $\pm 2^0$ yönelim bilgisi ve $\pm 10^0$ yönelim doğruluğunu ilk atıldığı irtifadan 200km irtifaya kadar muhafaza edebilmelidir. Buna ek olarak uydu 10 derece/saniye olan ilk açısal hızı 2 gün içerisinde düzeltebilmelidir. [31]

Modelleme yapılırken;

– Atalet matrisi; $I = \begin{bmatrix} 0.006 & 0 & 0 \\ 0 & 0.014 & 0 \\ 0 & 0 & 0.013 \end{bmatrix}$ olarak alınmıştır.

– Momentum tekerinin;

Maksimum devri: 8000 RPM

Maksimum moment saklama kapasitesi : $1.7 \times 10^{-3} Nms$

Atalet matrisi : $2 \times 10^{-6} kgm^2$

Motorun sağladığı tork : $0.15 \times 10^{-3} Nm$ olarak kullanılmıştır.

– Manyetik tork üreticinin maksimum manyetik dipolü = $\begin{bmatrix} 0.2 \\ 0.2 \\ 0.2 \end{bmatrix} Am^2$ dir.

– Uydunun içindeki elektrikli aletlerin oluşturduğu kalıntı manyetik dipol

$\begin{bmatrix} -0.002 \\ 0.002 \\ -0.002 \end{bmatrix} Am^2$ olarak kabul edilmiştir.

– Koordinat sistemi olarak Uydu Gövde Koordinat Sistemi kullanılmıştır.

Yörünge Tahmini: Yörünge tahmini SGP4 (The Simplified General Perturbations propagator) ve TLE (Two-line element set) kullanılarak yapılmaktadır. SGP4:

– Sadece birkaç zonal (yerküre çekim potansiyeli) terimi içerir. (J2,J3,J4,J5)

– Kullanılan atmosferik model statik bir model olup, exponansiyel bozulma varsayımı yapar.

– Üçüncül cisimlerin kütleli etkisi, rezonans etkisi kısmi olarak eklenmiştir.

– Uydunun yörüngesinin z eksenine göre açısal hızı $8.1919 \times 10^{-8} rad/s$ olarak hesaplanmıştır.

QB50 projesinin uydu yörünge parametreleri varsayım yapılarak Çizelge 4.2’de verilen değerler kullanılmıştır.

Çizelge 4.2 Yörünge Parametreleri.

İrtifa	380km
Eğimi (i)	70°
Dışmerkezliği (e)	0,0011659
Periyot (T)	92dk

SGP4 ve TLE kullanılarak yörünge saniye aralığında üç gün boyunca propage edilmiştir. Konum vektörü DMEKS (Dünya Merkezli Eylemsiz Koordinat Sistemi)'de hesaplanmıştır.

Yönelime etki eden torklar: Alçak irtifa uydularını etkileyen dört çeşit tork vardır. BeEagleSat için bu torklar; Kütle çekim gradyanı torku, Manyetik tork, Aerodinamik tork, Güneş ışıyım basıncı torkudur. BeEagleSat uydusunun elektronik sistemlerinin oluşturacağı manyetizmaya bağılı olarak bu torkların sıralaması büyükten küçüğe doğru; Aerodinamik tork – Kütle çekim gradyanı torku – Manyetik tork – Güneş ışıyım basıncı torku olması beklenmektedir. Uyduya etki eden bu torklar üçüncü bölümde çevresel torklar başlığı altında verilmiştir. Alçak irtifada güneş ışıyım basıncı torku çok küçük olacağından ihmal edilmiştir.

Aerodinamik kuvvetler hesaplanırken;

- MSIS-E-90¹ atmosferik model kullanılmıştır.
- Tüm hava moleküllerinin momentlerini uzay aracına aktardığı “no rebound” varsayılarak en kötü durum modellenmiştir.
- Uydunun uçuş istikametinde olmayan yüzeylerine etki etmediği varsayılmıştır.
- Uydunun geometrik merkezi aynı zamanda kütle merkezi olarak kabul edilmiştir.

Dünyanın manyetik alanının modellenmesi: Dünyanın basitleştirilmiş bir manyetik alanı aşağıdaki şekilde hesaplanabilir. [32]

$$\begin{bmatrix} B_{x0} \\ B_{y0} \\ B_{z0} \end{bmatrix} = \frac{m}{R^3} \begin{bmatrix} \cos(\alpha - \eta_m) \sin(\xi_m) \\ \cos(\xi_m) \\ -2 \sin(\alpha - \eta_m) \sin(\xi_m) \end{bmatrix} \quad 4.1$$

¹ MSISE modeli dünya atmosferinin yer seviyesinden termosfer seviyesine kadar nör sıcaklık ve yoğunluğunu tanımlar.

α : gerçek anomali(θ) ile çıkış düğüm noktası ile yerberi noktası arasındaki uydunun uçuş yönünde ölçülen açısı (ω)nın toplamıdır.

m : Dünyanın manyetik momenti ($7.8 \times 10^{15} \text{ Tesla.m}^3$)

R : Uydunun pozisyon vektörü büyüklüğü

η_m : ekvatorial çıkış düğümü ile jeomanyetik çıkış düğümü arasındaki açıdır.

ξ_m : Yörüngenin jeomanyetik ekvatora göre anlık eğimi.

Kontrol denklemi:

$$\vec{H}_{s/c} = \vec{H}_b + \vec{H}_r \quad 4.2$$

$\vec{H}$: Açısal momentum vektörüdür. Bu vektörün türevi torku verir.

$$\dot{\vec{H}}_{s/c} = \mathbf{I}_b \dot{\vec{\omega}}_b + D\dot{\psi}_b + \vec{\omega}_b \times (\mathbf{I}_b \vec{\omega}_b + D\vec{\psi}) \quad 4.3$$

$\dot{\vec{H}}$: Tork.

$\vec{\omega}$: Açısal hız vektörü.

$\dot{\vec{\omega}}$: Açısal ivme.

D : Yunuslama eksenindeki atalet matrisi bileşeni.

$\dot{\psi}$: Tekerleğin açısal ivmesi.

$$\dot{\vec{\omega}}_b = \mathbf{I}_b^{-1} \left[\left(M - D \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} - \omega_b^x \left(\mathbf{I}_b \vec{\omega}_b + D \begin{bmatrix} 0 \\ \psi \\ 0 \end{bmatrix} \right) \right) - \begin{bmatrix} -m_z B_y \\ -m_x B_z + B_x m_z \\ m_x B_y \end{bmatrix} \right] \quad 4.4$$

M : Bütün torkları (Aerodinamik, Kütle çekim gradyanı torku, Manyetik tork) ifade eder.

$D \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix}$: Tekerleğin dönüşünden sağlanan tork.

$$\omega_b^x \left(I_b \vec{\omega}_b + D \begin{bmatrix} 0 \\ \psi \\ 0 \end{bmatrix} \right) \text{Dâhili tork (Uydu üzerinde açısıl moment sahibi her element tork}$$

oluşturur.).

$$\begin{bmatrix} -m_z B_y \\ -m_x B_z + B_x m_z \\ m_x B_y \end{bmatrix} \text{Manyetik tork üretici kontrol denklemi.}$$

PID Kontrol denklemi:

$$\vec{M}_c = K_p \bar{e} + K_D \dot{\bar{e}} + K_I \int \bar{e} dt \quad 4.5$$

$\vec{M}_c$: Kontrol mekanizmasına verilecek komut torku.

$\bar{e}$: Hata.

Momentum boşaltma denklemi: Momentum tekeri 7000 RPM' e geldiğinde yapısal hasara uğramaması için manyetik tork üreticiler vasıtasıyla üzerindeki momentum alınır. Bu işlem için aşağıdaki denklem kullanılır. [33]

$$\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \frac{-k}{B^2} \begin{bmatrix} -B_z \Delta h_y \\ 0 \\ B_x \Delta h_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{k B_z \Delta h_y}{B^2} \\ 0 \\ -\frac{k B_x \Delta h_y}{B^2} \end{bmatrix} \quad 4.6$$

Δh_y : İstenmeyen moment

k : kazanç

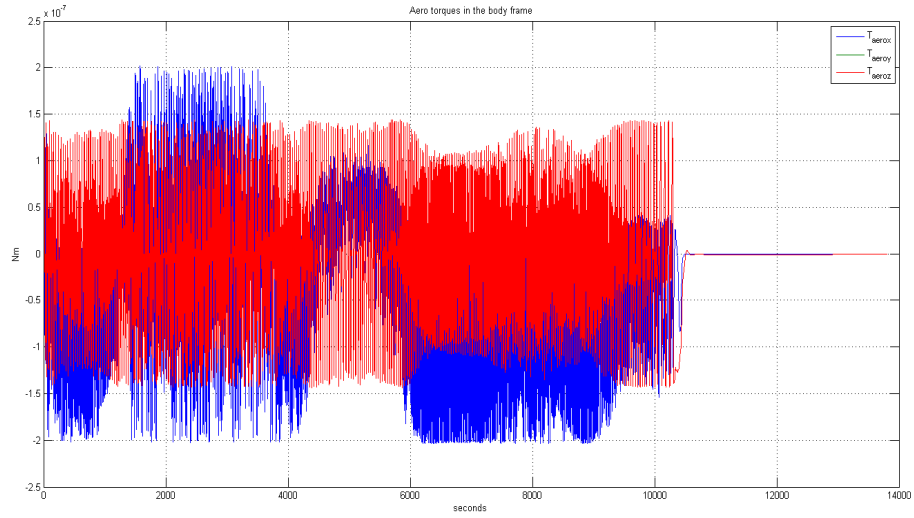
m : Uydu içindeki manyetik tork üreticilerle elde edilen dipol momentum vektörü.

B : Manyetik alan vektörü büyüklüğü

4.4 Sonuçlar

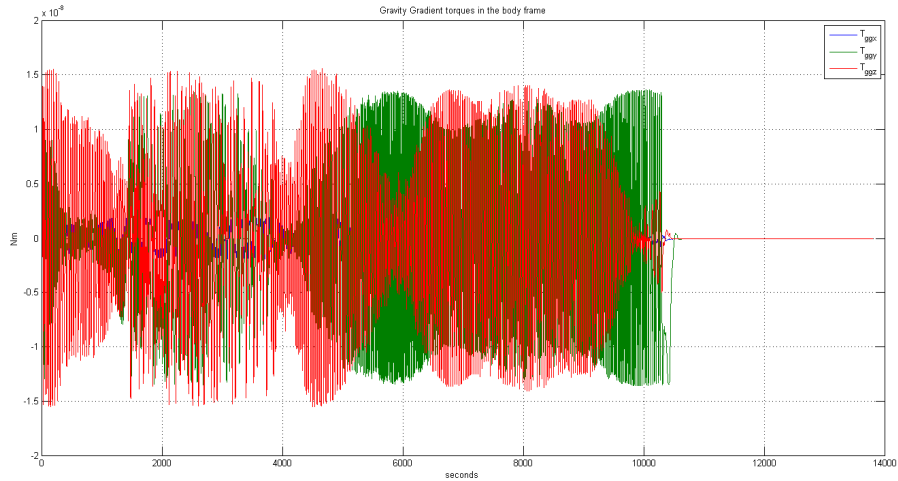
Bu bölümde uydunun ilk fırlatıldığı irtifadaki simülasyon sonuçları ile 200km irtifadaki simülasyon sonuçları verilecektir. Grafiklerde mavi renk x eksenindeki, yeşil renk y eksenindeki ve kırmızı renk z eksenindeki değerleri göstermektedir.

3-eksende 10 derece/s' lik açısal hız altında BeEagleSAT:



Şekil 4-8 UGKS’ de Aerodinamik Tork.

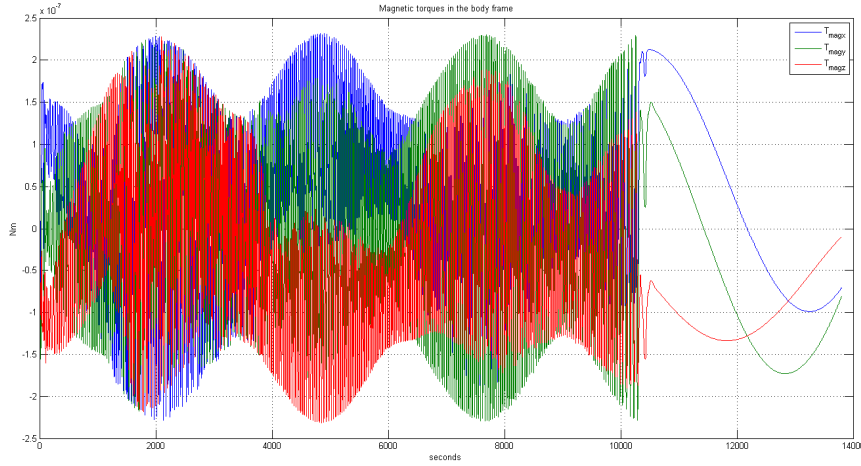
1400 saniyelik bir simülasyon sonucu uydunun kendi üzerinde bulunan koordinat sistemine göre hava sürtünmesi kaynaklı torklar. Maksimum hava sürtünmesi torku $2 \times 10^{-7} Nm$ civarındadır. Uydu nominal uçuş pozisyonunu aldığı anda aerodinamik torklar aniden büyük bir düşüş yaşamaktadır (10000’inci saniyeden sonra). Aerodinamik kuvvetler modellenirken uydunun geometrik merkezi kütle merkezi olarak kabul edilmiştir.



Şekil 4-9 UGKS’ de Kütle Çekim Gradyanı Torku

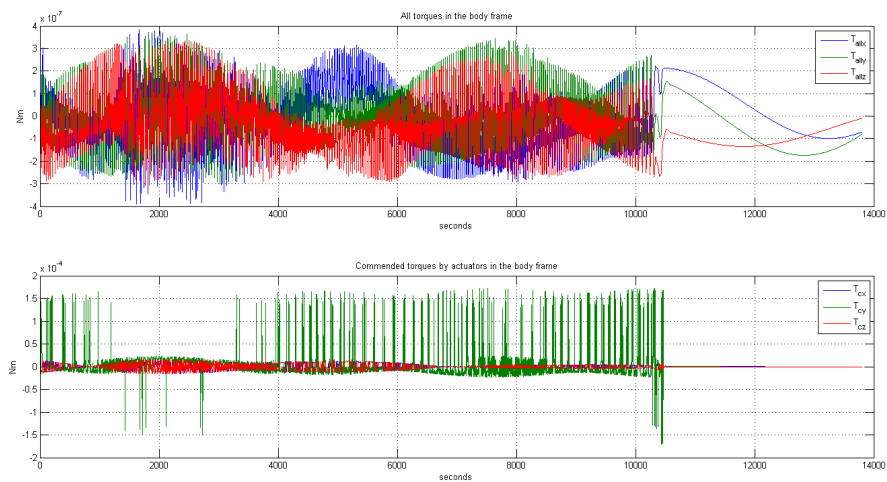
“Kütle Çekim Gradyanı” torku BeEagleSat için 382 km irtifada maksimum $1.5 \times 10^{-8} Nm$ ’dir. Uydu nominal uçuş durumunda bu tork minimum seviyelere düşer

(10000 saniyeden sonra). “ K t le  ekim Gradyanı” torku BeEagleSat için en az etkili d   tork kaynağıdır.



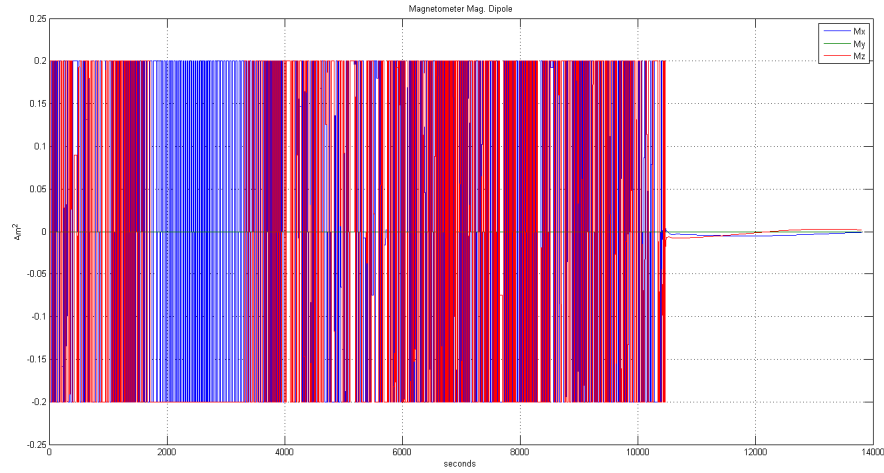
Şekil 4-10 UGKS’ de Manyetik Tork

Dünyanın manyetik alanı ve uydu içerisindeki manyetik alanının etkileşimi sonrasında uydu üzerinde bir tork olur . BeEagleSat uydusu için manyetik dipol $0.002Am^2$ olarak kabul edilmiştir. Dünyanın manyetik alan modellemesi seri açılımların en önemli bileşeni alınarak ve daha yüksek seviye ifadeleri göz ardı edilerek hesaplanmıştır. Uydunun yörüngesel hareketi de hesaplandığı için dünyanın manyetik alanı sürekli zamana göre değişim gösterir. Uydu  zerindeki bu kabullenmeler ı ığındaki maksimum tork $2.25 \times 10^{-7} Nm$ ’dir. Manyetik tork 10000 saniyeden sonra sadece uydunun yörüngesel hareketi nedeniyle değişmektedir.



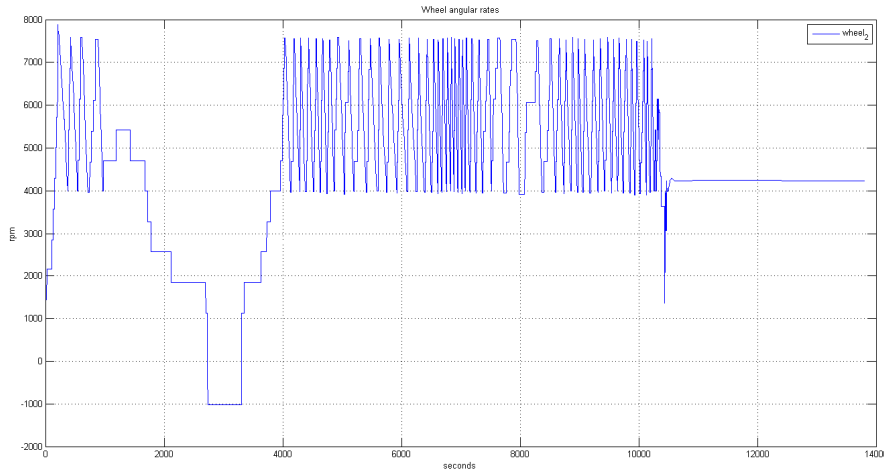
Şekil 4-11UGKS’ de Toplam Tork / Eyleyicilerin Uyguladığı Kontrol Torkları

Uydu üzerindeki tüm torklar ve kontrol aygıtlarından sağlanan torklar yukarıda görülmektedir. Reaksiyon tekerleği belirli aralıklarla sağlayabileceği maksimum torku sağlamıştır. BeEagleSat simülasyonunda kontrol algoritması ilk olarak birinci ve üçüncü eksendeki açısal hızı minimuma indirip reaksiyon tekerleğini devreye sokmaktadır. Bunun nedeni, ikinci eksenin istikrarlı eksen (Major Axis) olmasıdır. Reaksiyon tekerleği 7200 devre çıktığında kontrol algoritması tekerleği 4000 RPM' e kadar manyetik tork aygıtları vasıtasıyla boşaltır. Uydu üzerindeki maksimum dış kaynaklı tork $4 \times 10^{-7} Nm$ 'dir.



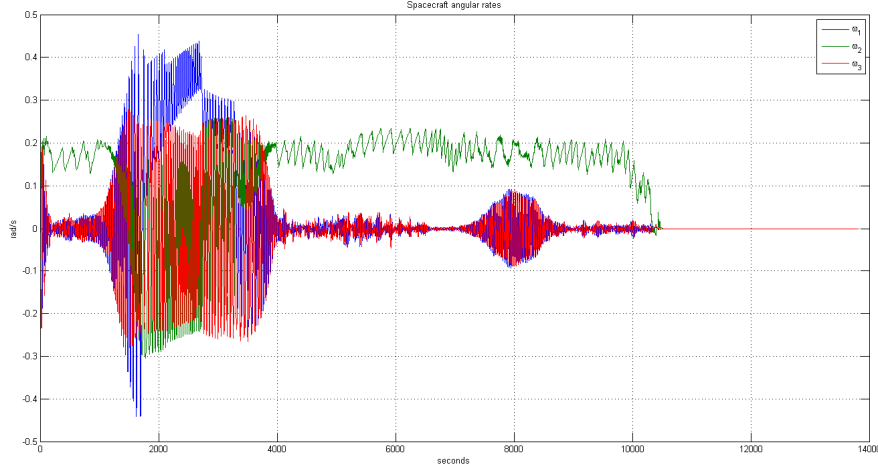
Şekil 4-12 Manyetometre Manyetik Dipolü

Manyetik tork aygıtlarının zamana göre devreye ne kadar girdikleri yukarıda gösterilmiştir. Uydunun açısal hızının küçülmesinin ardından manyetik tork aygıtları daha az devreye girmektedir. Manyetik tork aygıtlarının devreye girme zamanı ve miktarı dünyanın manyetik alanının gösterdiği değişime bağlıdır.



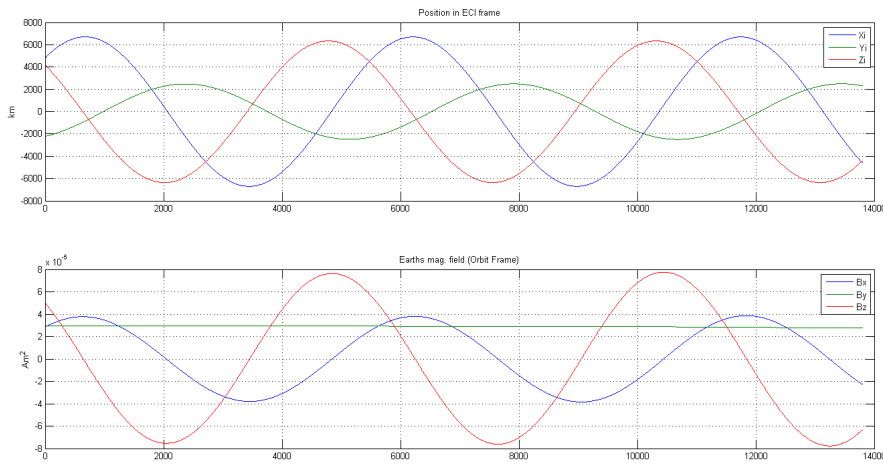
Şekil 4-13 Reaksiyon Tekerinin Açısal Hızı

Reaksiyon tekerleği uydunun y eksenindedir ve bu eksenindeki torkun kontrolünü yapar. BeEagleSat için maksimum devir 8000 iken izin verilen maksimum 7200 RPM’ dir. Yukarıda görüldüğü gibi reaksiyon tekerleği üzerindeki fazla momentum 4000 RPM’ e kadar alınır. Reaksiyon tekerleği üzerindeki fazladan momentum birinci ve üçüncü eksen de yaratılan manyetik dipol vasıtasıyla alınır.



Şekil 4-14 Uzac Aracının Açısai Hızı

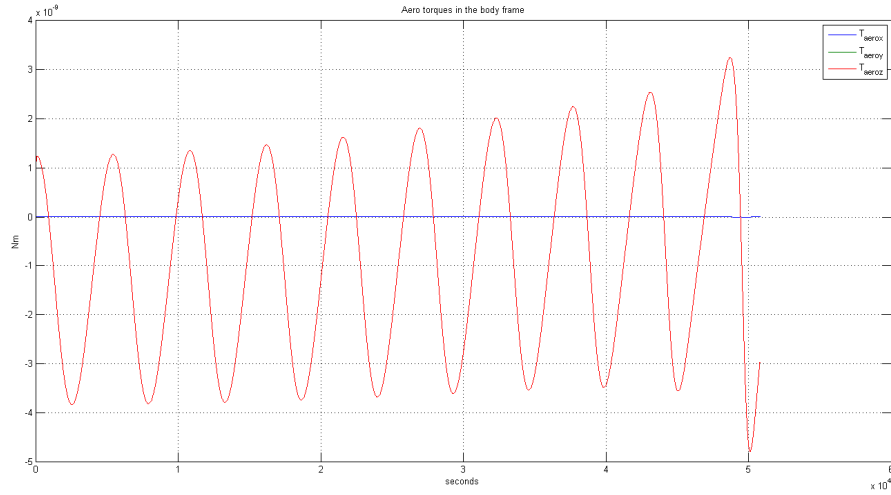
Uydunun kendi etrafında açısai hızının zamana göre değışimi yukarıda görölmektedir. Uydu birinci ve üçüncü eksen etrafındaki dönüşü belirli bir küçüklüğe ulaşmadan reaksiyon tekerleği devreye girmemektedir. Uydu her eksen de 10 derece/s’ lik bir açısai ilk hız ile simölasyona başlamış ve 11800’üncü saniyede nominal uçuş durumuna kavuşmuştur. Burada en önemli husus sahip olunan yönelim ve kontrol aygıtları ile istikrarsız eksen deki açısai hızı kontrol altında tutmaktır. Kazanç değeri lerinin farklı koşullar altında değışkenlik göstermesi kaçınılmazdır.



Şekil 4-15 DMEKS’ deki pozisyon / UYKS’ de Dünyanın Manyetik Alanı

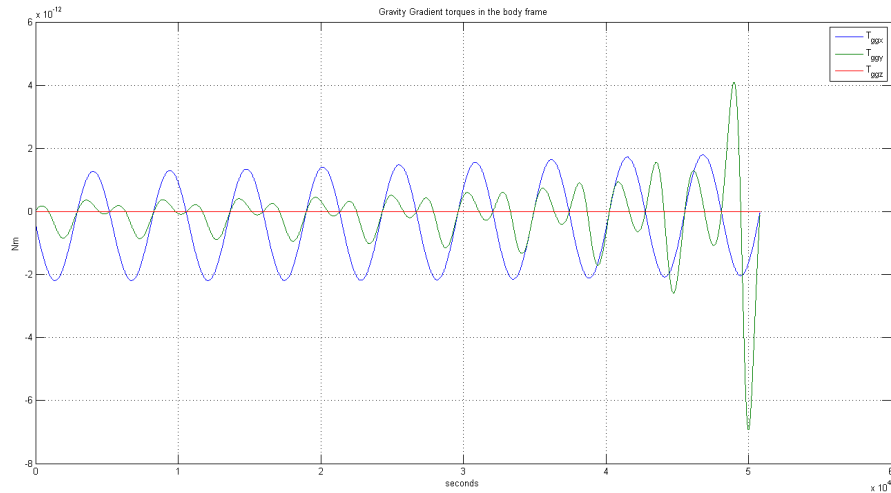
Uydunun pozisyon vektörü ve uydunun yörüngesindeki konumuna göre etkisinde kaldığı manyetik alan yukarıda görüldüğü gibidir. Uydunun DMEKS' ne göre x ve z eksenleri ile dünyanın manyetik alanının UYKS' ne göre x ve z eksenlerindeki uydunun konumuna göre değeri benzerlik göstermektedir. Uydunun etkisi altında kaldığı dünyanın manyetik alanı y ekseninde uydunun yörüngesinin eğimine bağlı değişim göstermektedir.

200 km irtifada nominal uçuş simülasyonu:



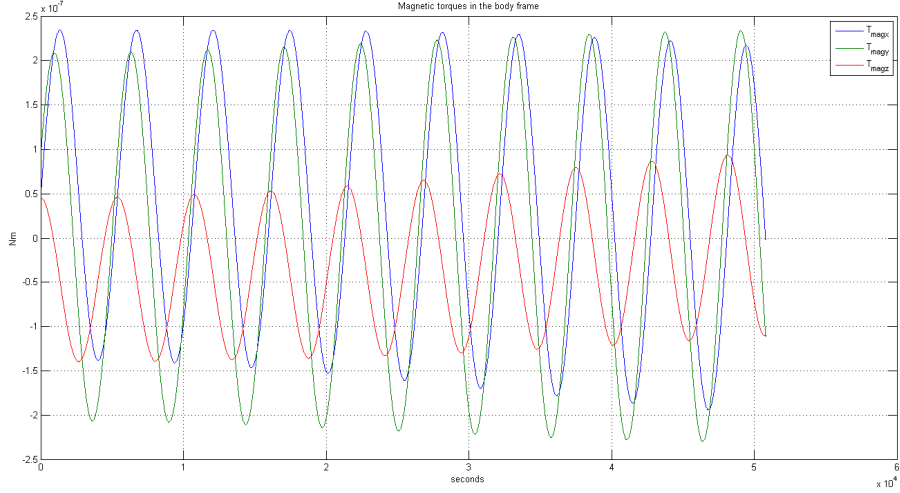
Şekil 4-16 UGKS' de Aerodinamik Tork

200 km irtifada nominal uçuş simülasyonunda aerodinamik tork baskın olarak z eksenini etrafında görülmektedir. Maksimum değerine 50000'inci saniyede ulaşmakta olup $5 \times 10^{-9} Nm$ 'dir. Aerodinamik tork etkisinin zaman içerisinde arttığı gözlenmiştir.



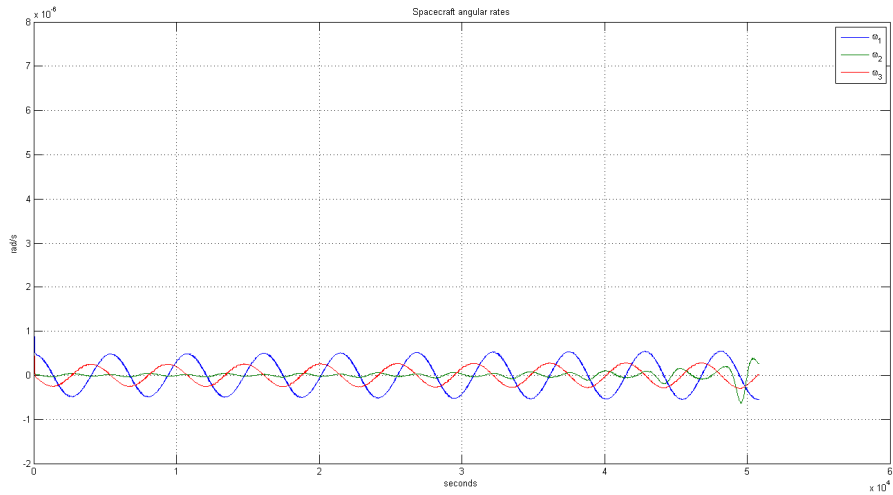
Şekil 4-17 UGKS' de Kütle Çekim Gradyanı Torku

Kütle Çekim Gradyanı Torkunun 50000'inci saniyeye kadar sabit olduğu görülmektedir. Maksimum değerine 50000'inci saniyede ulaşmış olup, $6.5 \times 10^{-12} Nm$ 'dir.



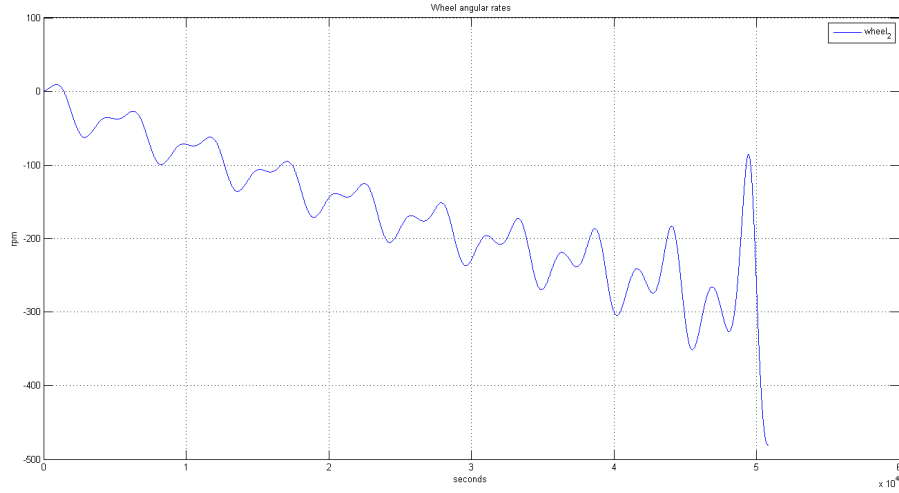
Şekil 4-18 UGKS' de Manyetik Tork

Manyetik torkun maksimum değeri $2.25 \times 10^{-7} Nm$ olup, sabit bir trend izlemektedir. Manyetik tork hesaplaması yapılırken her zaman dünyanın manyetik alanı ile uydu içerisindeki manyetik dipolün birbirine dik olduğu varsayımı yapılmıştır.



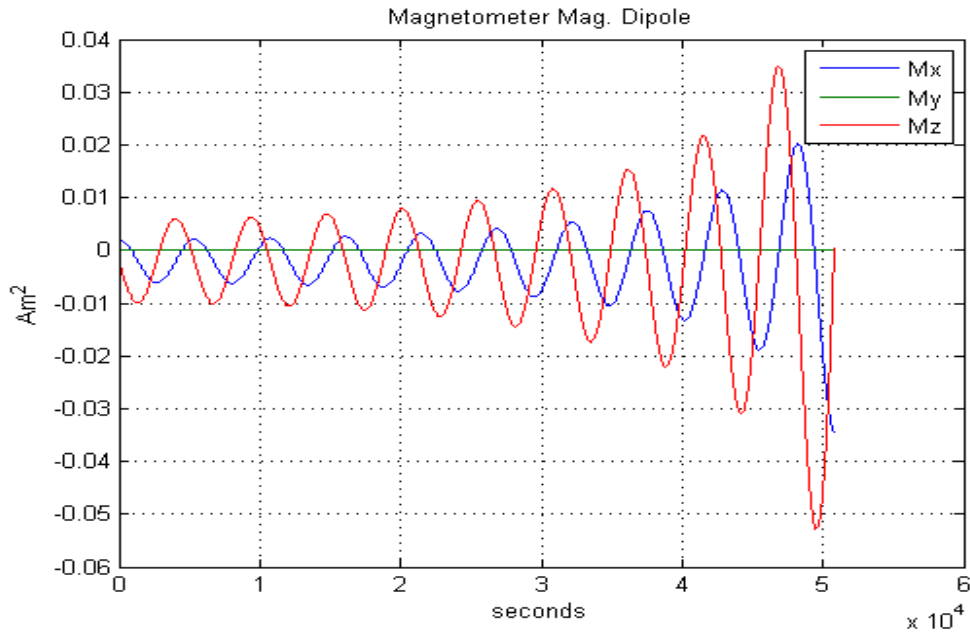
Şekil 4-19 Uzay Aracının Açısal Hızı

BeEagleSat uydusunun kendi etrafındaki açısal hız değişimi 4000'inci saniyeye kadar sabit trend izlemekte olup, 4000-5000 saniyeler arasında ikinci eksen etrafında (y-ekseni) açısal hız değişim oranının frekansının arttığı açıkça görülmektedir.



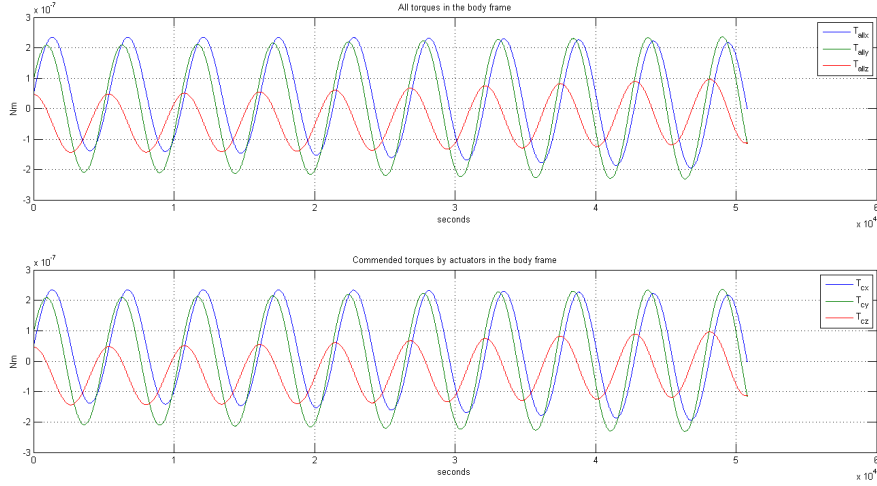
Şekil 4-20 Reaksiyon Tekerı Açısal Hızı

Yukarıda reaksiyon tekerleğinin uydunun nominal uçuş oryantasyonunu korumak için devrinin arttığı görülmektedir. Bu nedenle reaksiyon tekerleğinden fazla momentumun alınması azami öneme sahiptir. Çünkü alçak irtifada aerodinamik torkların büyük etkisi uyduyu bir daha kurtarmanın mümkün olmadığı açısal hızlara ulaştırabilir.



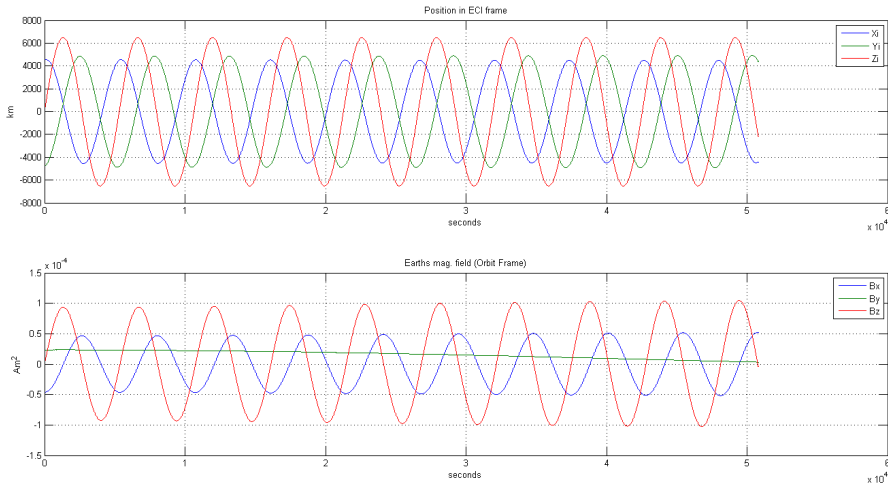
Şekil 4-21 Manyetometre Manyetik Dipolü

Manyetik tork aygıtları da reaksiyon tekerleği gibi uydunun nominal uçuşunu korumak için artan bir trendde uydu içerisinde manyetik alan oluşturmaktadır. En önemli husus manyetik tork aygıtlarının maksimum değeri olan $0.2 Am^2$ 'ye ulaşmasıdır.



Şekil 4-22 UGKS’ de Toplam Tork / Eyleyicilerin Uyguladığı Kontrol Torkları

Uydunun dış torklar etkisinin toplamı ve buna karşı uyguladığı kontrol torkları yukarıda görüldüğü gibi aynı patterni izlemektedir. Bu durum uydunun nominal uçuşunu koruması için bir gerekliliktir.



Şekil 4-23 DMEKS’ deki pozisyon / UYKS’ de Dünyanın Manyetik Alanı

Uydunun pozisyon vektörü ve uydunun yörüngesindeki konumuna göre etkisinde kaldığı manyetik alan yukarıda görüldüğü gibidir. Uydunun DMEKS’ ne göre x ve z eksenleri ile dünyanın manyetik alanının yörünge referans koordinat sistemine göre x ve z eksenlerindeki uydunun konumuna göre değeri benzerlik göstermektedir. Uydunun etkisi altında kaldığı dünyanın manyetik alanı y ekseninde uydunun yörüngesinin eğimine bağlı değişim göstermektedir.

KAYNAKLAR

- [1] **FRANÇOIS-LAVET, V. (2010).** Study of passive and active attitude control systems for the OUFTI nanosatellites (Doctoral dissertation, MS Thesis, Faculty of Applied Sciences, University of Liège)
- [2] **BOTMA, P. J. (2011).** The Design and Development of an ADCS OBC for a CubeSat (Doctoral dissertation, Stellenbosch: Stellenbosch University).
- [3] **SHIROMA, W. A., MARTIN, L. K., AKAGI, J. M., AKAGI, J. T., WOLFE, B. L., FEWELL, B. A., & OHTA, A. T. (2011).** CubeSats: A bright future for nanosatellites. Central European Journal of Engineering, 1(1), 9-15.
- [4] **KAPLAN, C. (2006).** Leo satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques (Doctoral dissertation, MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY).
- [5] **HUSSEIN, I. (2008).** Attitude Control Systems (Doctoral dissertation, Worcester Polytechnic Institute).
- [6] **BAK, T. (1999).** Spacecraft Attitude Determination: A Magnetometer Approach (Doctoral dissertation, Videnbasen for Aalborg Universitet VBN, Aalborg Universitet Aalborg University, Det Teknisk-Naturvidenskabelige Fakultet The Faculty of Engineering and Science, Institut for Elektroniske Systemer Department of Electronic Systems).
- [7] **REICHEL, F. (1986).** Attitude Determination of UWE-3. (Master Thesis, Department of Computer Science, Robotics and Telematics, Julius-Maximilians-University Würzburg)
- [8] **MEY, P. H. (2011).** Development of attitude controllers and actuators for a solar sail cubesat (Doctoral dissertation, Stellenbosch: University of Stellenbosch).
- [9] **KARATAŞ, S. (2006).** Leo Satellites: Dynamic Modelling, Simulations And Some Nonlinear Attitude Control Techniques (Doctoral dissertation, MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY).
- [10] **BAK, T., WISNIEWSKI, R., & BLANKE, M. (1996, February).** Autonomous attitude determination and control system for the Ørsted satellite. In Aerospace Applications Conference, 1996. Proceedings., 1996 IEEE (Vol. 2, pp. 173-186). IEEE.
- [11] **KONIGER, M. E. (1989, May).** Sensors for space applications. In CompEuro'89., VLSI and Computer Peripherals. VLSI and Microelectronic Applications in Intelligent Peripherals and their Interconnection Networks', Proceedings. (pp. 3-68). IEEE.
- [12] **SOFYALI, A. (2010).** Küçük uydularda doğrusal olmayan yönelme dinamiği ve üç eksenli manyetik PD ve kayma kipli kontrolcü tasarımı. (Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak ve Uzay Mühendisliği).

- [13] **KUTLU,A., ÖZGEN, C. (2008).** Design Of Kalman Filter Based Attitude Determination Algorithms For a Leo Satellite and For a Satellite Attitude Control Test Setup (Doctoral dissertation, MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY).
- [14] **Webb Page:**
http://www.aero.polimi.it/~bernelli/bacheca/didattica/ADCS_notes_part2.pdf
 (Course Notes/Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Alındığı Tarih 20 Ocak 2014)
- [15] **BANGERT, P. (2012).** Attitude Determination of UWE-3. .(Master Thesis, Space Science and Technology, Julius-Maximilians-University Würzburg).
- [16] **ELFVING, J. (2002).** Attitude and Orbit Control for small satellites.
- [17] **ERKAL, B. (2013).** Uydu yöneliminin bulanık değişken yapıli kontrolcü ile denetimi. (Doktora Tezi, Karabük Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektrik-Elektronik Mühendisliği).
- [18] **ABBAS, N. N., JUN, L. Y.,(t.y.).** Design Architecture of Attitude Determination and Control System of ICUBE. 9th Annual Spring CubeSat Developers' Workshop, USA
- [19] **KROGH, K., & SCHREDER, E. (2002).** Attitude determination for AAU CubeSat.(Aalborg University)
- [20] **Webb Page:**
https://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/designees_delegations/designee_types/ame/media/Section%20III.4.3.1%20Space%20Vehicle%20Control%20Systems.pdf
 (Alındığı Tarih 20 Ocak 2014)
- [21] **KARATAS, S. (2006).** BILSAT-1: attitude dynamics and some nonlinear control techniques.
- [22] **RAWASHDEH, S. A. (2010).** Passive attitude stabilization for small satellites. (University of Kentucky Master's Theses)
- [23] **ERIKSSON, G. (2012).** Master Thesis Report (30ECTS).
- [24] **DERMAN, H. Ö. (1999).** 3-Axis attitude control of a geostationary satellite(Doctoral dissertation, MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY).
- [25] **OSE, S. S. (2004).** Attitude determination for the Norwegian student satellite nCube. Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, Norway.
- [26] **SVARTVEIT, K. (2003).** Attitude determination of the NCUBE satellite. NTNU, June.
- [27] **FAUSKE, K. M. (2003).** Attitude stabilization of an underactuated rigid spacecraft. Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Technology and Science.
- [28] **BRÅTHEN, G. (2013).** Design of Attitude Control System of a Double CubeSat.
- [29] **DAVIS, J. (2004).** Mathematical modeling of Earth's magnetic field. Technical Note, Virginia Tech, Blacksburg.
- [30] **Webb Page:** <https://www.qb50.eu/> (Alındığı Tarih, 18 Nisan 2014)

- [31] **VISAGIE, L. (2013).**QB50 ADCS Interface Control Document (Document Version 2.2)
- [32] **McELVAIN,R.J. (1962).**Satellite Angular Momentum Removal Utilizing the Earth's Magnetic Field. Space Systems Division, Hughes Aircraft Co., El Segundo, CA.
- [33] **SIDI, Marcel J. (2006).** Spacecraft Dynamics & Control

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Ali ALPARSLAN
Doğum Yeri ve Tarihi : Ermenek/Karaman 1981
E-Posta : alialparslann@gmail.com
Lisans : HHO Elektronik Mühendisliği Bölümü

Mesleki Deneyim ve Ödüller: HHO Elektronik Mühendisliği bölümünden 2002 yılında mezun olmuştur. Takiben 2'nci Ana Jet Üs K.lığında bir yıl süreyle uçuş eğitimi almıştır. 2004 yılında Hava Sınıf Okulları K.lığından Kontrol İhbar Subayı olarak mezun olmuş ve Önleme Kontrolörü olarak ilk Kıt'a görevine atanmıştır. Çeşitli birliklerde bu görevi icra etmiş ve 2011-2014 yılları arasında NATO Hvd.Erk.İhb.Kont.İleri Hrk.Tb.K.lığında Harekat Kısım Amiri olarak görev almıştır.