TEKNOFEST 2022
Dikey İnişli Roket Yarışması
Atışa Hazırlık Raporu (AHR)
Sunuşu
Aphelion VL

Takım Yapısı

Ali Fuat Ergenç
Takım Danışmanı
İstanbul Teknik Üni. Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Doktor Öğretim Üyesi

Osman Zeki Dursun
Takım Kaptanı
İstanbul Teknik Üniversitesi Gemi ve Deniz Teknolojisi Mühendisliği 1. Sınıf

Zeynep Rumeysa Yenel
Aerodinamik
Boğaziçi Üniversitesi
Fizik 2. Sınıf

Anıl Efe Çoban
Aviyonik
Marmara Üniversitesi
Fizik 1. Sınıf

Süeda Erol
Yapısal
Marmara Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği 1. Sınıf

Anıl Aydın
Yapısal
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 1. Sınıf

Mehmet Emir Sağıroğlu
Aviyonik
İstanbul Teknik Üniversitesi
Elektronik Haberleşme Mühendisliği 1. Sınıf

Beyza Nur Tekeç
Pnömatik
İstanbul Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği 1. Sınıf

Berkay Yılmaz
Aerodinamik
Marmara Üniversitesi
Fizik 1. Sınıf

Genel Tasarım

Genel Tasarım

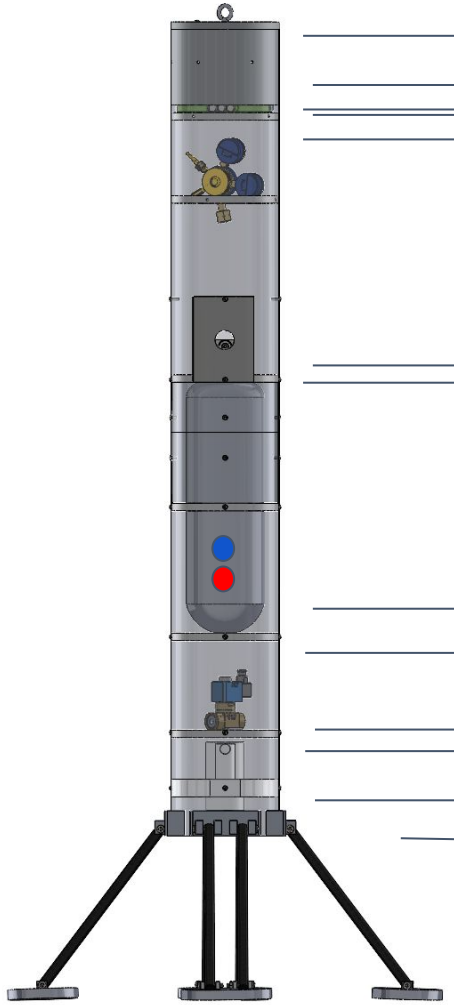
Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler		
	Değer	Yorum
Boy (metre):	2.05	Roket Toplam Uzunluğu
Çap (metre):	0.216	Roket Dış Çapı
Statik Marjin :	1.07 cal	CG ile CP arasındaki farkın dış çapa bölümü
Roket Toplam Kütlesi :	18.343	Kilogram olarak toplam kütle
Roket Atalet Momenti Matrisi:	[10.01 0 0; 0 10.01 0; 0 0 0.95]	Pozitif tensör notasyonu ile yazılmıştır.
Gaz Tank Hacmi :	6.8 L	Kuru hava kompozit gaz tankı
Gaz Tank Dolum Basıncı :	230 Bar	Tesisata uygun gaz basıncı

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri		
	Değer	Yorum
İtki Başlangıç irtifası :	24.2	Gecikme süresiyle beraber simüle edilen değerdir.
En yüksek İvme (a_{max}):	9.801	İtki öncesi yer çekimi ivmesidir.
En Yüksek Hız(m/s):	4.6	Yavaşlamadan önceki maksimum hız değeridir.
Belirlenen İrtifa(m):	25	İtki-kuvvet grafiğine göre belirlenen irtifa değeridir.

İtki Sistemi		
	Değer	Yorum
Lüle sayısı :	1	Hareketli nozüldür.
Tek Bir Lülenin İtki Kuvveti :	255	Nozülden maksimum çıkan kuvvettir.
Lüle Tasarım Mach Sayısı :	1.17	Analiz edilen değerdir.
Lüle Giriş Basıncı :	45	Bar cinsindendir.
Toplam Kütlesel Debi :	0.2	İtki denkleminden elde edilen değerdir. Birimi kg/sn'dir.

Güdüm Kontrol Sistemi		
	Değer	Yorum
Ağırlık Merkezi (Cg) etrafındaki Moment Vektörü:	[0 0 0.506]	Birimi metredir.
(Zorunlu) Aktif Kontrol Sistem Tasarımı	Var	Nozül hareketi
(Zorunlu değil) Pasif Kontrol Sistem Tasarımı	Yok	Aktif kontrol tercih edilmiştir.

Genel Tasarım



Burun (165 mm)

Aviyonik Sistem (15 mm)

Bağlantı Elemanları ve Regülatörler (505 mm)

Tank Sistemi (498 mm)

Güdüm Kontrol Sistemi (178 mm)

Ana İtki Sistemi Lülesi (165 mm)

İniş Takımı (250 mm)

CG

CP

Roket
Toplam Uzunluk: 205 cm
Max. çap: 216 mm
Toplam Ağırlık: 18343,26 g
Statik Marjin: 1.07 cal

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Atış Öncesi Süreç Tablosu				
İşlemin sırası	Süreç Kodu	Görevli personel/personeller	Süreç Tanımı	Risk Faktörleri
1	A001	Beyza Nur Tekeç Zeynep Rumeysa Yenel	Ürünlerin ve ekipmanların kontrolü	Eksik veya hasarlı parça olması
2	A002	Osman Zeki Dursun Zeynep Rumeysa Yenel Anıl Efe Çoban	Otopilot yazılımının ve uçuş bilgisayarlarının kontrolü	Son yazılımın yüklenmemiş olması / Pillerin boş olma ihtimali
2	A003	Anıl Aydın Süeda Erol Mehmet Emir Sağıroğlu	Roketin tüm parçalarının montajlanması	Hortum bağlantılarında sızdırmazlık yaşanması
4	A004	Beyza Nur Tekeç Osman Zeki Dursun	Tank dolumunun yapılması	Dolum arayüzünde sızdırma olması
5	A005	Anıl Aydın Mehmet Emir Sağıroğlu	Sızdırmazlık kontrolü ve roketin vince bağlanmasına hazır olması	Bağlantıların tam sıkılmamış olması / Mapa somunun sıkılmaması

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Operasyon Süreç Tablosu					
İşlemin sırası	Süreç Kodu	Görevli personel/personeller	Süreç Tanımı	İrtifa Aralığı [m]	Risk Faktörleri
1	B001	Beyza Nur Tekeç Osman Zeki Dursun Anıl Efe Çoban	1) Pnömatik sistemin itkiyi sağlaması 2) Lüle hareketi ile roketin pozisyonlanması	0-25	1) Pnömatik bağlantı elemanlarında sızdırmazlığın sağlanamaması. 2) Lüle hareketini sağlayan mekanik aksamlarda arıza oluşması.
2	B002	Anıl Aydın Mehmet Emir Sağıroğlu	1) Roketin mapa ile vince asılması. 2) Uçuş bilgisayarının serbest düşmeyi algılaması ve itki sistemini aktif hale getirmesi.	25-20	1) Mapa bağlantısının dayanımına yönelik riskler. 2) Serbest düşüşün aviyonik tarafından geç algılanması veya donanımsal bir problem sebebiyle itki sisteminin aktif hale gelmemesi.
3	B003	Osman Zeki Dursun Zeynep Rumeysa Yenel	Otopilot sisteminin devreye girmesiyle roketin dikey pozisyonlanmasının ve yavaşlamasının kontrolü.	25-1	Türbülansın fazla gelebilmesi sebebiyle güdüm sisteminin aşırı yüklenmesi ve roketin yalpalanması
4	B004	Süeda Erol Anıl Aydın	Roketin itkisinin kesilmesi ve iniş takımı yardımıyla yumuşak inişin gerçekleşmesi	1-0	Roketin itkisinin donanımsal bir problem sebebiyle erken / geç kesilmesi. İniş takımının yeterli dayanıma sahip olamaması.

Operasyon Konsepti (CONOPS)

İniş Sonrası Süreç Tablosu				
İşlemin sırası	**Süreç Kodu**	**Görevli personel/personeller**	**Süreç Tanımı**	**Risk Faktörleri**
1	C001	Anıl Aydın Osman Zeki Dursun	Roket gövde ve parçalarının hasar tespitinin yapılması	Gövdenin tamir edilemez hasar alması
2	C002	Mehmet Emir Sağıroğlu Süeda Erol	İkinci atış gerekirse hasarlı parçaların değişimi	Yedek parça kalmaması
3	C003	Zeynep Rumeysa Yenel Osman Zeki Dursun Anıl Efe Çoban	Yazılımın ve elektronik bağlantıların gözden geçirilmesi	Otopilot algoritmasında sorun olması
4	C004	Anıl Aydın Beyza Nur Tekeç	Değişen parçaların montajı ve işlevsellik kontrolü	Gaz sızdırmazlığı
5	C005	Anıl Aydın Süeda Erol Osman Zeki Dursun	Roketin ikinci atışa hazır hale getirilmesi	Tankın doldurulamaz hale gelmesi

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Yedek Parça Envanteri Tablosu			
Yedek Parça Kodu	**Yedek Parça İsmi**	**Adet**	**Yedek parça gereksinimini doğuracak risk faktörünün süreç kodu**
YP001	3/8" dirsek	10	A001
YP002	Süper Pul	30	A003
YP003	Teflon Bant	2	A003
YP004	Hortum	4-5	A001
YP005	Pil	3	A002
YP006	Nipel	10	A001, A002

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Görev Dağılımı Tablosu			
Görevli Personel	Görevli olduğu süreç kodları	Görevli olduğu süreç sayısı	Görevlinin Tasarımdaki Rolü
Osman Zeki Dursun	A002, A004, C001, C003, C005	5	Uçuş bilgisayarı tasarımı
Beyza Nur Tekeç	A001, A004, C004	3	Pnömatik devre tasarımı, ürünlerin seçimi
Süeda Erol	A003, C002, C005	3	Yapısal CAD ve üretim sorumlusu
Anıl Aydın	A003, A005, C002, C004, C005	5	Yapısal CAD ve üretim sorumlusu
Zeynep Rumeysa Yenel	A001, A002, C003	3	Uçuş algoritması simülasyon sorumlusu
Mehmet Emir Sağıroğlu	A003, A005, C002	3	Montaj sorumlusu

Roket Alt Sistem Detayları

Pnömatik Sistem Tasarımı

Boru:İç çap 4,8 mm dış çap 9,7 mm

Basınç: Tanktan çıkan 230 bar ana itki sistemi vanasına 45 bar olarak ulaşır.

Sıcaklık: 296 Kelvin

Debi: Regülatörden çıkan: 150 m^3/h

Bağlantı Parçaları: T rakor & BSP rakorlar

Kısma elemanları: Solenoid vana (Kv:48 L/dk Sıcaklık Aralığı:-10° C+80°C
Basınç:0-70 bar)

Ana İtki Sistemi Lülesi;

Mach sayısı: 1.17

Giriş toplam basıncı: 45 Bar

Boğaz çapı: 20 mm

Pnömatik Sistem Tasarımı - Detay

Pnömatik Sistem Güncelleme Tablosu		
Kritik Tasarım	**Güncel Tasarım**	**Yapılan değişimin açıklaması**
Kuru havanın ana itki sistemi lülesine ve üst gövdede toplamda 2 eksende (±x, ±y) ve toplamda 4 yönde olmak üzere roketin çevresinde bulunan kontrol tahrik sistemi lülelerine dağılması	Pnömatik devremiz gaz tankından çıkan kuru havanın ana itki sistemi lülesine dağılması ve lülenin hareket ettirilerek kontrolünün sağlanması hedeflenerek tasarlanması	Ana lülenin hareket ettirilerek yeterli itkiyi sağlayacağı görülmüş olup, roketin ağırlığı azaltılıp boyu kısaltılarak kontrol kolaylığı sağlanmış ve maliyet açısından da tek lülenin uygun olacağına karar verilmiştir.
Gaz dolum arayüzünün yalnızca quick kaplin kullanılarak tasarımı	Gaz dolumunda quick kaplinin yanında çekvalf ve nipel kullanımı	Çekvalf kullanılmadığı takdirde dolum aşamasında dolum arayüzünden gaz sızabileceği tespit edilmiştir.
0.5 Kv değerine sahip solenoid vana kullanımı	48 Kv değerine sahip solenoid vana kullanımı	Yüksek debi geçirgenliği açısından vana değişimine karar verilmiştir.
Kontrol tahrik sistemi lülerinde istenilen basıncın 40 bar, ana itki sistemi lülesinde istenilen basıncın 100 bar olması sebebiyle 2 regülatör kullanımı	Kontrol tahrik sistemi lüleleri tasarımdan kaldırılaarak ana itki sistemi lülesinde istenilen basıncın xx bar olması sebebiyle tek regülatör kullanımı	Regülatör boy ve çap açısından büyük boyutlarda olduğundan rokette ağırlığa sebep olmuştur ve tasarım tek lüle de kullanılması sebebiyle tek regülatör kullanılarak yenilenmiştir.

Pnömatik Sistem Tasarımı - Detay

Pnömatik Sistem Özet Tablosu										
Ürün Adı	**Web Sitesi**	**Giriş Çapı**	**Çıkış Çapı**	**Maksimum Operasyon Basıncı [bar]**	**Maksimum Operasyon Sıcaklığı [°C]**	**Çalışma Basıncı [bar]**	**Çalışma Sıcaklığı [°C]**	**Debi Geçirgenliği [g/s]**	**Adeti**	**Birim Kütlesi**
Regülatör 1	https://www.yildizgaz.com.tr/tr-TR	Giriş Bağlantısı: W 21.80 x1/14"	Çıkış Bağlantısı:G 3/8" Tesisat	230 bar	120°C	0-230 bar	-40°C+100°C	45833.33 g/s	1	900 g
Hortum	https://www.ormanlar.com.tr/	İç Çap:4,7 mm	Dış Çap:9,7 mm	1200 bar	150°C	350 bar	-40°C+100°C	4512.11 g/s	4 metre	141 g
Solenoid Vana	https://www.smstork.com/	3/8"	3/8"	70 bar	100°C	100 bar	-10°C+80°C	33611.11 g/s	1	700 g
T Rakor	https://hidropaks.com.tr/	3/8"	3/8"	350 bar	200°C	300 bar	-40°C+100°C	33611.11 g/s	1	111 g

Pnömatik Sistem Testleri

Sızdırmazlık Testi: Tankın dolumu 230 bar olarak kompresörden doldurulduktan sonra regülatör üzerindeki giriş basıncı manometresinden okunacaktır. Dolum imkanı elimizde olmadığından ötürü ticari kompresör makinalarında doldurtulacaktır. Tankın bağlantıları ile tüm montajı tamamlandıktan sonra tank vanası açık halde iken 1 saat boyunca bekletilecek ve hortum bağlantılarından sızıntı olup olmadığı daha sonrasında regülatör üzerindeki manometreden okunarak anlaşılacaktır. Tank basıncı 230 bar olduğundan dolayı başarılı test için basıncın 218.5 bar altına düşmemesi gerekmektedir.

Sızdırmazlık Testi Görev Dağılımı	
Beyza Nur Tekeç	Tank dolumu
Süeda Erol / Anıl Aydın	Roketin montajı
Beyza Nur Tekeç / Osman Zeki Dursun	Hortum bağlantıları
Beyza Nur Tekeç	Basınç ölçümü

Test Videosu Linki: https://youtu.be/E_TRAmQZTlc

Pnömatik Sistem Testleri

Ana İtki İşlevsellik Testi: Ana itki sistemi işlevsellik testi için öncelikle ana itki sistemi montajı tamamlanmış devamında kuru hava çıkışını sağlayacak selenoid vana ile aviyonik bağlantıları gerçekleştirilmiştir. Bütün montaj işlemleri tamamlandıktan sonra test için hazır olan sistem hareket etmeyecek şekilde yatay olarak sabitlenmiştir. Aviyonikten giden akım ile selenoid vana açılmış ve itki gözlemi başlamıştır. Kuru havanın lüleden etkin bir şekilde çıkış yaptığı ve istenilen itkinin sağlandığı gözlemlenmiştir. Video devamında test 5 kere tekrar edilmiş ve herhangi bir probleme rastlanılmamıştır.

Ana İtki İşlevsellik Testi Görev Dağılımı	
Yapısal montajın tamamlanması	Anıl Aydın / Süeda Erol
Pnömatik bağlantıların kontrolü	Beyza Nur Tekeç
İtki çıkışının gözlemi	Osman Zeki Dursun

Test Videosu Linki: https://youtu.be/nec3hvl0t3I

Pnömatik Sistem Testleri

Tasarım Fonksiyonellik Testi: Ana itki sisteminin gerekli kuvvet ve momentleri sağladığını test etmek için oluşturulmuş düzenektir. Roketin aviyonik, pnömatik gibi alt sistemlerinin montajı tamamlandıktan sonra halat ile asılı konuma getirilmiştir. Aviyonik aktivasyonu gerçekleştirildikten 10 saniye sonra ana itki sistemi tetiklenmiştir. Aviyonikten gelen servo motor açı girdileri ile lüle hareketi sağlanmakta ve roketin açısal pozisyonunda istenilen değişimler gözlemlenmektedir.

Tasarım Fonksiyonellik Testi Görev Dağılımı	
Roket montajının tamamlanması	Süeda Erol / Beyza Nur Tekeç / Anıl Aydın
Aviyonik test kodunun yazılması ve bağlantıların gerçekleştirilmesi	Anıl Efe Çoban
Roketin halatla asılması	Anıl Aydın / Emir Sağıroğlu
Aviyoniğin aktifleştirilmesi	Osman Zeki Dursun

Test Videosu Linki: https://youtu.be/zvg1h_DW5HI

Mekanik Sistem Testleri

Yapısal Bütünlük Testi: Roketin iniş takımının hasarsız bir inişi sağlayabildiğini kanıtlamak için gerçekleştirilen dayanım testidir. Kontrol algoritmasında inişe 0.2 m kala itki kapatılmaktadır. Gerçekleştirilen düşme testi risk durumlarında yapısal bütünlüğün korunduğundan emin olunmak adına 1 m yükseklikten gerçekleştirilmiştir. Halatla ağırlık merkezinden geçen merkez ekseninden roket bağlanmış ve yerden 1 m yüksekte asılı konuma getirilmiştir. Halat serbest bırakıldığında iniş takımında veya roketin bütününde bir hasar oluşmadığı görülmüştür. Test başarılı kabul edilmiştir.

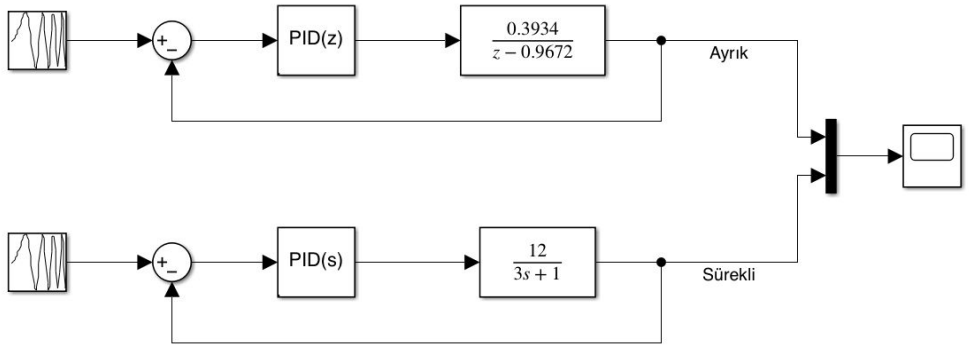
Yapısal Bütünlük Testi Görev Dağılımı	
Roketin genel montajının tamamlanması	Mehmet Emir Sağıroğlu / Beyza Nur Tekeç
İniş takımının gövdeye montajı ve kontrolü	Süeda Erol
Roketin halatla havada asılı tutulması / bırakılması	Anıl Aydın / Osman Zeki Dursun

Test Videosu Linki: https://youtu.be/NHt4rHOOJ5E

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik

Nihai Kontrol Sistemi ve Ayrıklaştırma Yöntemi

Otopilot yöntemi olarak PID kontrolü kullanılmaktadır. Sistemde PID'den transfer fonksiyonuna giden değer kontrol girişi olan lüle açısıdır (*deflection angle*). Transfer fonksiyonundan ise sistemin çıktısı olan Euler açısı çıkmaktadır. Transfer fonksiyonu elde edilirken öncelikle roket dinamik modeli Simulink'te oluşturulmuş, modelin Simulink içerisinde yer alan *Linear Analysis* uzantısı ile doğrusallaştırması gerçekleştirilerek durum uzayı gösterimine ulaşılmıştır. Son olarak Matlab içerisinde yer alan *ss2tf()* komutu ile durum uzayından transfer fonksiyonu elde edilmiştir.



Şekil: Ayrık Zaman ve Sürekli Zaman Otopilot Tasarımları

Roket dinamik modeli sürekli zamanda olup elde edilen PID kontrolü sürekli zamandadır. Ayrıklaştırma işlemi yaygınlığı ve çalışma kolaylığı sebebiyle *Forward Euler* Yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. *Forward Euler* yöntemi çok küçük örnekleme zamanlarında çalışmaktadır.[1] Böylece örnekleme zamanı 0.1 s olarak belirlenmiştir. Transfer fonksiyonunun ayrıklaştırılması Matlab'de yer alan *c2d()* komutu ile tamamlanmıştır.

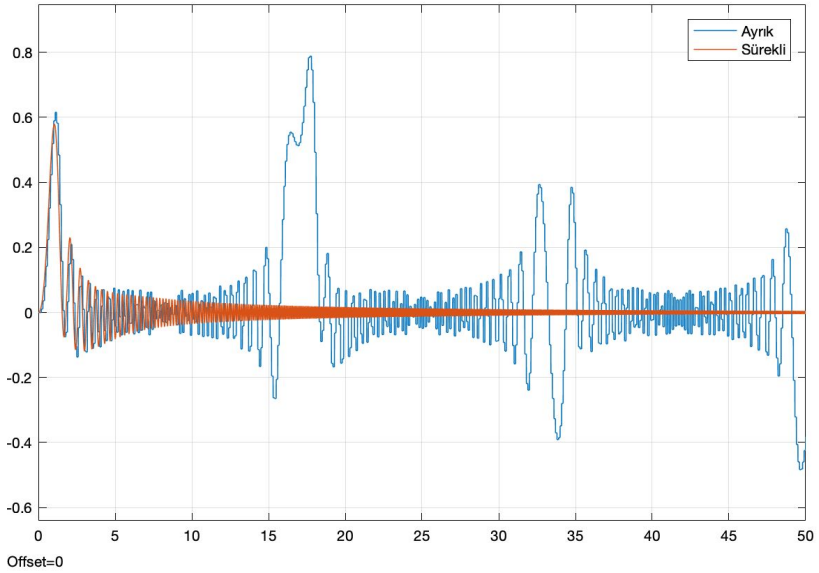
Sürekli zaman ve ayrık zaman sistemlerinde yer alan PID kontrolcülerinin katsayıları Simulink'te yer alan *PID Tuner App* ile transfer fonksiyonuna uygun bir şekilde belirlenmiştir.

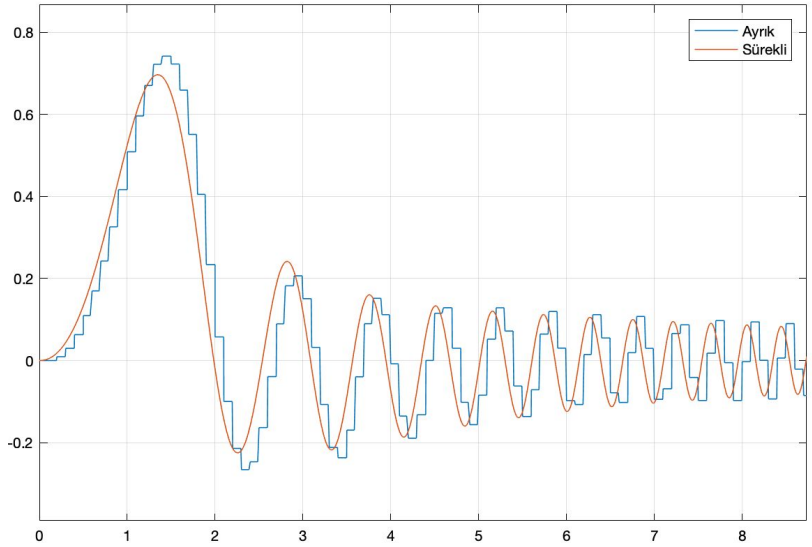
[1]"Discrete Time Control Systems", https://ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/dynamic-systems-n-control/idsc-dam/Lectures/Digital-Control-Systems/Slides_DigReg_2013.pdf.

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik

Sürekli Zaman ve Ayrık Zaman Otopilot Tasarımlarının Test Sinyali Altında Cevapları

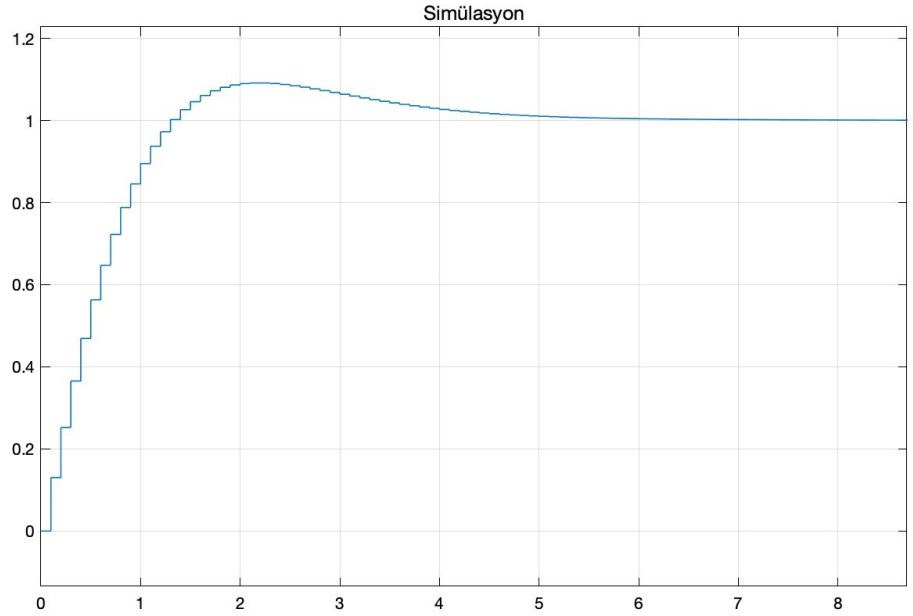
Tasarlanan otopilot sistemleri 0.1-30 Hz Chirp Sinyali ile çalıştırılmıştır. Grafiklerden yola çıkarak ayrık zamanlı ve sürekli zamanlı otopilot sistemlerinin belli bir frekans aralığında uyumlu olduğu görülmektedir. Bunun sebebi PID katsayılarının frekans cevabına (*frequency response*) dayalı değil transfer fonksiyonuna dayalı belirlenmiş olmasıdır. Bu noktada uyumlu frekans aralığında çalışmak tercih edilebilir veya katsayı belirleme (*PID tuning*) yöntemi değiştirilebilir.

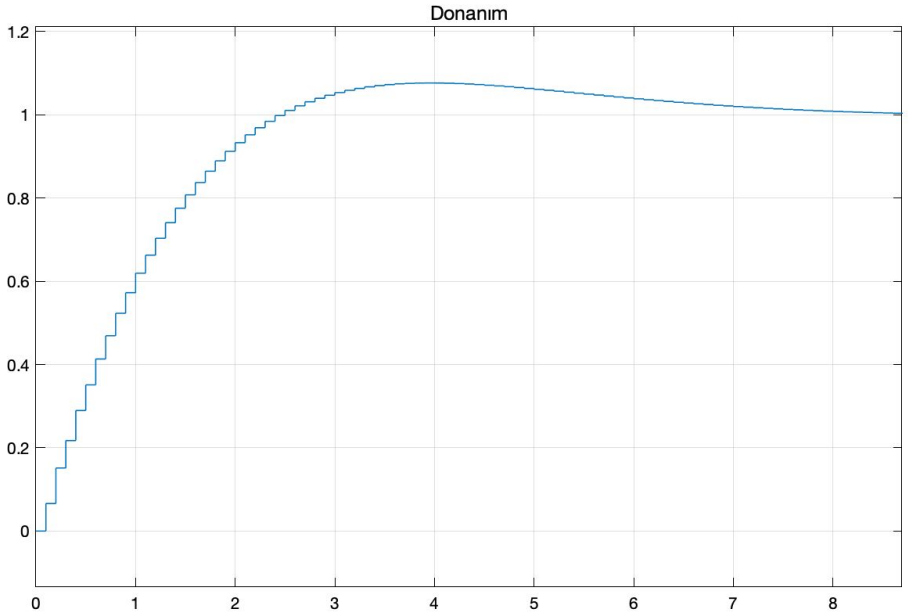




Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik

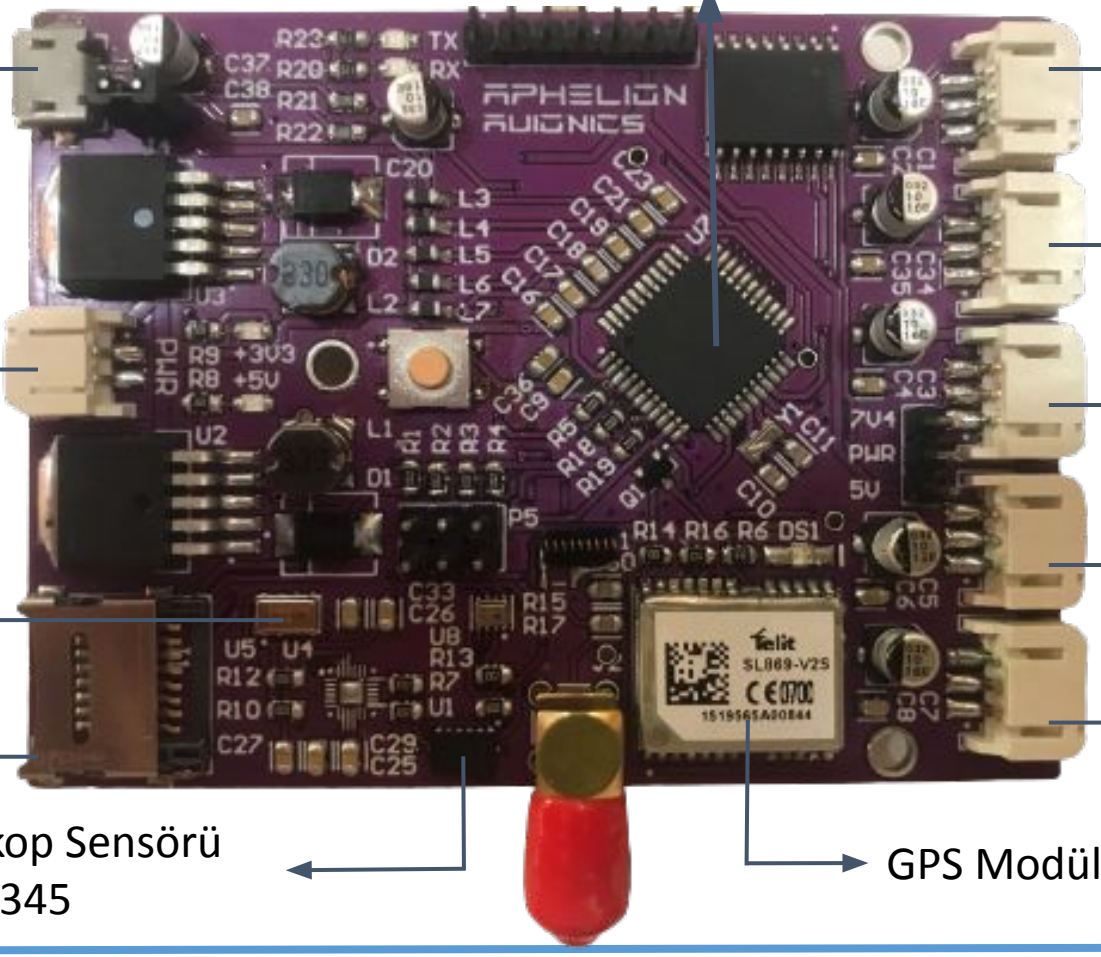
Otopilot sistemi donanım üzerinde simülasyona kıyasla küçük bir gecikme ile yanıt vermektedir. Bunun sebebi donanım üzerinde kullanılan işlemcinin 8-bit olması ve sensörlerle iletişimden sonra aviyonik üzerinden gelen sinyalin selenoid vana tarafından algılanmasının gecikmesi durumundandır.





Şekil: Otopilot sisteminin donanım üzerinde ve simülasyon içerisindeki cevapları.

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik



İşlemci Atmega32u4

Bilgisayar-Aviyonik Arayüzü

3 Seri-3 Paralel
18650 Pil
11.1 Volt
3000 mAh
0.0333 kWh

Basınç Sensörü
MPL3115A2

Mikro-SD Kart Yuvası

Jiroskop Sensörü
ADXL345

GPS Modülü

+x Ekseni Gaz Tahrik Sistemi

-x Ekseni Gaz Tahrik Sistemi

Lüle Gaz Tahrik Sistemi

+y Ekseni Gaz Tahrik Sistemi

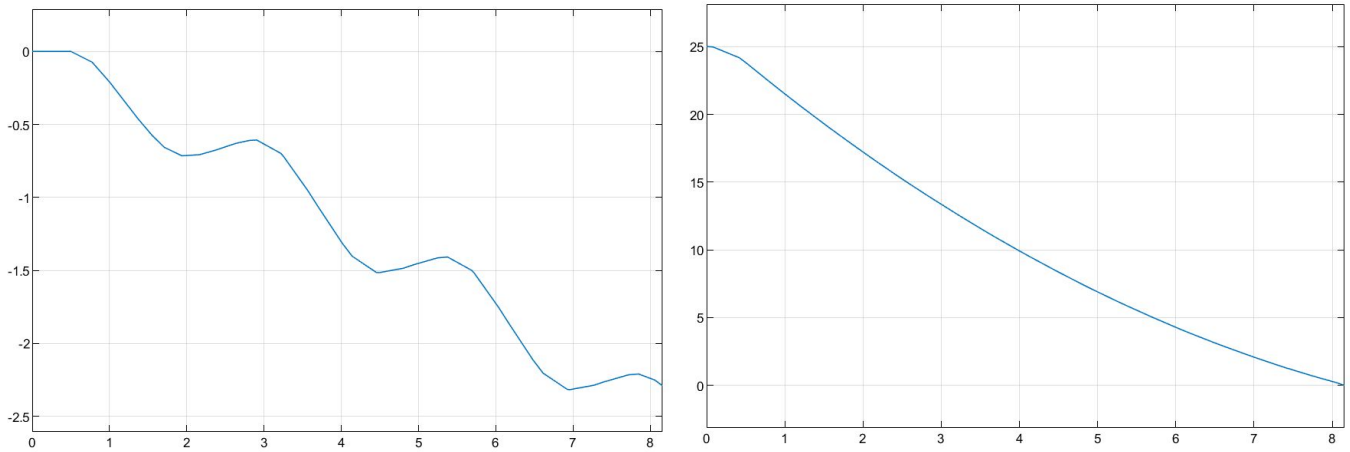
-y Ekseni Gaz Tahrik Sistemi

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik

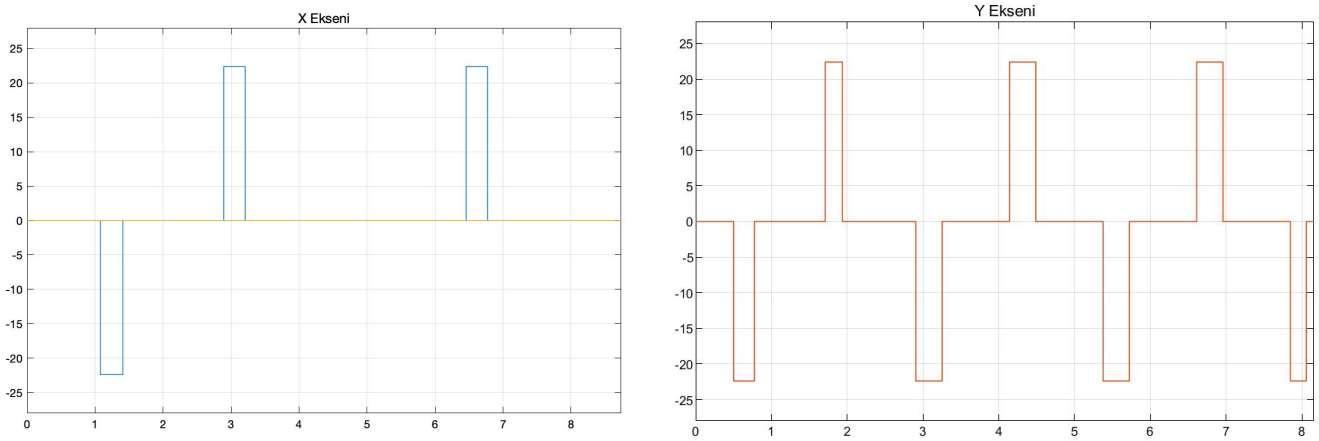
Hardware in the Loop Benzetim Çıktıları

Matlab/Simulink ortamında oluşturulan 6DOF dinamik modeli ile aviyonik donanımı test edilerek verdiği cevaplar paylaşılmıştır. Tasarlanan otopilot sistemi ile lülenin dikey eksenle yaptığı açı donanımdan dinamik modele gelen kontrol girişidir. Model çıktıları olan phi, theta, p ve q değerleri ile donanım geri beslenmiştir.

Sağdaki grafiklerde görüldüğü üzere uçuş dar bir menzil alanında gerçekleşmektedir. Menzil etkin bir şekilde X ve Y eksenlerindeki itki vektörleri tarafından belirlenmekte olup lüle hareketi küçük açılarla sağlandığı için menzilde fazla bir ilerleme söz konusu olmamaktadır. Bu sebeple menzil doğrudan bir navigasyon algoritması ile şekillenmemektedir.

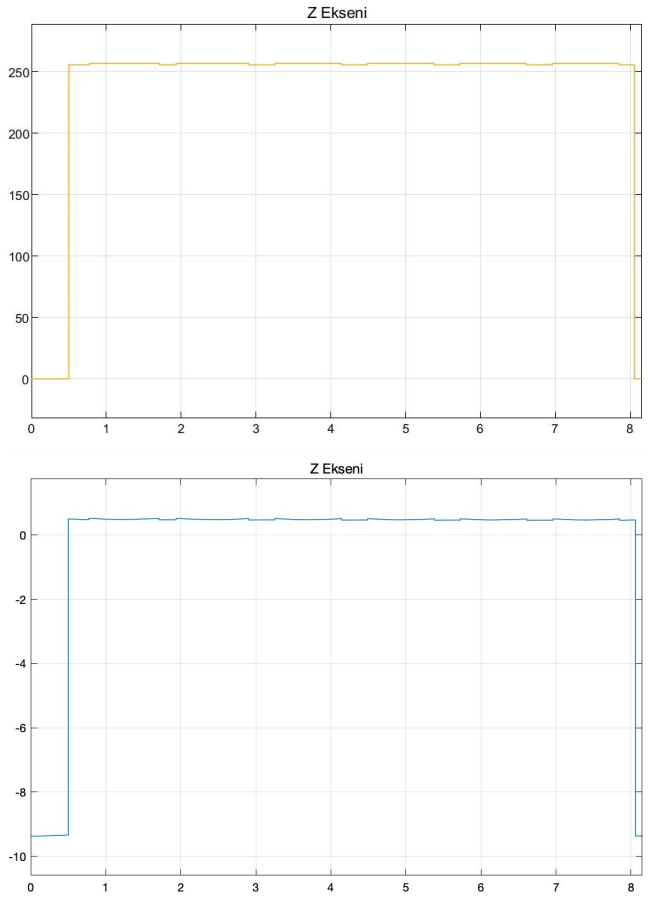


Şekil: Menzil ve İrtifa (m) - Zaman (s) Grafıkıerı



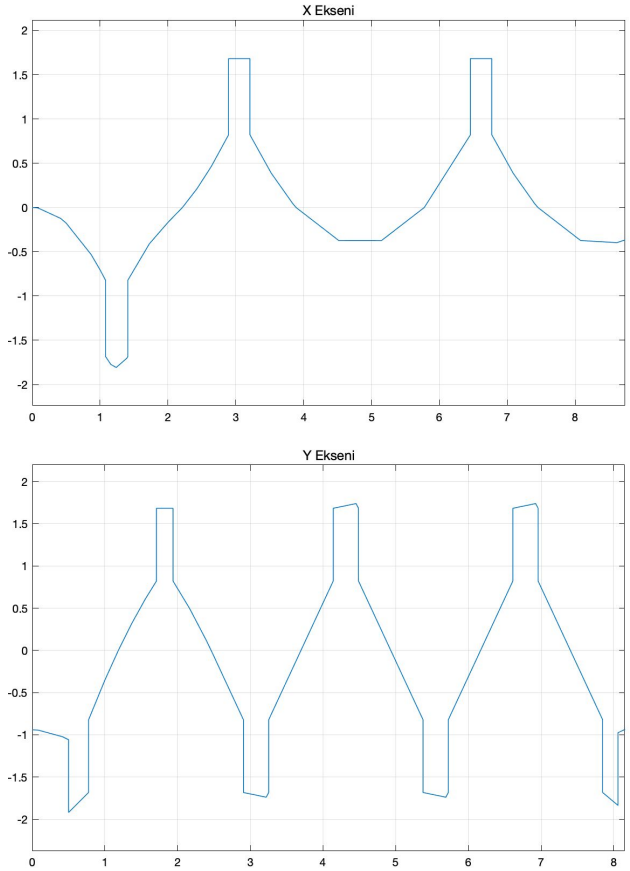
Şekil: Kontrol Girişleri (N) - Zaman (s) Grafikleri

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik



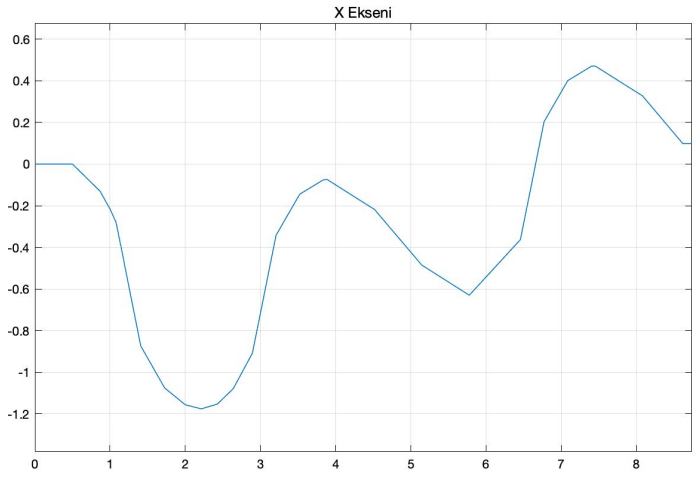
Şekil: Dikey İtki - Zaman & İvme - Zaman Grafikleri

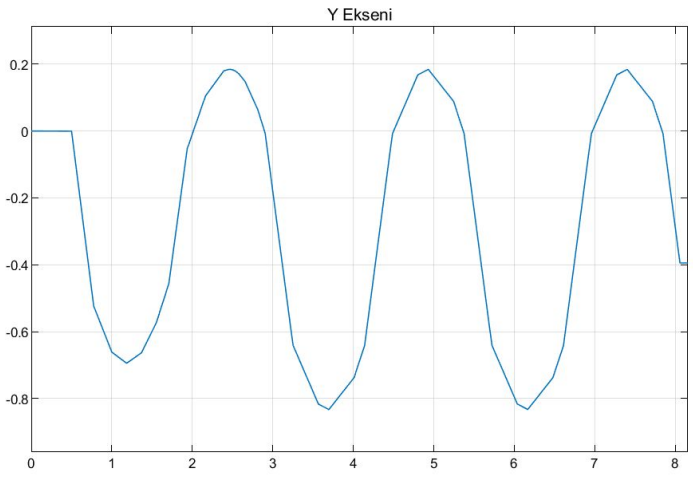
Roket üzerinde en etkin kuvvetin itki olması sebebiyle ivme grafikleri itki grafikleri ile oldukça paraleldir. Böylece kontrol girişlerinin zamanları, itki başlangıç ve bitişleri ivme grafikleri üzerinden de okunabilir. Dikey eksendeki ivme değerine bakıldığında, lüle hareketindeki azami açıda bile düşey eksendeki itki kuvvetinin rokete pozitif yönde ivme kazandırarak yavaşlatabildiği gözlemlenebilir.

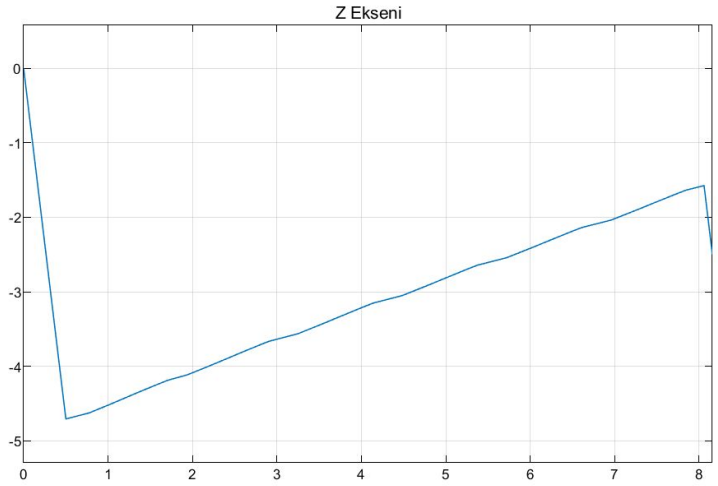


Şekil: Yatay Eksenlerde İvme - Zaman Grafikleri

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik





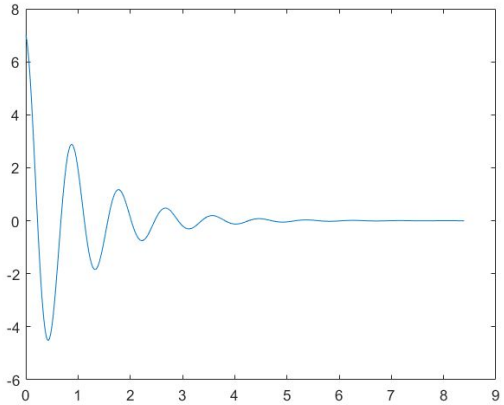


Şekil: Hız (m/s) - Zaman (s) Grafikleri

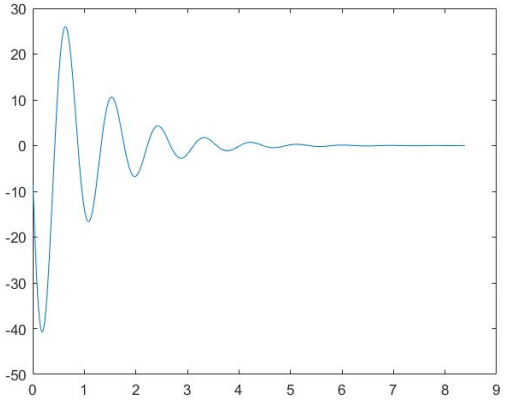
Zamana bağlı grafikleri yer alan hız değerleri roket modelinin durum uzayında tanımlanmaktadır. Bununla birlikte X ve Y ekseninde yatay hareket otopilot sisteminin çıktılarında tanımlanmadığı ve durum uzayında durağan (*steady state*) kabul edilmediği için doğrudan kontrol edilmemektedir. Bu durum lüle hareketinin en fazla 5 derecelik açılarda gerçekleşmesi dolayısıyla problem oluşturmamaktadır.

Donanımın serbest düşmeyi algıladıktan 0.5 saniye sonra itkiyi başlattığı ve eyleyicileri çalıştırabildiği grafiklerde görülmektedir. Benzer bir şekilde inişe 0.2 metre kala itki çıkışını sağlayan selenoid vana kapatılmış ve yumuşak iniş gerçekleşmiştir.

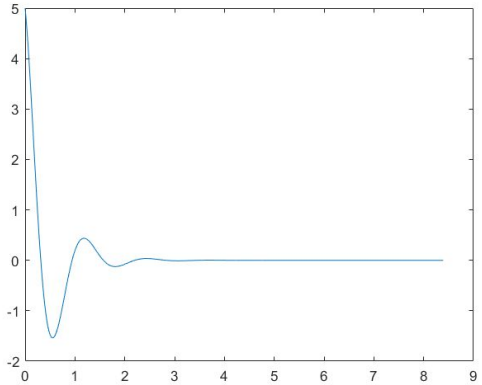
Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik



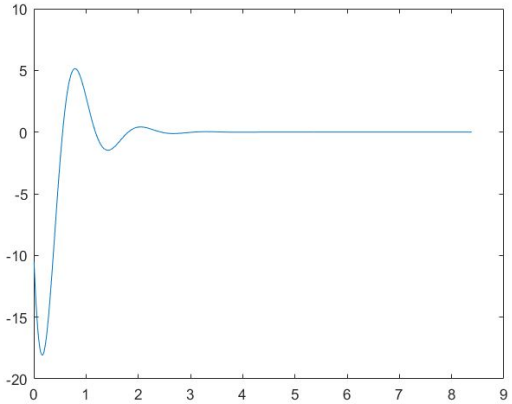
Şekil: Phi (deg) - Zaman (s) Grafiği



Şekil: P (deg/s) - Zaman (s) Grafiği



Şekil: Theta (deg) - Zaman (s) Grafiği

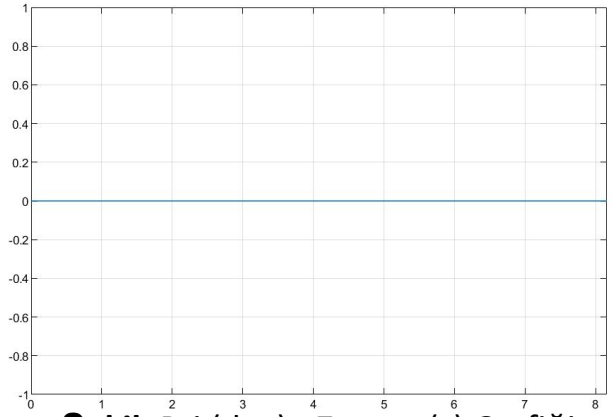


Şekil: Q (deg/s) - Zaman (s) Grafiği

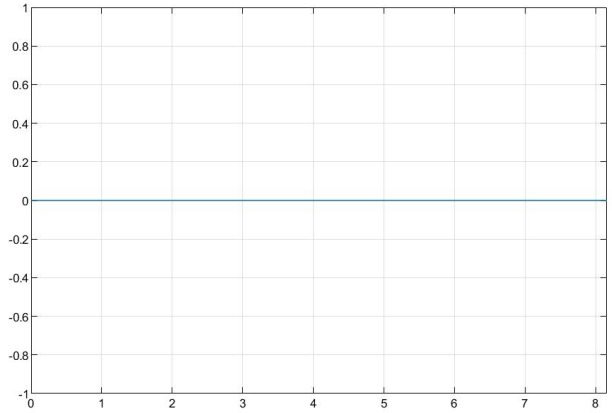
Otopilot sisteminin kontrol ettiği çıktılar X ve Y eksenindeki dönme hareketlerini (*yaw & pitch*) kapsamaktadır. Roketin durum uzayında durağan (*steady state*) olarak tanımlanan bu değerler benzetim içerisinde zamanla denge noktalarına ulaşmışlardır.

Benzetimde yer alan bozucu etkiler sonucunda *yaw* ve *pitch* hareketlerinin farklı hızlarda denge konumuna ulaştığı görülebilir.

Güdüm Navigasyon Kontrol Aviyonik



Şekil: Psi (deg) - Zaman (s) Grafiği



Şekil: R (rad/s) - Zaman Grafiği

Kontrol sistemi X ve Y eksenindeki dönme hareketini (*yaw & pitch*) kontrol etmekte olup Z eksenindeki dönme hareketi (*roll*) ile ilgili bir eyleyici mevcut değildir. Mevcut roket tasarımında *roll* hareketine sebep olabilecek aerodinamik kontrol yüzeyleri bulunmamaktadır. Bu sebeple benzetimde Z eksenindeki dönme hareketi durağan bir görünüme sahiptir.

Eyleyicilerin HWIL Altında Çalışmasının Gösterimi

Benzetim başlatılmış ve ilk önce uçuş bilgisayarı serbest düşmeyi algıladıktan 0.5 saniye sonra gaz çıkışını sağlayacak selenoid vanaya akım göndermiştir. Eşzamanlı olarak kontrol sistemi aktif hale gelmiş ve dinamik modelden gelen değerleri işleyerek elde edilen kontrol girişleri ile eyleyici servo motorların sağlıklı bir şekilde çalıştığı gözlemlenmiştir. İrtifa verisi 0.2 m olarak geldiğinde lüle dik koma gelecek şekilde servo motorlar tetiklenmiş ve selenoid vanaya gönderilen akım kesilmiştir. Böylece donanım başarılı bir şekilde çalışmıştır.

Video Linki: https://youtu.be/N5ibVP3Jc80

Kütle Bütçesi

- AphelionVL_KütleBütçesi adında excel dosyası kys sistemine yüklenmiştir.