

**SÜREKLİ ZAMAN GENELLEŞTİRİLMİŞ ÖNGÖRÜLÜ
DENETLEYİCİ İLE
F-16 UÇUŞ DENETİM SİSTEMİ TASARIMI**

**F-16 FLIGHT CONTROL SYSTEM DESIGN
BY USING
CONTINUOUS TIME GENERALIZED PREDICTIVE
CONTROL**

HÜSEYİN AKTAN

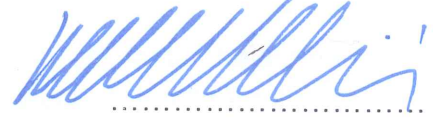
**PROF. DR. HÜSEYİN DEMİRCİOĞLU
TEZ DANIŞMANI**

Hacettepe Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı için Öngördüğü
YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

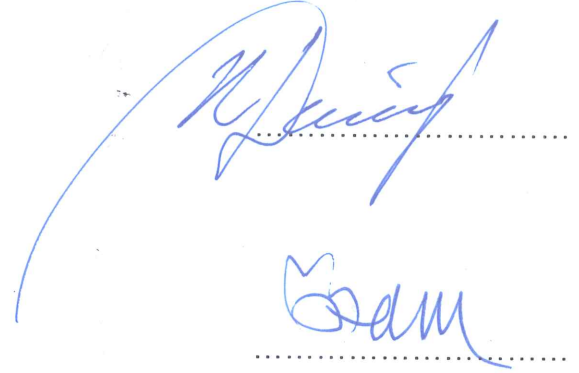
2018

HÜSEYİN AKTAN'ın hazırladığı "Sürekli Zaman Öngörülü Denetleyici ile F-16 Uçuş Denetim Sistemi Tasarımı" adlı bu çalışma aşağıdaki jüri tarafından ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI'nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

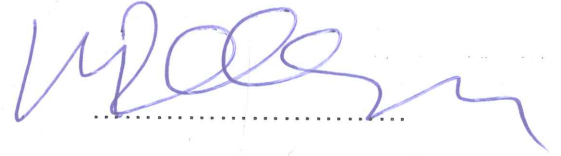
Prof. Dr. Kemal LEBLEBİCİOĞLU
Başkan




Prof. Dr. Hüseyin DEMİRCİOĞLU
Danışman



Yrd. Doç. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ
Üye



Yrd. Doç. Dr. Derya ALTUNAY
Üye



Yrd. Doç. Dr. Şölen KUMBAY YILDIZ
Üye

Bu tez Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tarafından YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak onaylanmıştır.

Prof. Dr. Menemşe GÜMÜŞDERELİOĞLU
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

YAYINLAMA VE FİKRİ MÜLKİYET HAKLARI BEYANI

Enstitü tarafından onaylanan lisansüstü tezimin/raporumun tamamını veya herhangi bir kısmını, basılı (kağıt) ve elektronik formatta arşivleme ve aşağıda verilen koşullarla kullanıma açma iznini Hacettepe üniversitesine verdiğimi bildiririm. Bu izinle Üniversiteye verilen kullanım hakları dışındaki tüm fikri mülkiyet haklarım bende kalacak, tezimin tamamının ya da bir bölümünün gelecekteki çalışmalarda (makale, kitap, lisans ve patent vb.) kullanım hakları bana ait olacaktır.

Tezin kendi orijinal çalışmam olduğunu, başkalarının haklarını ihlal etmediğimi ve tezimin tek yetkili sahibi olduğumu beyan ve taahhüt ederim. Tezimde yer alan telif hakkı bulunan ve sahiplerinden yazılı izin alınarak kullanması zorunlu metinlerin yazılı izin alarak kullandığımı ve istenildiğinde suretlerini Üniversiteye teslim etmeyi taahhüt ederim.

- Tezimin/Raporumun tamamı dünya çapında erişime açılabilir ve bir kısmı veya tamamının fotokopisi alınabilir.**

(Bu seçenikle teziniz arama motorlarında indekslenebilecek, daha sonra tezinizin erişim statüsünün değiştirilmesini talep etmeniz ve kütüphane bu talebinizi yerine getirirse bile, tezinin arama motorlarının önbelleklerinde kalmaya devam edebilecektir.)

- Tezimin/Raporumun 12.03.2021 tarihine kadar erişime açılmasını ve fotokopi alınmasını (İç Kapak, Özet, İçindekiler ve Kaynakça hariç) istemiyorum.**

(Bu sürenin sonunda uzatma için başvuruda bulunmadığım takdirde, tezimin/raporumun tamamı her yerden erişime açılabilir, kaynak gösterilmek şartıyla bir kısmı ve ya tamamının fotokopisi alınabilir)

- Tezimin/Raporumun tarihine kadar erişime açılmasını istemiyorum, ancak kaynak gösterilmek şartıyla bir kısmı veya tamamının fotokopisinin alınmasını onaylıyorum.**

- Serbest Seçenek/Yazarın Seçimi**

12 / 03 /2018

(İmza)

Öğrencinin Adı Soyadı

Hüseyin AKTAN

ETİK

Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada,

- Tez içindeki bütün bilgi ve belgeleri akademik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Görsel, işitsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda ilgili eserlere bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu,
- Atıfta bulunduğum eserlerin tümünü kaynak olarak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- Ve bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversitede veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunmadığımı

beyan ederim.

09.03.2018

Hüseyin AKTAN



ÖZ

SÜREKLİ ZAMAN GENELLEŞTİRİLMİŞ ÖNGÖRÜLÜ DENETLEYİCİ İLE F-16 UÇUŞ DENETİM SİSTEMİ TASARIMI

Hüseyin AKTAN

Yüksek Lisans, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Hüseyin DEMİRCİOĞLU

Mart 2018, 179 Sayfa

Günümüz havacılık ve savunma teknolojilerinde otopilot ve uçuş denetim sistemleri son derece önemli bir yer tutmaktadır. Hava araçları ile uzun ve başarılı görevler yapabilmek için insan yükünün azaltılması ve hatta kaldırılması söz konusu olup bu bağlamda otopilot ve uçuş denetim sistemleri üzerine hem akademik hem endüstriyel birçok AR-GE çalışması yapılmıştır. Bu çalışmalar farklı denetleyici yöntemleri ile hala devam etmekte olup yüksek başarımlı savaş uçakları uygulama alanlarından sadece bir tanesidir.

Bu tez çalışmasının birincil amacı ülkemizde başlamış olan Milli Muharip Uçak (MMU) projesi ile tasarlanacak olan 5. nesil savaş uçağına otopilot ve uçuş denetim sistemleri için katkı sağlamaktır. Bu kapsamda uçuş denetim sistem tasarımı için yüksek başarımlı bir savaş uçağı olan F-16 modeli seçilmiştir. Bu uçak modelinin başlıca seçilme sebepleri ülkemizde kullanılıyor ve üretiliyor olmasıdır. Ayrıca F16 ile ilgili birçok kaynak mevcuttur. İlk olarak hava aracının yüksek doğrulukta aerodinamik veri tabanı kullanılarak doğrusal olmayan dinamik modeli oluşturulmuş sonrasında ise bu model üzerinden uçuş denge koşulları ve doğrusal modeli elde edilmiştir. Elde edilen doğrusal modelin karşılaştırma ve doğrulaması yapılmış ve

bu model kullanılarak hem pilot destekleyici hem de yarı otonom olmak üzere iki farklı uçuş denetim sistemi tasarlanmıştır. Denetleyici tasarımlarında Sürekli Zaman Genelleştirilmiş Öngörülü Denetim (SÜGÖNDE) yöntemi kullanılmıştır. SÜGÖNDE yöntemi, sistemin çıkışının öngörülmesine dayanan güçlü bir denetim yöntemidir. Bu denetleyici yönteminin seçilmesinin sebebi yüksek başarıma sahip olması ve denetleyici parametreleri seçiminin sistem tepkisi ile fiziksel ilişki kurulabilmesinden dolayı kolay olmasıdır.

Tasarımlar, uçuş kalitesi, kullanım kalitesi ve askeri tasarım standardı dokümanları kılavuzluğundaki ölçütler göz önüne alınarak gerçekleştirilmiş ve ayrıntılı analizleri yapılmıştır. Özellikle insanlı uçaklarda pilotların iş yükünün azaltılması ve daha başarılı ve hassas görevler yapılabilmesi için tasarlanacak olan uçuş denetim sisteminin kullanım kalitesi bakımından belirlenen ölçütlere uyması son derece önemlidir. Ayrıca pilot ve uçuş denetim sistemi arasındaki uyumsuzluğu betimleyen PIO durumundan uzak kalınacak şekilde tasarım yapılmalıdır. Pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemi tasarımı bu ölçütler dâhilinde yapılmıştır.

Tasarlanan denetleyiciler ile hava aracının boylamsal ve yanal-dikey eksenlerde kararlılığı sağlanmış, her bir denetleyici döngüsünün takip başarımları açıkça belirtilerek zaman ve frekans bölgelerinde incelenmiştir. Uçuş denetim sistemleri ve doğrusal olmayan model ile yapılan benzetim çalışmalarına algılayıcı modelleri, eyleyici modelleri, donanımsal ve yazılımsal zaman gecikmeleri eklenmiş olup mümkün olduğunca çalışmanın gerçeğe yakın olması sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: F-16, SÜGÖNDE, Otopilot, Uçuş Denetim Sistemi, Uçuş Kalitesi, Kullanım Kalitesi, Askeri Standartlar, PIO

ABSTRACT

F-16 FLIGHT CONTROL SYSTEM DESIGN BY USING CONTINUOUS TIME GENERALIZED PREDICTIVE CONTROL

Hüseyin AKTAN

**Master of Science, Department of Electrical and Electronics
Engineering**

Supervisor: Prof. Dr. Hüseyin DEMİRCİOĞLU

March 2018, 179 pages

Autopilot and flight control systems have an extremely important place in today's aviation and defense technologies. To be able to accomplish long and successful missions with aircrafts, decreasing or even eliminating the human workload is one of the major research areas of aerospace industry and many R&D studies are available about flight control systems for this purpose. These studies are relying on different control methods and high performance military aircrafts are just one of the application areas.

Primary goal of this thesis is to contribute to the autopilot and flight control systems of the 5th generation fighter aircraft which will be the outcome of newly started and ongoing Turkish Fighter aircraft project (TF-X). For this purpose, as a high performance military aircraft, F-16 is chosen to design a flight control system. The main reasons for choosing F-16 as the aircraft model in this thesis are its being in use in Turkish Air Forces and being in production in Turkey. Also, there are many resources available about F-16. Firstly, a nonlinear model of F-16 is built with using high fidelity aerodynamic database then trim conditions and linear model are

obtained from the nonlinear model. After obtaining the linear model, a comparison and validation is done with the nonlinear model and both pilot supported and semi-autonomous flight control system are designed with using this linear model. Continuous time Generalized Predictive Control (CGPC) method is used as a control law. CGPC is a powerful control method which is based on prediction of the system output. The reason for choosing the CGPC method is that it is a high performance controller and easy to choose the controller parameters to obtain a desired performance.

All the flight controller designs are done with regard to criteria's about the flight quality, handling quality and military standards and a detailed analysis is performed with this respect. In order to reduce the pilot workload and also have successful missions, satisfying the handling criterias while designing flight controller is so important, especially for the manned aircraft. Moreover, controller designs must be done to stay out of the PIO phenomenon which defines the mismatch between the pilot and the flight control system. So, flight control systems to support the pilot are designed with regard to these criterias.

With the designed controllers, aircraft lateral-directional and longitudinal stability are achieved and each controller tracking performance are analyzed for both time and frequency domains. To be able to make more realistic simulations, sensor models, actuator models and extra time delays associated with software and hardware, are added into the nonlinear model.

Keywords: F-16, CGPC, Autopilot, Flight Control System, Flying Quality, Handling Quality, Military Standards, PIO

TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans eğitimimin ilk döneminden son dönemine kadar kendisinden almış olduğum dersler ve beraber yürütmüş olduğumuz tez çalışmasında her zaman hayalini kurduğum iyi bir kontrol mühendisi olmak adına ufkumu açan, bilgi ve deneyimleriyle beni yönlendiren ve desteğini esirgemeyen, danışmanım Sayın Prof. Dr. Hüseyin Demircioğlu'na sonsuz teşekkür ederim.

Tez kapsamında engin deneyimleriyle beni sürekli aydınlatan, tüm sorularıma üşenmeden, sıkılmadan uzun uzun cevap veren, çok saygı değer meslektaşım, bir abim olan Sayın Hakan Tiftikci'ye gönülden teşekkürlerimi borç bilirim. Kendisinden mühendislik ve hayat adına aldığım tecrübe aktarımının benim için değeri çok fazladır. Kendisiyle tanışmış ve çalışmış olma şansına sahip olduğum ve her konuşmamızda yeni bir şeyler öğrendiğim için tekrardan gönülden teşekkür ederim.

Ayrıca, bütün hayatım boyunca bana olan güven ve inançlarını hiç kaybetmeyip her zaman yanımda olan ve destek çıkan, bütün tez süresince sadece işime odaklanmam için gereken ortamı yaratan aileme, tez çalışmamda manevi desteğini esirgemeyen abim Musa Aktan'a teşekkür ederim.

Tez süresi boyunca bana karşı sürekli anlayışlı ve yardımcı olan TAI'deki İHA grubu Uçuş Bilimleri Birimi mesai arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Son olarak, mühendislik kariyerime hayalini kurduğum bir işte başlamamı sağlayan, bana ahlaklı ve iyi bir mühendis olmayı öğreten, fikirlerime saygı duyup kendi gelişimime ve yüksek lisans eğitimime destek olan, iş hayatımdaki ilk yöneticim Sayın Reşat Hakan Avcı'ya çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfalar

ÖZ	i
ABSTRACT	iii
TEŞEKKÜR.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	ix
TABLolar DİZİNİ	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Motivasyon	2
1.2 F-16 Savaş Uçağı.....	4
1.3 Literatür Taraması	6
1.4 Tezin Kapsamı	9
2. F-16 UÇAĞININ MATEMATİKSEL MODELİ	11
2.1 Platform Özellikleri	11
2.2 Referans Eksen Takımları.....	13
2.2.1 Yer Eksen Takımı	13
2.2.2 Gövde Eksen Takımı	14
2.2.3 Kararlılık Eksen Takımı.....	15
2.2.4 Rüzgâr Eksen Takımı	16
2.2.5 Eksen Takımları Arası Dönüşümler	16
2.3 Aerodinamik Veri Tabanı.....	19
2.4 Motor Modeli	21
2.5 Atmosferik Model	24
2.6 Oynar Yüzey Modelleri	25

2.7	Algılayıcı Modelleri	26
2.8	Doğrusal Olmayan Model.....	28
2.8.1	Dinamik Denklemler.....	29
2.8.2	Kinematik ve Konum Denklemleri	33
2.8.3	Bütünleşik Doğrusal Olmayan Model.....	34
2.9	Doğrusal Model	39
2.9.1	Denge Koşuluna Getirme	40
2.9.2	Denge Koşulu Etrafında Doğrusal Model Çıkarımı	41
2.9.3	Doğrusal Olmayan Model ile Doğrusal Model Karşılaştırılması	42
2.9.4	Doğrusal Boylamsal Model	49
2.9.5	Doğrusal Yanal-Dikey Model	50
3.	HAVA ARACI UÇUŞ DENETİM SİSTEM TASARIMI	52
3.1	Uçuş Denetim Sistemleri	52
3.1.1	Kararlılık Arttırıcı Sistem	53
3.1.2	Denetim Arttırıcı Sistem	55
3.1.3	Tutuş Otopilotu	56
3.2	Pilot Destekleyici Uçuş Denetim Sistemi Mimarisi.....	56
3.3	Yarı Otonom Uçuş Denetim Sistemi Mimarisi	58
3.4	Uçuş Kalitesi Ölçütleri	60
3.5	Gürbüzlük ve Kararlılık Ölçütleri.....	67
3.6	PIO ve Kullanım Kalitesi Ölçütleri.....	69
3.6.1	Neal-Smith Ölçütü.....	71
3.6.2	Bant Genişliği (Bandwidth) Ölçütü	75
3.6.3	Evre Oranı ve Kazanç Evre Şablonu Ölçütü	77
4.	SÜGÖNDE YÖNTEMİ İLE DENETLEYİCİ TASARIMI	81
4.1	SÜGÖNDE Yöntemi.....	81

4.2	pCAS ve Kayış Açısı Tutuş Otopilotu Tasarımı	88
4.3	qCAS Tasarımı.....	100
4.4	Baş Açısı Tutuş Otopilotu Tasarımı.....	110
4.5	Hız Tutuş ve İrtifa Tutuş Otopilotu Tasarımı.....	117
5.	BENZETİM ÇALIŞMASI VE BAŞARIM SONUÇLARI	128
5.1	Pilot Destek Uçuş Denetim Sistemi Başarım Sonuçları.....	128
5.1.1	pCAS Testleri.....	129
5.1.2	qCAS Testleri.....	133
5.1.3	Kayış Açısı Tutuş Otopilotu Testleri.....	137
5.2	Yarı Otonom Uçuş Denetim Sistemi Başarım Sonuçları	140
5.2.1	Hız Tutuş Otopilotu	142
5.2.2	İrtifa Tutuş Otopilotu	149
5.2.3	Baş Açısı Tutuş Otopilotu	156
6.	SONUÇ	164
5.3	Gelecek Çalışmalar	167
	KAYNAKLAR DİZİNİ	169
	EKLER	172
	EK-A İngilizce – Türkçe Terimler Sözlüğü.....	172
	EK-B F-16 Aerodinamik Katsayıları	175
	EK-C Cooper Harper Pilot Oylama Yöntemi	178
	ÖZGEÇMİŞ	179

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 Tarihi gelişime göre savaş uçakları nesilleri	3
Şekil 1.2 Hürjet kavramsal tasarım modeli	3
Şekil 1.3 MMU kavramsal tasarım modeli	4
Şekil 1.4 Hindistan Lockheed Martin üretimi F-16 Blok 70 modeli.....	6
Şekil 2.1 F-16 uçağının 3 açıdan görünümü.....	11
Şekil 2.2 F-16 uçağında bulunan oynar yüzeyler.....	13
Şekil 2.3 Yer eksen takımı.....	14
Şekil 2.4 Gövde eksen takımı.....	14
Şekil 2.5 Gövde eksen takımı üzerinde tanımlanmış hız, kuvvet ve momentler ...	15
Şekil 2.6 Kararlılık eksen takımı	15
Şekil 2.7 Hava aracı üzerinde bulunan eksen takımları.....	16
Şekil 2.8 Aerodinamik model	21
Şekil 2.9 Motor modeli.....	23
Şekil 2.10 Atmosferik model	24
Şekil 2.11 Doğrusal olmayan oynar yüzey modeli	26
Şekil 2.12 Hava veri sistemi algılayıcı modeli.....	28
Şekil 2.13 Ataletsel seyrüsefer sistemi algılayıcı modeli	28
Şekil 2.14 Simulink ile hazırlanmış doğrusal olmayan F-16 Modeli.....	38
Şekil 2.15 Doğrusal olmayan F-16 dinamik modelinin içeriği	39
Şekil 2.16 Doğrusal ve doğrusal olmayan simulink modelleri	45
Şekil 2.17 İrtifa dümeni girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar.....	46
Şekil 2.18 Kanatçık girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar	47
Şekil 2.19 İstikamet dümeni girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar	48
Şekil 3.1 Pilot destekleyici uçuş denetim sistemi mimarisi	57
Şekil 3.2 Boylamsal bütünleşik-otopilot mimarisi	59
Şekil 3.3 Yanal-dikey bütünleşik otopilot mimarisi	60
Şekil 3.4 Uçuş kalitesi CAP sönümlenme oranı ölçütü	64
Şekil 3.5 Kategori-A uçuş evresi CAP ölçütü uçuş kalitesi grafiği.....	65
Şekil 3.6 Kırılmış döngü sistemi kararlılık payları	68
Şekil 3.7 Kırılmış döngü kararlılık analiz yöntemi	69
Şekil 3.8 Neal-Smith analizi kapalı döngü sistemi	72
Şekil 3.9 Neal-Smith uçuş kalitesi grafiği.....	73

Şekil 3.10 Neal-Smith ölçütü yöntemi.....	74
Şekil 3.11 Bant genişliği ölçütü parametreleri.....	76
Şekil 3.12 Bant genişliği ölçütü kullanım kalitesi seviyeleri.....	77
Şekil 3.13 Evre oranı tanımı	78
Şekil 3.14 Evre Oranı ölçütü kullanım kalitesi seviyeleri.....	79
Şekil 3.15 Kazanç-Evre şablonu ölçütü grafiği	80
Şekil 4.1 SÜGÖNDE yöntemi şeması	88
Şekil 4.2 Kayış açısı tutuş otopilotu ve rSAS tasarım mimarisi.....	89
Şekil 4.3 pCAS tasarım mimarisi	89
Şekil 4.4 F-16 yanal-dikey eksen genişletilmiş modeli.....	90
Şekil 4.5 rwo döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	91
Şekil 4.6 rSAS sistemi kök yer eğrisi	92
Şekil 4.7 rSAS başarımlar sonucunu.....	92
Şekil 4.8 β döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	93
Şekil 4.9 Kayış açısı tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi.....	94
Şekil 4.10 p döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	95
Şekil 4.11 pCAS basamak girişi başarımlarını	96
Şekil 4.12 Yatış kipi zaman sabiti ölçütü	96
Şekil 4.13 Kırılmış döngü kararlılık analizleri	97
Şekil 4.14 Bozucu bastırma analizleri.....	97
Şekil 4.15 Kapalı döngü sistem özdeğerleri	98
Şekil 4.16 Evre oranı & Kazanç evre şablonu ölçütü analizleri.....	99
Şekil 4.17 Kanatçık ve İstikamet dümeni döngüleri geçiş frekansları	99
Şekil 4.18 pCAS ve Kayış açısı tutuş otopilotu frekans tepkisi	100
Şekil 4.19 qCAS tasarım mimarisi	100
Şekil 4.20 qCAS tasarım modeli.....	101
Şekil 4.21 q döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	102
Şekil 4.22 qCAS basamak girişi başarımlarını	102
Şekil 4.23 qCAS kapalı döngü sistemi özdeğerleri.....	103
Şekil 4.24 LOES modeli ile HOS modeli karşılaştırması	104

Şekil 4.25 Kısa periyod kip CAP ölçütleri	104
Şekil 4.26 İrtifa dümeni bozucu bastırma analizi	105
Şekil 4.27 İrtifa dümeni kırılmış döngü kararlılık analizi	105
Şekil 4.28 İrtifa dümeni kırılmış döngü frekans tepkisi.....	106
Şekil 4.29 Neal-Smith pilot modeli çıkarımı	107
Şekil 4.30 Neal-Smith ölçütü analizi	107
Şekil 4.31 Yunuslama açısı döngüsü bant genişliği ölçütü analizi	108
Şekil 4.32 Kullanım kalitesi bant genişliği ölçütü analizi	108
Şekil 4.33 Kullanım kalitesi evre oranı ile kazanç evre şablonu ölçütü analizi....	109
Şekil 4.34 qCAS kapalı döngü sistemi frekans tepkisi.....	110
Şekil 4.35 F-16 yanal-dikey genişletilmiş modeli	111
Şekil 4.36 Baş açısı tutuş otopilotu mimarisi	111
Şekil 4.37 ϕ döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	112
Şekil 4.38 Yatış açısı tutuş otopilotu basamak tepkisi başarımı	113
Şekil 4.39 Baş açısı döngüsü kök yer eğrisi	113
Şekil 4.40 Baş açısı tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi başarımı	114
Şekil 4.41 Yarı otonom yanal uçuş denetim sistemi kararlılık analizi.....	115
Şekil 4.42 Kanatçık ve istikamet dümeni frekans tepkileri	115
Şekil 4.43 Kanatçık ve istikamet dümeni bozucu bastırma analizi.....	116
Şekil 4.44 Yatış açısı tutuş kapalı döngü sistemi özdeğerleri	116
Şekil 4.45 Kapalı döngü sistemleri frekans tepkileri	117
Şekil 4.46 İrtifa tutuş otopilotu mimarisi	118
Şekil 4.47 Boylamsal eksen genişletilmiş model	118
Şekil 4.48 γ döngüsü modelinin indirgemiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması	119
Şekil 4.49 Uçuş yolu tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi.....	120
Şekil 4.50 İrtifa döngüsü kök yer eğrisi	121
Şekil 4.51 Kapalı döngü γ tutuş otopilotu frekans tepkisi.....	121
Şekil 4.52 İrtifa tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi başarımı.....	122
Şekil 4.53 Hız tutuş otopilotu mimarisi.....	122
Şekil 4.54 Hız döngüsü model indirgeme frekans tepkisi karşılaştırılması	123
Şekil 4.55 Hız tutuş otopilotu basamak tepkisi başarımı	124
Şekil 4.56 Yarı otonom boylamsal uçuş denetim sistemi kararlılık analizi	125

Şekil 4.57 Gaz kolu ve irtifa dümeni döngüleri frekans tepkileri.....	125
Şekil 4.58 Gaz kolu ve irtifa dümeni döngüleri bozucu bastırma analizi	126
Şekil 4.59 Hız tutuş ve İrtifa tutuş kapalı döngü sistemi özdeğerleri	126
Şekil 4.60 Hız tutuş ve İrtifa tutuş kapalı döngü sistemi frekans tepkisi.....	127
Şekil 5.1 p sinyali, kırılmış döngü frekans tepkisi	129
Şekil 5.2 pCAS testi sonucu	130
Şekil 5.3 Gürültü eklenmiş pCAS testi sonucu	130
Şekil 5.4 p kazancı arttırılmış pCAS testi sonucu	131
Şekil 5.5 Gecikme eklenmiş pCAS testi sonucu	131
Şekil 5.6 Model hatası eklenmiş pCAS testi sonucu.....	132
Şekil 5.7 Yatış manevrası pCAS testi sonucu	132
Şekil 5.8 q sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi	133
Şekil 5.9 qCAS testi sonucu	134
Şekil 5.10 Gürültü eklenmiş qCAS testi sonucu	134
Şekil 5.11 q kazancı arttırılmış qCAS testi sonucu	135
Şekil 5.12 Gecikme eklenmiş qCAS testi sonucu	135
Şekil 5.13 Model hatası qCAS testi sonucu.....	136
Şekil 5.14 qCAS PIO testi sonucu	136
Şekil 5.15 β sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi.....	137
Şekil 5.16 Kayış açısı tutuş testi sonucu	138
Şekil 5.17 Gürültü eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu	138
Şekil 5.18 β kazancı arttırılmış kayış açısı tutuş testi sonucu.....	139
Şekil 5.19 Gecikme eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu.....	139
Şekil 5.20 Model hatası eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu	140
Şekil 5.21 Kullanılan sabit ve darbeli rüzgâr.....	141
Şekil 5.22 Vt sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi	142
Şekil 5.23 Hız tutuş testi sonucu	143
Şekil 5.24 Gürültü eklenmiş hız tutuş testi sonucu	144
Şekil 5.25 Rüzgâr eklenmiş hız tutuş testi sonucu	145
Şekil 5.26 Vt sinyal kazancı arttırılmış hız tutuş testi sonucu	146
Şekil 5.27 Gecikme eklenmiş hız tutuş testi sonucu.....	147
Şekil 5.28 Model hatası eklenmiş hız tutuş testi sonucu	148
Şekil 5.29 γ sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi	149
Şekil 5.30 İrtifa tutuş testi sonucu.....	150

Şekil 5.31 Gürültü eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu	151
Şekil 5.32 Rüzgâr eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu	152
Şekil 5.33 γ sinyali kazancı arttırılmış irtifa tutuş testi sonucu	153
Şekil 5.34 Gecikme eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu	154
Şekil 5.35 Model hatası irtifa tutuş testi sonucu.....	155
Şekil 5.36 ϕ sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi	156
Şekil 5.37 Baş açısı tutuş testi sonucu	157
Şekil 5.38 Gürültü eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu.....	158
Şekil 5.39 Rüzgâr eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu	159
Şekil 5.40 ϕ sinyali kazancı arttırılmış baş açısı tutuş testi sonucu	160
Şekil 5.41 Gecikme eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu	161
Şekil 5.42 Model hatası eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu	162

TABLolar DİZİNİ

Tablo 2.1 Hava aracı fiziksel ve geometrik parametre listesi ve değerleri	12
Tablo 2.2 Aerodinamik tablo örneği	20
Tablo 2.3 Motorun irtifaya ve mach sayısına bağlı itki kuvveti değerler	22
Tablo 2.4 Oynar yüzey birim ve limit değerleri	25
Tablo 2.5 Algılayıcı birimleri parametreleri	27
Tablo 2.6 0.45 Mach 15000 ft düz uçuş denge koşulu	43
Tablo 2.7 Doğrusal model durum uzay modeli	44
Tablo 2.8 Hava aracı boylamsal eksen dinamik kipleri	50
Tablo 2.9 Hava aracı yanal-dikey eksen dinamik kipleri	51
Tablo 3.1 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçak sınıfları	61
Tablo 3.2 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçuş evreleri	61
Tablo 3.3 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçuş kalitesi seviyeleri	61
Tablo 3.4 Uzun periyod kip ölçütü	62
Tablo 3.5 Kısa periyod kip sönümlenme oranı ölçütü	64
Tablo 3.6 Kısa periyod doğal frekans ölçütü CAP limit değerleri $\omega_{nsp2}/(n/\alpha)$...	65
Tablo 3.7 Yatış kipi zaman sabiti ölçütü	66
Tablo 3.8 Dutch Roll kipi ölçütü	67
Tablo 3.9 PIO kategori çeşitleri	71
Tablo 3.10 Neal-Smith ölçütü parametre değerleri	74
Tablo 4.1 SAS eklenmesi sonrası "Dutch Roll" ölçütü başarımı	92
Tablo 4.2 Kayış açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri	93
Tablo 4.3 pCAS SÜGÖNDE parametreleri	95
Tablo 4.4 qCAS SÜGÖNDE parametreleri	103
Tablo 4.5 Yatış açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri	112
Tablo 4.6 Uçuş yolu açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri	120
Tablo 4.7 Hız tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri	124

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Simge	Tanım	Birim
V_T	Gerçek hava hızı	m/s
α	Hücum açısı	rad
β	Kayış açısı	rad
ϕ	Yatış açısı	rad
θ	Yunuslama açısı	rad
ψ	Sapma açısı	rad
p	Gövde eksenini yatış açısı oranı	rad/s
q	Gövde eksenini yunuslama açısı oranı	rad/s
r	Gövde eksenini sapma açısı oranı	rad/s
X_E, Y_E, Z_E	Yer eksen takımının taban vektörleri	-
X_B, Y_B, Z_B	Gövde eksen takımının taban vektörleri	-
X_S, Y_S, Z_S	Kararlılık eksen takımının taban vektörleri	-
X_W, Y_W, Z_W	Rüzgâr eksen takımının taban vektörleri	-
x_e, y_e, z_e	Yer eksen takımına göre hava aracı konumu	m
F_X, F_Y, F_Z	Gövde eksenini üzerindeki toplam harici kuvvetler	N
$F_{X_A}, F_{Y_A}, F_{Z_A}$	Gövde eksenini üzerindeki toplam aerodinamik kuvvetleri	N
W_X, W_Y, W_Z	Gövde eksenini üzerindeki toplam ağırlık kuvvetleri	N
T_X, T_Y, T_Z	Gövde eksenini üzerindeki toplam itki kuvvetleri	N
M_X, M_Y, M_Z	Gövde eksenini üzerindeki toplam harici momentler	$N.m$
L_T, M_T, N_T	Gövde eksenini üzerindeki toplam itki momentleri	$N.m$
h	Yer eksen takımına göre irtifa ($h = -z_e$)	m
pow	Motor gücü	%
δ_t	Gaz kolu komutu (0-1)	-
δ_e	İrtifa dümeni komutu	deg
δ_a	Kanatçık komutu	deg
δ_r	İstikamet dümeni komutu	deg
δ_{lef}	LEF komutu	deg
ρ	Hava yoğunluğu	kg/m^3
b	Kanat açıklığı	m
\bar{c}	Ortalama aerodinamik veter uzunluğu	m

Simge	Tanım	Birim
$C(s)$	SÜGÖNDE gözleyici çokterimlisi	-
C_{LT}	Toplam aerodinamik yatış momenti katsayısı	-
C_{MT}	Toplam aerodinamik yunuslama momenti katsayısı	-
C_{NT}	Toplam aerodinamik sapma momenti katsayısı	-
C_{XT}	X_B Eksenine göre toplam aerodinamik kuvvet katsayısı	-
C_{YT}	Y_B Eksenine göre toplam aerodinamik kuvvet katsayısı	-
C_{ZT}	Z_B Eksenine göre toplam aerodinamik kuvvet katsayısı	-
F_S	Pilot lövye kumanda komutu	lb
F_T	Toplam motor itki kuvveti	N
g	Yer çekimi sabiti	m/s^2
h_{eng}	Motor açısal momentumu	$kg.m^2/s$
I_X	Yatış ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
I_Y	Yunuslama ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
I_Z	Sapma ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
I_{XZ}	Çarpım ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
I_{XY}	Çarpım ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
I_{YZ}	Çarpım ataletsel moment katsayısı	$kg.m^2$
L	Yatış momenti	$N.m$
M	Yunuslama momenti	$N.m$
N	Yunuslama momenti	$N.m$
λ	Denetim ağırlıklandırma çarpanı	-
N_u	Denetim derecesi	-
N_y	Öngörme derecesi	-
m	Toplam hava aracı kütlesi	kg
M	Mach sayısı	-
P_a	Anlık motor gücü	%
P_c	Motor gücü komutu	%
P_s	Statik basınç	Pa
\bar{q}	Dinamik basınç	Pa
S	Kanat yüzey alanı	m^2
T	Sıcaklık	K

Simge	Tanım	Birim
T_1	Alt öngörü ufku	-
T_2	Üst öngörü ufku	-
T_c	Denetim ufku	-
τ_{eng}	Motor dinamiği zaman sabiti	sn
u	Gövde X_B eksen hızı	m/s
v	Gövde Y_B eksen hızı	m/s
w	Gövde Z_B eksen hızı	m/s
x_{cg}	Ağırlık merkezi konumu	m
x_{cgr}	Referans ağırlık merkezi konumu	m

Kısaltma	Tanım
BF	Body Frame
CAP	Control Anticipation Parameter
CAS	Control Augmentation System
CGPC	Continuous Time Generalized Predictive Control
DAC	Digital to Analog Converter
DOF	Degree of Freedom
DRB	Disturbance Rejection Bandwidth
DRP	Disturbance Rejection Peak
EF	Earth Frame
FBW	Fly by wire
FLCS	Flight Control System
GARTEUR	Group for Aeronautical Research and Technology in Europe
GÖNDE	Genelleştirilmiş Zaman Öngörülü Denetim
HIRM	High Incidence Research Vehicle
HOS	Higher Order System
INS	Inertial Navigation System
ISA	International Standart Atmosphere
LEF	Leading Edge Flap
LMI	Linear Matrix Inequalities

Kısaltma	Tanım
LOES	Lower Order Equivalent System
LPV	Linear Parameter Varying
LQR	Linear Quadratic Regulator
LWF	Light Weight Fighter
MIMO	Multi Input Multi Output
MMU	Mili Muharip Uçak
MPC	Model Predictive Control
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NED	North East Down
NMPC	Nonlinear Model Predictive Control
PID	Proportional Integral Derivative
PIO	Pilot-in the loop-Oscilations
RAE	Royal Aircraft Establishment
RSS	Relaxed Static Stability
SAS	Stability Augmentation System
SF	Stability Frame
SISO	Single Input Single Output
SSM	Savunma Sanayi Müşteşarlığı
SÜGÖNDE	Sürekli Zaman Öngörülü Genelleştirilmiş Denetim
TUSAŞ	Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.
TF-X	Turkish Fighter Programme
WF	Wind Frame

1. GİRİŞ

Geçtiğimiz yüzyıl boyunca, Wright Kardeşlerin 1903 yılında yapmış oldukları ilk havadan ağır başarılı uçuş ile birlikte havacılık alanında son derece önemli ilerlemeler kaydedilmiş olup otopilot ve uçuş denetim sistemleri sürekli gelişme kaydetmiştir. Birçok kuramsal çalışmanın başlangıcı bu dönemde atılmıştır. Havacılığın şu anki konumuna gelmesi hem akademik hem de endüstriyel çalışmaların bütünleşik bir sonucudur. Bu süreçte iki dünya savaşının yaşanmış olması da havacılık sektörünü doğrudan etkilemiştir. Uçuş üstünlüğünün savaşlarda kullanılması fikri ile birlikte havacılığın gelişmesi savunma sanayi uygulamaları ile doğru orantılı olarak artmıştır. Dünyada şu an en pahalı sektörlerden biri olan havacılığın en önemli dallarından biri de otopilot ve uçuş denetim sistemleridir. Hava araçlarının kararlılığını sağlamak, pilot yükünü azaltmak, hatasız görevler icra etmek, yüksek başarımlı ihtiyaçlarına cevap verebilmek adına tasarlanan bu sistemler üzerine birçok yatırım yapılmış ve hala yapılmaktadır.

İlk uçuş denetim sistemi 1910 ve 1912 yılları arasında Amerika'lı Elmer Ambrose Sperry ve oğlu Lawrence Sperry tarafından geliştirilmiştir. Hava aracının iki ekseninde kararlılığını sağlayan bu sistem, havalı bir jiroskop ile yine havalı eyleyiciler kullanarak hava aracının yunuslama ve yatış açısını denetlemektedir. Sistemin başarısı 1914 yılında Paris'te bir gösteri uçuşunda Lawrence Sperry'nin uçuş yaparken açık kokpitte ellerini serbest bıraktığı ve hava aracının uçuşuna kararlı bir şekilde devam ettiğini göstermesiyle bütün dünyaya kanıtlanmıştır [1][2]. Tarih boyunca Sperry Company birçok denetim sistemi geliştirmiş, havacılık, deniz ve silah denetimleri üzerinde başarılı olmuştur. Yapılan bu başarılı uygulamalar mevcut otopilot sistemlerinin gelişimine de öncülük etmiştir.

Birinci Dünya Savaşı sırasında uçakların tasarımlarında önemli gelişmeler kat edilmiş olup uçakların çoğunluğu kararsız olmasına rağmen pilotların ihtiyacını karşılayacak düzeye getirilmiş ve savaşta kullanılmıştır. 1920'li yıllarda hava yolu şirketlerine ait uçakların pilotlar tarafından uçurulması daha kolay olarak değerlendirilmesine rağmen düşük görüş şartlarında iken baş açısı tutuşunda zorluklar yaşanmıştır. Bu problemi aşabilmek için uçuş görevleri pilot ve yardımcı pilot arasında paylaşılmıştır. Pilotlardan biri hava aracının hızını ve irtifasını denetlerken, diğeri baş açısı ve göstergeleri denetleyerek güvenli ve başarılı bir

uçuşu sağlamaya çalışmıştır. Ancak artan başarımlar ve görev ihtiyaçları bu süreçlerin otomatik hale getirilmesi zorunluluğunu doğurmuştur [1].

Uçuş denetim sistemleri ve hava aracı kararlılığına dair 1922 ve 1937 yılları arasında birçok çalışma yapılmıştır. Bu dönemde İngiltere’de Royal Aircraft Establishment (RAE), Almanya’da Askania ve Siemens, ABD’de Sprerrys ve NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) kuramsal çalışmalarla birlikte başarılı uygulamalar geliştirmiş ve uçuş testleriyle doğrulamıştır [1].

Havacılık endüstrisi kuramsal gelişmelere koşut bir yapıda kendini sürekli yenilemiştir. Klasik denetim kuramının gelişimi, kararlılık ve frekans alanında yapılan çalışmalar uçuş denetim sistemlerinde doğrudan uygulanmış olup 1970’li yıllara gelindiğinde hava aracı kararlılığı ve denetimi üzerine birçok bilgi edinimi ve başarılı uygulamaları olmuştur. Bu yıllarda sayısal bilgisayarların gelişmesiyle birlikte hava aracı tasarımında kullanılmaya başlanmış olup aerodinamik tasarımların eniyilemesi, karmaşık dinamik sistemlerin analizleri, gerçek zamanlı benzetim çalışmaları ile pilot eğitimleri ve sayısal uçuş denetim sistemleri tasarımlarında bilgisayarlar etkin bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Bu yılların en önemli ürünü F-16 savaş uçağıdır. Zamanının bütün bilgi birikimi ve teknolojisi kullanılarak üretilen F-16 savaş uçağı yüksek başarımlar ve manevra isteklerini karşılayabilmek adına statik olarak kararsız (Relaxed Static Stability - RSS) tasarlanmıştır. Ayrıca F-16 ilk defa “Fly by Wire” uçuş denetim sistemi kullanan savaş uçağı olup sayısal uçuş denetim sistemi (Digital Flight Control System) sayesinde bütün uçak elektrik sinyalleri ile kumanda edilmiştir [2]. Havacılıktaki bu gelişme, kuramsal ve endüstriyel yeniliklere bağlı olarak günümüze kadar devam etmiş ve hala devam etmektedir.

1.1 Motivasyon

Günümüz teknolojik şartları dâhilinde son derece ileri seviyede ve yüksek başarımlara sahip hava araçları üretilebilmektedir. Gelişmiş ülkeler, geçmişteki birikimleriyle birlikte stratejik ve askeri yönden güçlü olmak adına teknolojiye koşut olarak savunma sanayine sürekli yatırım yapmaktadır. Yüksek başarımlı savaş uçakları bu yatırımların en başlarında olup sağladığı avantajlar sebebiyle hava kuvvetlerinin her zaman ihtiyacı olduğu uçaklardır ve havacılık tarihi boyunca sürekli gelişmiş ve yeni nesil uçaklar tasarlanmıştır (Şekil 1.1).

Savaş Uçakları Nesilleri Teknoloji Gelişimi



Şekil 1.1 Tarihi gelişime göre savaş uçakları nesilleri

Bu kapsamda ülkemizde de havacılık anlamında adımlar atılmaktadır. TUSAŞ 'ta tasarımı ve üretimi yapılacak olan Hürjet ve Milli Muharip Uçak projeleri bu adımlara birer örnektir.



Şekil 1.2 Hürjet kavramsal tasarım modeli

HÜRJET'in (Jet Eğitim ve Yakın Hava Destek Uçağı Geliştirme Projesi), Türk Hava Kuvvetleri'nin Tekamül Jet Eğitim Uçağı olarak T-38 uçaklarının yerine hizmete girmesi, geleceğın savaş pilotlarının HÜRJET ile yetiştirilmesi hedeflenmektedir (Şekil 1.2). HÜRJET'in 3000 kg faydalı yük kapasitesine sahip Hafif Taarruz Uçağı modeli, ülkemizle birlikte dost ve müttefik ülkelerin Silahlı Kuvvetlerinde, Hafif

Taarruz, Yakın Hava Destek, Sınır Güvenliği, Terörle Mücadele gibi görevlerde kullanılmak üzere silahlandırılması planlanmaktadır [3].



Şekil 1.3 MMU kavramsal tasarım modeli

Türk Silahlı Kuvvetleri ihtiyaçlarını karşılamak üzere başlatılan Milli Muharip Uçak (MMU) Projesi (Şekil 1.3) ile Türk Hava Kuvvetleri Komutanlığı envanterinde bulunan ve 2030'lu yıllardan itibaren kademeli olarak devreden çıkartılması düşünülen F-16 uçaklarının yerini alabilecek yurt içi imkân ve kabiliyetler ile tasarlanan modern uçakların üretilmesi amaçlanmaktadır [4]. MMU 5. Nesil bir savaş uçağı projesidir.

Savunma Sanayi Müsteşarlığı (SSM) ile 05 Ağustos 2016 tarihinde imzalanmış olan MMU projesi, ülkemizde şu ana kadar başlatılmış en büyük savunma sanayi projesi olup uzun soluklu ve son derece önemli bir projedir. Bu tez çalışmasının birincil motivasyonu MMU projesine otopilot ve uçuş denetim sistemleri kapsamında katkı sağlayabilmektir. Bu amaçla, hem birçok kaynağın olması hem üzerine çok fazla çalışmanın yapılması hem de ülkemizde üretilip Türk Silahlı Kuvvetlerinde aktif olarak kullanıyor olmasından dolayı F-16 savaş uçağı için uçuş denetim sistemi ve otopilot tasarımı, yapılan tez çalışmasının konusu olarak seçilmiştir.

1.2 F-16 Savaş Uçağı

F-16 Savaşan Şahin ilk olarak General Dynamics firması tarafından ABD hava kuvvetleri için geliştirilmiş, tek jet motorlu ve çok amaçlı süpersonik 4. Nesil bir savaş uçağıdır. Tasarımı 1960'lı yılların sonunda başlatılan Düşük Ağırlıklı Savaş Uçağı

(LWF - Light Weight Fighter) projesine dayanmakta olup bu kapsamda General Dynamics firması tarafından üretilen uçak, daha sonra 1993 yılında üretim haklarını satın alan Lockheed firmasına geçmiştir. Günümüzde Lockheed firması Martin Marietta ile birleştikten sonra Lockheed Martin olarak bilinmektedir [5].

F-16, sürüklenme kuvvetini azaltmak ve manevra kabiliyetini arttırmak için aerodinamik olarak kararsız üretilen (Relaxed Static Stability - RSS) ilk savaş uçağıdır. Pilotun daha keskin manevralar yapmasını sağlayan bu tasarım tekniğinin yanında uçağın tamamen kararsızlığa gitmesini önlemek ve pilota yardımcı olmak adına "Fly by Wire" teknolojisi ile sayısal uçuş denetim sistemi (FBW-FLCS) tasarlanmış ve kullanılmıştır. Pilotun lövyeye ve pedal ile vermiş olduğu komutları düzelterek oynar yüzeylere ileten bu sistem pilotun istediği manevrayı hava aracının kararlılığını bozmadan ve denetim kaybına uğramadan sağlamaktadır. Ayrıca bu sistem hava aracının fiziksel limitleri dâhilinde önlemler alarak pilot istese dahi bu limitlerin dışına çıkılmasını önlemektedir. Ayrıca it dalaşı (dog fight) sırasında pilotlara daha iyi bir görüş açısı sunmak adına kanopi su damlası şeklinde üretilmiş, yüksek G kuvvetiyle yapılan dönüşlerde pilota kolaylık sağlaması için lövyeye sağ tarafa alınmış ve pilota etki eden G kuvvetini azaltmak için pilot koltuğu arkaya doğru eğik yapılmıştır [5].

İlk üretiminden bu yana geçtiğimiz 40 yıl içerisinde birçok değişim geçirmiş olan F16 hala kullanımda olup 4. nesil savaş uçakları içerisinde en çok üretilen modeldir. Yaklaşık olarak 25 farklı ülkeye 4400 adetten fazla üretilmiştir. Çok yönlü taktik ve avcı uçağı olarak bilinen F-16 hava-hava ve hava-yer savaş kabiliyetine sahiptir. Birçok başarılı göreve imza atmış olan hava aracı kendini kanıtlamış olup ABD Hava Kuvvetlerinde 2025 yılına kadar serviste kalacağı düşünülmektedir. F-16 uçaklarının yerini 4,5. nesil F-22 ve 5. nesil F-35 uçaklarının alması öngörülmektedir. Ülkemizde de üretilmekte ve Türk Hava Kuvvetlerinde kullanılmakta olan F-16 uçakları hala gelişen teknolojiyle kendini yenilemektedir. Lockheed Martin ve Hindistan işbirliği ile güncellenen F16-Blok 70 modeli (Şekil 1.4) bu duruma çok güzel bir örnek olup, içerisinde barındırdığı 5. Nesil radar, elektronik harp ve silah teknolojileri ile F-16 uçaklarının kolay kolay vazgeçilmeyeceğinin göstergesidir [6]. Ayrıca Boeing firması tarafından 2013 yılında başlatılan QF-16 programı ile bir F-16 uçağı tamamen insansız bir şekilde uçurulmuştur. Askeri tatbikat, elektronik harp ve radar sistemlerinin gerçek boyutlu hedeflerle testini yapabilmek amacıyla başlatılan proje

son derece başarılı olmuş ve görevden emekli olacak F-16 uçaklarının QF-16 modeline geçirilerek kullanılması öngörülmektedir [7].



Şekil 1.4 Hindistan Lockheed Martin üretimi F-16 Blok 70 modeli

1.3 Literatür Taraması

Hazırlanan tez çalışması kapsamında F-16 savaş uçağına pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemi ve yarı otonom uçuş sağlayan otopilot tasarımı yapılacaktır. Bunun için ilk olarak F-16 savaş uçağının matematiksel modelinin elde edilmesi gerekmektedir. NASA'nın 1979 yılında yapmış olduğu rüzgâr tüneli testleri ve elde ettiği aerodinamik veri tabanı [8] hazırlanacak olan modelin temelini oluşturmaktadır. Literatürde hazırlanmış olan birçok model NASA'nın yapmış olduğu bu çalışmadaki aerodinamik verileri kullanmaktadır. Stevens ve Lewis'in yapmış olduğu Matlab tabanlı bir F-16 modeli mevcut olup düşük doğrulukta (low fidelity) aerodinamik verileri kullanmaktadır. Ayrıca aerodinamik katsayı eşitliklerinde sadeleştirmeler yapılmıştır [2]. Bu çalışmadan yararlanarak University of Southern California'da Ying Huo'nun hazırlamış olduğu yine Matlab tabanlı bir model mevcuttur [9]. NASA'nın 2003 yılında Frederico R. Garza ve Eugene A.

Morelli tarafından hazırlanmış olan ve içerisinde birden fazla doğrusal olmayan uçak modelinin bulunduğu çalışmada da F-16 modeline yer verilmiştir [10]. Ayrıca Minnesota Üniversitesi'nde Richard S. Russel önderliğinde başlatılan bir projede 2003 yılında Matlab/Simulink ortamında hazırlanmış ve hem düşük doğrulukta hem de yüksek doğrulukta (high fidelity) aerodinamik verileri kullanma imkânı sunan bir model vardır [11]. Delft Üniversitesi'nde yapılan başka bir çalışmada da yine düşük doğrulukta aerodinamik verileri kullanan F-16 modeli hazırlanmıştır [12]. Tez kapsamında daha önce hazırlanmış F-16 modelleri incelenerek Matlab/Simulink ortamında yüksek doğrulukta aerodinamik verileri kullanan ve harici bütün sistemlerin de modellendiği doğrusal olmayan bütünleşik bir F-16 modeli elde edilmiş ve kullanılmıştır. Çalışmanın mümkün olduğunca gerçekçi olabilmesi adına doğrusal olmayan bütün etkiler modele dâhil edilmiştir.

F-16 için otopilot tasarımı üzerine yapılmış yine birçok akademik çalışma mevcuttur. NASA'nın yapmış olduğu rüzgâr tüneli test raporunun son kısmında F-16 uçağının orijinal uçuş denetim sistemi ve tasarımı hakkında bilgi de vermektedir [8]. Raporda belirtildiği üzere F-16 uçağı çeşitli korumalar ve kazanç ayarlamalarına bağlı PI (Proportional Integral) denetleyici yöntemi kullanılmaktadır. Bei Lu tarafından 2004 yılında hazırlanan doktora tezinde F-16 uçağına LPV (Linear Parameter Varying) denetleyici yöntemi kullanılarak otopilot sistemi tasarlanmıştır. Tezin genel amacı LPV yöntemi kullanarak F-16 uçağının yüksek hücum açılarında uçabilmesini ve keskin manevralar yapabilmesini sağlamaktır [13]. Albert Farre Gabernet tarafından 2007 yılında hazırlanan yüksek lisans tezinde ise LMI (Linear Matrix Inequalities) yöntemi ile eyleyicilerde bulunan fiziksel limitlerin hava aracı üzerinde yaratabileceği salınım ve kararsızlıklar üzerine ve problemi çözmek adına çalışılmıştır [14]. Özellikle yüksek hücum açısı rejimlerinde uçuş denetim sistemi, eyleyicilerin doyuma ulaşmasını sağlamak ve bu durum uçuş güvenliğini tehlikeye atmaktadır. Orta Doğu Teknik Üniversitesi'nde, 2008 yılında Muhammet Sert tarafından yapılan yüksek lisans tez çalışmasında F-16 uçağının füzelerden kaçması için bir algoritma geliştirilmiş, bu kapsamda F-16 uçağına LQR ve PID denetleyici yöntemleri ile otopilot tasarımı yapılmıştır [15]. İstanbul Teknik Üniversitesi'nde ise 2010 yılında Nazım Kemal Üre tarafından hazırlanan yüksek lisans tezinde, İnsansız Savaş Uçakları için ani manevra planlaması yapabilecek algoritma ve denetim sistemleri üzerine çalışma yapılmıştır [16]. Bu kapsamda F-16 savaş uçağına Kayan Kipli

Denetim (Sliding Mode Control) yöntemi ile otopilot tasarımı yapılmış ve başarıyla benzetim çalışmaları tamamlanmıştır. Norwegian University of Science and Technology'de 2012 yılında yapılan yüksek lisans tezinde ise F-16 uçağı için "L1 Adaptive Control" yöntemi ile iç döngülere denetleyici tasarımı ve benzetim çalışması yapılmıştır [17]. Ayrıca 2012 yılında yine aynı okulda F-16 için "Nonlinear Model Predictive Control" (NMPC) yöntemi ile hata toleranslı otopilot tasarımı ve benzetim çalışması yapılmıştır [18].

Literatüre bakıldığında çeşitli denetleyici yöntemleri kullanılarak F-16 için otopilot tasarımları yapıldığı görülmektedir. Bu tez çalışmasında otopilot tasarımı için Sürekli Zaman Öngörülü Genelleştirilmiş Denetim (SÜGÖNDE) yöntemi kullanılmıştır. Öngörülü denetim yöntemleri 70'li yılların sonlarından itibaren başlamış ve günümüze kadar devam etmiş bir araştırma konusudur [19]–[36]. Bir model üzerine yöntemin kurgusu yapıldığı için genellikle Model Öngörülü Denetim (Model Predictive Control - MPC) olarak adlandırılırlar. Bu yöntemlerin en önemli özellikleri parametre ayarlamalarının kolay yapılması, gürbüz olmaları ve kolay anlaşılır olmalarıdır [32]. Öngörülü denetim yöntemleri ilk olarak kesikli zamanda geliştirilmiştir. Öngörülü denetim yöntemlerinden biri olan Genelleştirilmiş Öngörülü Denetim [27] (GÖNDE) yönteminin sürekli zaman karşılığı sayılabilecek Sürekli Zaman Öngörülü Denetim yöntemi [24] denetlenen sistemin gelecekteki çıkışlarını öngörmeye dayanan bir denetim yöntemidir [33]. Sürekli zaman sistem modeli üzerinden türetilen SÜGÖNDE yönteminin kesikli zamanda türetilen öngörülü denetim yöntemlerine karşı bazı üstünlüklerinin olduğunu gösteren çalışmalar mevcuttur [32]. Pratik karşılaştırmalı çalışmalarda da bu sonuca ulaşılmıştır [34]. Çok değişkenli sistemlere de genişletilmiş olan SÜGÖNDE yöntemi [35] ayrıca kısıtlamaların dikkate alındığı Kısıtlı SÜGÖNDE [36] olarak da genişletilmiştir. Bu tez çalışmasında tek girişli tek çıkışlı sürekli zaman modeli üzerine kurgulanan SÜGÖNDE yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca literatüre bakıldığında SÜGÖNDE yöntemi ile bir havacılık uygulamasının yapılmadığı görülmektedir.

Denetleyici tasarımı yapılırken Askeri Standartlar (Military Standards) temel tasarım ölçütü olarak alınmıştır. Havacılık tarihi boyunca edinilen bilgi birikimini bir ölçüt haline getiren bu dokümanlar (MIL-F 8785C, MIL-DTL 9490E, MIL-STD-1797A, RTO-TR-029, GARTEUR) uçuş denetim sistemi tasarlanırken güvenli ve kararlı uçuşu sağlayan sınır ve başarımlarını barındırmaktadır [37]–[41]. Ayrıca

insanlı uçaklarda uçuş kalitesi (flying quality) ve kullanım kalitesi (handling quality) analizleri son derecede büyük bir önem teşkil etmektedir. Özellikle savaş uçaklarında pilotların ani ve keskin manevralar yapabilmesi için çeşitli uçuş denetim sistemleri mevcut olup pilotların güvenli uçuşa devam edebilmesi adına birçok çalışma yapılmıştır. George Cooper ve Robert Harper'ın hazırlamış olduğu ve uçuş testlerine dayanan "Cooper-Harper Rating" sistemi ile hava araçlarının kullanım kalitesi seviyeleri belirlenmiş ve belli kuramsal altyapılara dayandırılmıştır [42]. Ayrıca gerçek bir uçağa otopilot ve uçuş denetim sistemi tasarımı yapıldıktan sonra hava aracının uçuş sertifikası alabilmesi için bütün dünyada benimsenmiş bu ölçütleri sağlıyor olması beklenmektedir. Bu sebeple, yapılan çalışmanın mümkün olduğunca gerçekçi olmasını sağlayabilmek adına denetleyicilerin tasarımı ilgili standartlara uygun olarak yapılmış ve ilgili analizler ile değerlendirilmiştir.

1.4 Tezin Kapsamı

Bu tez çalışmasında F-16 savaş uçağına Sürekli Zaman Öngörülü Denetim (SÜGÖNDE) yöntemi ile uçuş denetim sistemi tasarlanmıştır. Tasarım sırasında askeri standartlar ve uçuş kalitesi ile kullanım kalitesi ölçütleri göz önüne alınarak çalışmanın mümkün olduğunca gerçeğe yakın olması sağlanmıştır. Tez çalışması altı bölümden oluşmaktadır.

Birinci bölüm giriş bölümü olup öncelikle havacılık ve otopilot sistemlerinin tarihi gelişiminden bahsedilmiş sonrasında ise tez çalışmasının motivasyonu ve F-16 otopilot tasarımı için literatür taraması verilmiştir. Ayrıca F-16 uçakları hakkında genel bir bilgilendirme yapılmıştır.

İkinci bölümde F-16 uçağının matematiksel modellemesi yapılmıştır. İlk olarak doğrusal olmayan model elde edilmiş ve ilgili denklemler vektörel biçimde türetilmiştir. Daha sonra hava aracının statik denge koşulunda küçük değişimler kuramı kullanarak doğrusal modeli elde edilmiştir. Doğrusal modeller boylamsal ve yanal-dikey olacak şekilde iki ayrı modelde indirgenmiş ve hava aracına ait kipler belirtilmiştir.

Üçüncü bölümde ise F-16 uçağına tasarlanacak otopilot ve uçuş denetim sistemi tasarımı üzerinde durulmuştur. Öncelikle hava araçlarında kullanılan sistemlerden bahsedilmiş daha sonrada tasarımda kullanılacak olan ölçütlerden bahsedilmiştir. Denetleyici tasarımında kılavuz olarak alınan askeri tasarım standartları (Military

Standards) ile uçuş kalitesi (flying quality) ve kullanım kalitesi (handling quality) ölçütleri açıkça belirtilmiştir.

Dördüncü bölümde ilk olarak denetleyici tasarımında kullanılacak olan SÜGÖNDE yöntemi tanıtılmış daha sonra ise askeri standartlar kapsamında belirlenmiş kararlılık ve gürbüzlük ölçütleri ile uçuş kalitesi ve kullanım kalitesi ölçütleri kılavuzluğunda denetleyici tasarımı yapılmıştır. Bu bölümde hem uçuşta pilota yardımcı olacak kararlılık ve denetim artırıcı destek sistemleri hem de yarı otonom uçuşu sağlayacak otopilot sistemleri tasarımı yapılmıştır. Denetleyici tasarımları doğrusal model üzerinden yapılmıştır. Pilota destek olacak uçuş denetim sistemleri kapsamında, pCAS, qCAS ve kayış açısı tutuş otopilotu (beta-hold) tasarlanmıştır. Yarı otonom uçuş denetim sistemi kapsamında ise hız tutuş (speed hold), irtifa tutuş (altitude hold), baş açısı tutuş (heading hold) otopilotları tasarlanmıştır.

Beşinci bölümde ise tasarlanan uçuş denetim sistemlerinin Matlab-Simulink ortamında doğrusal olmayan model üzerinden benzetim çalışması ile başarımların analizi yapılmıştır. Tasarlanan denetleyici ve sistem başarımları hem yanal-dikey hem de boylamsal eksenlerde ayrıntılı olarak incelenmiştir.

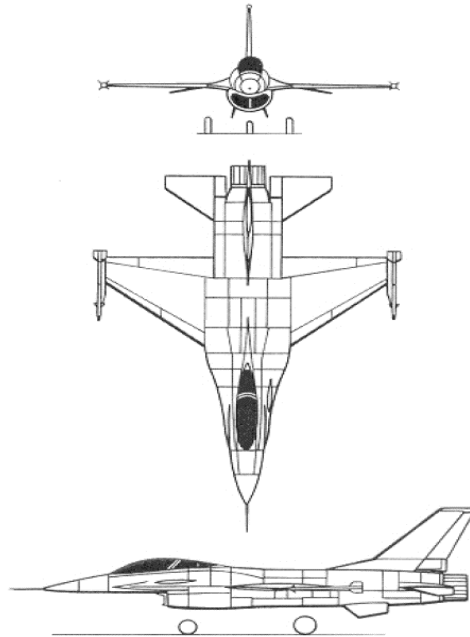
Altıncı Bölüm son bölüm olup yapılan çalışmanın değerlendirilmesinin yapıldığı ve özetlendiği bölümdür. Ayrıca bu çalışma ile birlikte gelecekte yapılabilecek çalışmalardan da bahsedilmiştir.

2. F-16 UÇAĞININ MATEMATİKSEL MODELİ

Hava araçlarına uçuş denetim sistemleri tasarlayabilmek için matematiksel modellerinin bilinmesi gerekmektedir. Modelin doğruluğu tasarlanacak denetleyicinin başarımına doğrudan etki etmektedir. Bu sebeple 2. Bölüm'de F-16 savaş uçağının matematiksel modellenmesi yapılacaktır. Öncelikle doğrusal olmayan hareket denklemleri türetilecek, daha sonra ise bu denklemler üzerinden hava aracının istenilen denge koşullarında doğrusal modeli elde edilecektir. Elde edilen her iki modelin doğruluğu ve benzer sonuçlar verdiğinin sağlanması yapıldıktan sonra doğrusal model durum uzay formunda yazılarak boylamasına ve yanal-dikey olmak üzere iki ayrı (decoupled) modele ayrıştırılacaktır. Hava aracı için tasarlanacak uçuş denetim sistemleri bu bölümde elde edilen ayrı modelleri kullanacaktır. Hazırlanan modeller Matlab/Simulink ortamında gerçekleştirilecektir.

2.1 Platform Özellikleri

F-16 savaş uçağı yüksek başarıma sahip bir hava aracıdır ve bu istenilen başarıma sahip olabilmesi için aerodinamik etkiler göz önünde bulundurularak kesik delta kanat (cropped delta wing) şeklinde ve kanat hücum kenarı ok açısı 40° (leading edge sweep angle) olacak şekilde tasarlanmıştır (Şekil 2.1). Hava aracına ait ilgili fiziksel ve geometrik parametreler Tablo 2.1'de verilmiştir.

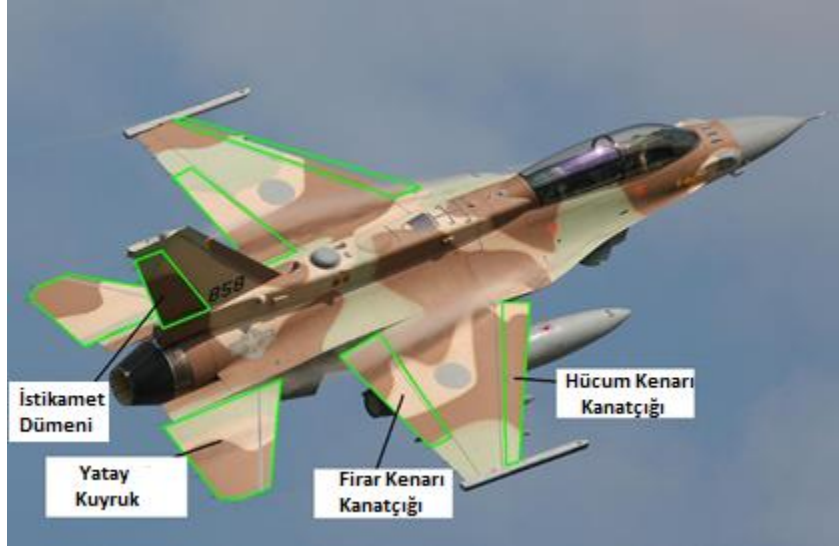


Şekil 2.1 F-16 uçağının 3 açıdan görünümü

Tablo 2.1 Hava aracı fiziksel ve geometrik parametre listesi ve değerleri

Parametre	Sembol	Değer
Hava aracı ağırlığı (kg)	m	9295.44
Referans kanat açıklığı (m)	b	9.144
Referans kanat alanı (m ²)	S	27.87
Ortalama aerodinamik veter (m)	\bar{c}	3.45
Yatma momenti ataleti (kg.m ²)	I_x	12874.8
Yunuslama momenti ataleti (kg.m ²)	I_y	75673.6
Sapma momenti ataleti (kg.m ²)	I_z	85552.1
Çarpım momenti ateleti (kg.m ²)	I_{xz}	1331.4
Çarpım momenti ateleti (kg.m ²)	I_{xy}	0.0
Çarpım momenti ateleti (kg.m ²)	I_{yz}	0.0
Kütle merkezi yeri (m)	x_{cg}	$0.3\bar{c}$
Referans kütle merkezi yeri (m)	x_{cg_r}	$0.35\bar{c}$
Motor dönel momenti (kg.m ² /s)	h_{eng}	216.9

Yüksek manevra kabiliyeti için statik olarak kararsız tasarlanan F-16 uçağının kanatlarında hücum kenarı kanatçığı (leading edge flap) ve firar kenarı kanatçığı (trailing edge flap) mevcuttur. Hücum kenarı kanatçığı hava aracının yüksek hücum açılarında uçmasını sağlamak adına kanadın kamburluğunu ve aerodinamik yapısını değiştirmektedir. Firar kenarı kanatçıkları ise hava aracının yatış hareketi yapmasını sağlamaktadır. Yatay kuyruk iki ayrı parçadan oluşmakta olup tamamen hakaret edebilmektedir. Dikey kuyruğun firar kenarında ise istikamet dümeni (rudder) mevcuttur. Yatay kuyruk hareketiyle yunuslama momenti, istikamet dümeni hareketi ile ise sapma momenti elde edilmektedir. İlgili oynar yüzeyler Şekil 2.2'de verilmiştir. F-16 modellemesi yapılırken oynar yüzeyler yaptıkları etki sebebiyle aerodinamik veri tabanında irtifa dümeni (elevator), kanatçık (aileron), istikamet dümeni (rudder), hücum kenarı kanatçığı (leading edge flap) olarak adlandırılmıştır.



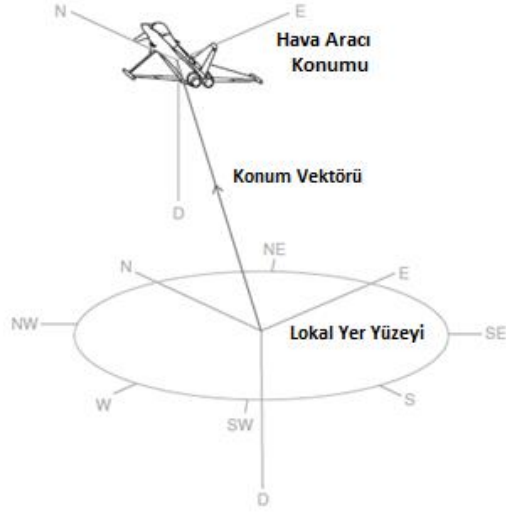
Şekil 2.2 F-16 uçağında bulunan oynar yüzeyler

2.2 Referans Eksen Takımları

Hava araçları üç eksende öteleme hareketi yapabilen ve üç eksende dönme hareketi yapabilen altı serbestlik derecesine (6DOF) sahip katı bir cisim olarak modellenmektedir. Bu kapsamda uçuş dinamiği on iki adet denklem ile ifade edilmekte olup bu denklemlerin uygun bir koordinat sisteminde yazılması gerekmektedir. Havacılıkta kullanılan birçok koordinat sistemi mevcut olup bu çalışmada dört farklı referans koordinat sistemi tanımlanmıştır. Bunlar; Gövde Eksen Takımı (*Body Frame: BF*), Yer Eksen Takımı (*Earth Frame: EF*), Kararlılık Eksen Takımı (*Stability Frame: SF*) ve Rüzgâr Eksen Takımıdır (*Wind Frame: WF*). Denklemler türetilirken referans koordinat sistemleri arasında geçiş sağlayan dönüşüm formülleri de gerekmektedir.

2.2.1 Yer Eksen Takımı

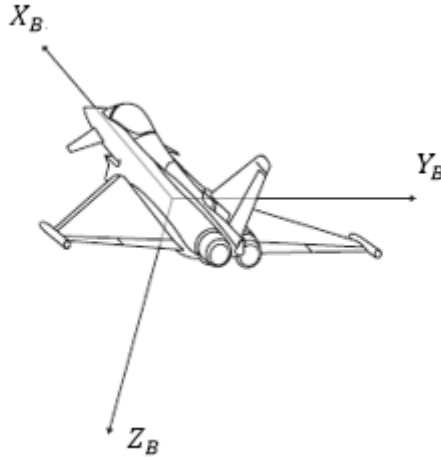
Yer Eksen Takımı ($EF : [X_E, Y_E, Z_E]$) dünya yüzeyine yerleştirilmiş olup X_E eksenini kuzeyi (*North: N*), Y_E eksenini doğuyu (*East: E*) ve Z_E eksenini ise dünyanın merkezini (*Down: D*) işaret etmektedir. Dünya yüzeyinin düz olduğu ve yer eksen takımının sabit olup dönmediği (nonrotating) varsayımı ile bu eksen takımı referans ataletsel eksen takımı (Reference Inertial Frame) olarak kabul edilmektedir ve çoğu zaman NED eksen takımı adı kullanılmaktadır (Şekil 2.3). Hava aracının hareket denklemleri yazılırken Newton yasalarından yararlanılmakta ve referans olarak yer eksen takımı kullanılmaktadır.



Şekil 2.3 Yer eksen takımı

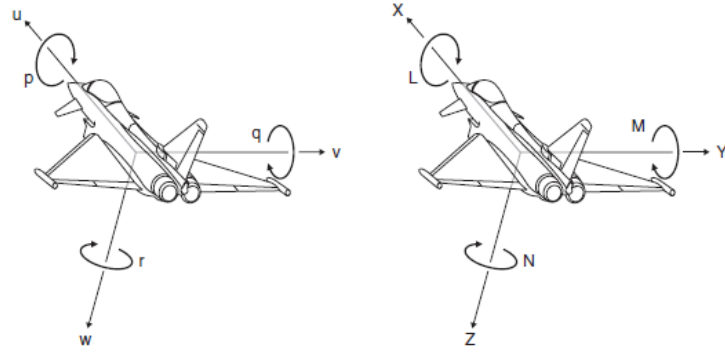
2.2.2 Gövde Eksen Takımı

Gövde Eksen Takımı ($BF: [X_B, Y_B, Z_B]$) orijini hava aracının ağırlık merkezine sabitlenmiş olup hava aracı ile birlikte hareket etmekte ve dönmektedir. X_B eksenini hava aracının burnunu, Y_B eksenini hava aracının sağ kanatını, Z_B eksenini ise gövdeye dik bir şekilde düz uçuşta aşağıyı işaret etmektedir



Şekil 2.4 Gövde eksen takımı

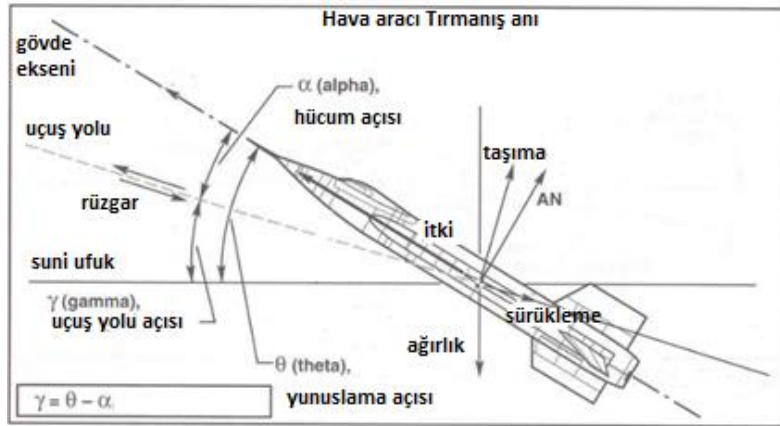
Hava aracına ait gövde ekseninde tanımlanmış doğrusal hız (u, v, w) , açısal hız (p, q, r) , kuvvet $(F_{X_B}, F_{Y_B}, F_{Z_B})$ ve momentler (L, M, N) ve yönleri Şekil 2.5'te gösterilmiştir.



Şekil 2.5 Gövde eksen takımı üzerinde tanımlanmış hız, kuvvet ve momentler

2.2.3 Kararlılık Eksen Takımı

Gövde Eksen Takımında (BF), Y_B eksenini etrafında negatif hücum açısı kadar (α) dönüş yapıldığında elde edilen yeni eksen takımına Kararlılık Eksen Takımı ($SF: [X_S, Y_S, Z_S]$) adı verilir. Eğer uçuş bakışımı ve kayış açısı (β) sıfır ise hava aracına etkiyen net taşıma ($Lift:L$), sürüklenme ($Drag:D$) ve yanal kuvvetler ($Side Force:$) kararlılık eksen takımında yazılmaktadır. Ayrıca uçuş yolu açısı (γ : *flight path angle*) hava aracının kararlılık eksen takımı ile yer eksen takımı arasındaki açığa denir ve hava aracının dikey yönde hareketiyle doğru orantılıdır. Pozitif γ hava aracının tırmanış yaptığı anlamına, negatif γ ise hava aracının alçalış yaptığı anlamına gelir. Hücum açısı, uçuş yolu açısı ve yunuslama açısı arasındaki ilişki Şekil 2.6'da gösterilmekte olup Eş. 2.1 ile verilmiştir.

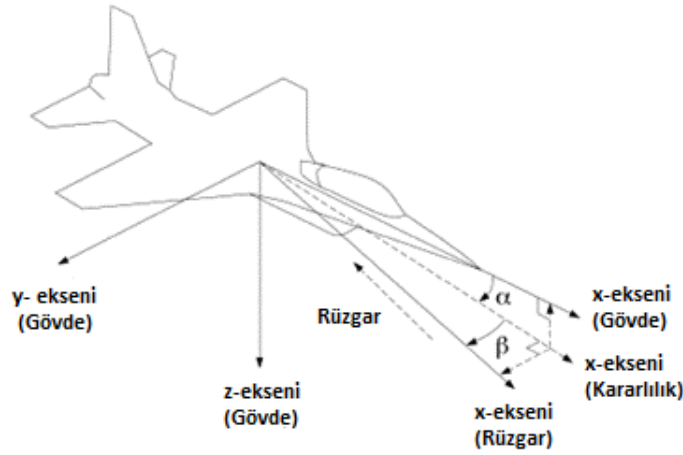


Şekil 2.6 Kararlılık eksen takımı

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (2.1)$$

2.2.4 Rüzgâr Eksen Takımı

Kararlılık eksen takımında, Z_S eksenini etrafında kayış açısı kadar (β) dönüş yapıldığında elde edilen yeni eksen takımına Rüzgâr Eksen Takımı ($WF: [X_W, Y_W, Z_W]$) adı verilir. Hava aracı simetrik olmayan bir denge uçuşu koşulunda ise ($\beta \neq 0^\circ$) kullanılan eksen takımınıdır. Rüzgâr eksen takımında X_W eksenini hava aracına etkiyen net rüzgâr ile daima aynı yöndedir. Ayrıca hava aracına etkiyen net taşıma (*Lift*: L), sürüklenme (*Drag*: D) ve yanal kuvvetler (*Side Force*:) rüzgâr eksen takımında yazılmaktadır.



Şekil 2.7 Hava aracı üzerinde bulunan eksen takımları

Eğer simetrik bir uçuş olursa ($\beta = 0^\circ$) rüzgâr eksen takımını ile kararlılık eksen takımını üst üste çakışır ve aynı yönelime sahip olurlar.

2.2.5 Eksen Takımları Arası Dönüşümler

Tanımlanmış olan eksen takımının yönelimleri arasında dönüşüm uygulanabilmektedir. Dönüşüm matrisleri dikgen (orthogonal) matrisler olup, matrisin tersi devriğine (transpose) eşittir. Bu özellik eksenler arası geçişlerde kolaylık sağlamaktadır. Birden fazla eksen dönüşümü uygulanacaksa sırasıyla dönüşüm matrislerin çarpılması ve sonuç matrisinin kullanılması yeterlidir.

Hava aracının yere göre yönelimini belirtmek için dönüşümlerde kullanılan açılara Euler açıları denir. Uygulama alanına bağlı olarak eksen takımını arasında dönüşüm sağlayan çeşitli dönüşüm sıralamaları mevcut olup havacılıkta kullanılan dönüşüm sırası 321 olarak adlandırılmaktadır. Gövde eksen takımınında X_B eksenini etrafında yapılan dönüşün yer eksen takımınına göre yaptığı açığa yatış açısı

(roll: ϕ), Y_B eksenini etrafında yapmış olduğu açığa yunuslama açısı (pitch: θ) ve Z_B eksenini etrafında yapmış olduğu açığa sapma açısı (yaw: ψ) adı verilir. Bu kapsamda Euler açıları ile 321 dönüşüm sırası kullanılarak yer eksen takımından gövde eksen takımına geçiş yapılabilir. Toplam dönüşüm matrisini elde etmek için sırasıyla aşağıdaki dönüşümler uygulanmalıdır:

- İlk olarak Z_B eksenini etrafında ψ açısı kadar dönüşüm uygulanır. İlgili dönüşüm matrisi Eş. 2.2 ile verilmiştir.

$$T_\psi = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

- İkinci olarak Y_B eksenini etrafında θ açısı kadar dönüşüm uygulanır (Eş. 2.3).

$$T_\theta = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

- Son olarak X_B eksenini etrafında ϕ açısı kadar dönüşüm uygulanır (Eş. 2.4).

$$T_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Elde edilen dönüşüm matrisleri Eş. 2.5'te verildiği gibi sırasıyla çarpıldığında gövde eksen takımından yer eksen takımına geçiş için kullanılacak toplam dönüşüm matrisi $T_{E/B}$ elde edilir.

$$T_{E/B} = T_\psi \cdot T_\theta \cdot T_\phi \quad (2.5)$$

$$T_{E/B} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Yer ekseninden gövde eksenine geçiş için ise yapılan işlemlerin tam tersi sırasında ve ters işaretlerle tekrar edilmesi gerekir. Bu işlem $T_{E/B}$ matrisinin tersini almakla aynıdır. Daha önce belirtildiği gibi dönüşüm matrisleri dikgen oldukları için

$T_{E/B}$ matrisinin devriğini almak yeterlidir. Dönüşüm matrisinde kolaylık olması adına sinüs işlemleri için $s(\cdot)$, cosinüs işlemleri için $c(\cdot)$ ifadeleri kullanılmıştır.

$$T_{B/E} = T_{E/B}^T \quad (2.8)$$

$$T_{B/E} = T_{\phi}^T \cdot T_{\theta}^T \cdot T_{\psi}^T \quad (2.9)$$

$$T_{B/E} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi s\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi s\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Havacılık uygulamalarında kullanılan 321 dönüşüm sıralamasında $\theta = \pm 90^\circ$ olması durumunda tekillik (singularity) oluşmaktadır ve bu durum kinematik denklemleri etkilemektedir. Bu tez çalışmasında hava aracının yüksek yunuslama açısında olmadığı koşullar incelenmiş ve tekillik durumu oluşmamıştır.

Gövde eksenini ile kararlılık eksenini arası dönüşüm ise Y_B eksenini etrafında negatif hücum açısı (α) kadar döndürülmesi ile bulunur.

$$SF = T_{S/B}BF \quad (2.12)$$

$$T_{S/B} = T_{\alpha} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Kararlılık eksenini ile rüzgâr eksenini arası dönüşüm, Z_S eksenini etrafında kayış açısı (β) kadar döndürülmesi ile bulunur.

$$WF = T_{W/S}SF \quad (2.15)$$

$$T_{W/S} = T_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\begin{bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Gövde eksen takımından doğrudan rüzgâr eksen takımına geçiş yapmak için iki adet dönüşüm uygulanmalıdır. Dönüşüm matrislerinin sırasıyla çarpılmasıyla elde edilen matris belirtilen işlem için kullanılabilir.

$$WF = T_{W/B}BF \quad (2.18)$$

$$T_{W/B} = T_\beta \cdot T_\alpha \quad (2.19)$$

$$T_{W/B} = T_{W/S} T_{S/B} \quad (2.20)$$

$$\begin{bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\alpha)\cos(\beta) \\ -\cos(\alpha)\sin(\beta) & \cos(\beta) & -\sin(\alpha)\sin(\beta) \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

2.3 Aerodinamik Veri Tabanı

Aerodinamik model, hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentlerin hesaplanması için gereken katsayıların değişkenlere bağlı fonksiyonlar şeklinde yazılmasıyla oluşan veri tabanıdır. Aerodinamik kuvvet ve momentler Eş. 2.22 – 2.27’de verildiği gibi hesaplanmakta olup eşitliklerde görüleceği üzere toplam aerodinamik katsayıları ($C_{X_T}, C_{Y_T}, C_{Z_T}, C_{L_T}, C_{M_T}, C_{N_T}$) birden fazla değişkenin fonksiyonudur ve genel olarak aşağıdaki gibi yazılabilir. Aerodinamik model içerisinde kullanılan total aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının eşitlikleri değişkenlere bağlı olarak EK B’de verilmiştir.

$$F_{X_A} = \bar{q}SC_{X_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_{lef}) \quad (2.22)$$

$$F_{Y_A} = \bar{q}SC_{Y_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_a, \delta_r, \delta_{lef}) \quad (2.23)$$

$$F_{Z_A} = \bar{q}SC_{Z_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_{lef}) \quad (2.24)$$

$$L = \bar{q}SbC_{L_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_{lef}) \quad (2.25)$$

$$M = \bar{q}S\bar{c}C_{M_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_{lef}) \quad (2.26)$$

$$N = \bar{q}SbC_{N_T}(V_t, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_{lef}) \quad (2.27)$$

Yukarıdaki eşitliklerde bulunan S, \bar{c} ve b Tablo 2.1'de verilmiş olup \bar{q} ise dinamik basıncı ifade etmektedir. $\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_{lef}$ ise hava aracına ait oynar yüzeyleri ifade etmekte olup sırasıyla, irtifa dümeni, kanatçık, istikamet dümeni ve firar kenarı kanatçığı olarak adlandırılmaktadır.

Hava aracının karakteristiğini betimleyen aerodinamik model son derecede önemli olup rüzgâr tüneli testleri sonucunda ya da hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi (Computational Fluid Dynamics: CFD) ile elde edilen binlerce grafik verisinin tablolar halinde yazılmasından oluşmaktadır. Elde edilen tabloların doğruluğu hava aracı modeline doğrudan etki etmektedir. Tablo 2.2'de örnek olarak NASA raporundan alınan F-16 uçağı için irtifa dümeni konumu 10° iken hücum açısı ve kayış açısına bağlı olarak hazırlanmış olan $C_x(\alpha, \beta, \delta_e = 10)$ katsayısının aerodinamik veri tabanı verilmiştir [8].

Tablo 2.2 Aerodinamik tablo örneği

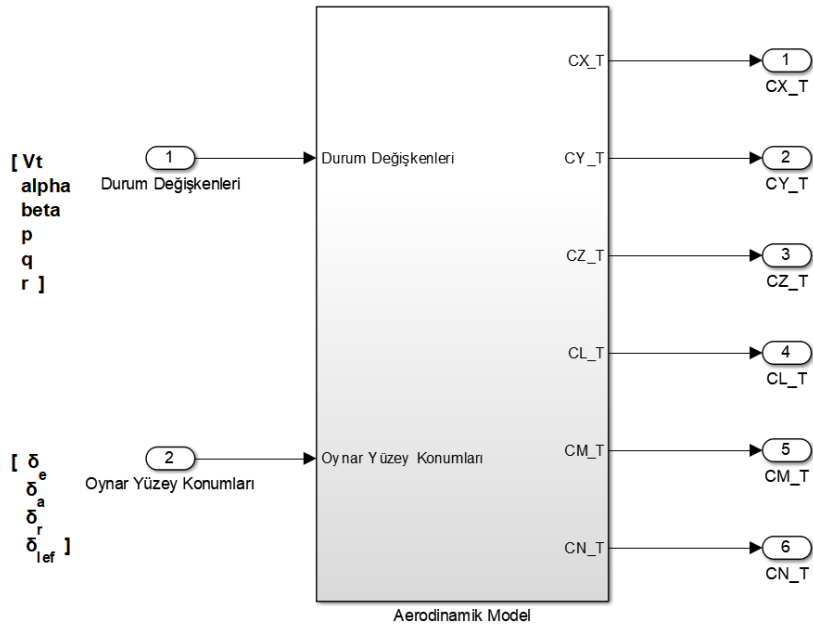
$$C_x(\alpha, \beta, \delta_H = 10^\circ)$$

BETA	-30.0	-25.0	-20.0	-15.0	-10.0	- 8.0	- 6.0	- 4.0	- 2.0	
ALPHA	0.0	+ 2.0	+ 4.0	+ 6.0	+ 8.0	+10.0	+15.0	+20.0	+25.0	+30.0
-20.0	-.10230	-.10120	-.10000	-.100470	-.10350	-.09910	-.09990	-.09100	-.08840	
-15.0	-.08840	-.09070	-.09080	-.09130	-.09180	-.09430	-.09550	-.09880	-.09200	-.09310
-10.0	-.10100	-.10070	-.10090	-.10040	-.10000	-.10060	-.10300	-.10650	-.10750	-.10460
- 5.0	-.06640	-.07150	-.07550	-.07800	-.08450	-.08730	-.08850	-.08960	-.08980	-.08640
0.0	-.04720	-.04980	-.05210	-.05330	-.05670	-.05780	-.05860	-.05950	-.06020	
+ 5.0	-.01460	-.01340	-.01240	-.01300	-.01700	-.01760	-.01830	-.01890	-.02050	-.04550
+10.0	-.01820	-.02420	-.02810	-.03130	-.03260	-.03310	-.03220	-.03270	-.03200	-.01550
+15.0	.03130	.03130	.03230	.03290	.03280	.03260	.03130	.02810	.02420	.01820
+20.0	.05370	.06020	.06490	.07360	.07850	.08080	.08260	.08360	.08350	
+25.0	.08290	.08330	.08290	.08200	.08100	.07850	.07360	.06890	.06020	.05370
+30.0	.08710	.09240	.09070	.08900	.09750	.09960	.09990	.09980	.09740	
+35.0	.09710	.09810	.09870	.09920	.09590	.09470	.08700	.08790	.08960	.08430
+40.0	.09160	.10160	.10000	.09960	.10070	.10270	.10270	.09950	.09710	
+45.0	.09490	.09600	.09850	.09990	.09840	.09810	.09700	.09820	.09900	.08900
+50.0	.05090	.07140	.07500	.08900	.09530	.10720	.11000	.11130	.11160	
+55.0	.11040	.10930	.10960	.10770	.10600	.10600	.10460	.09830	.08070	.06020
+60.0	.04810	.05600	.07050	.07830	.09290	.09870	.11200	.11950	.12070	
+65.0	.12010	.11990	.12100	.11880	.11550	.10810	.09350	.08570	.07120	.06330
+70.0	.06640	.07410	.06940	.07850	.09260	.09510	.10540	.10910	.11270	
+75.0	.11270	.11390	.11000	.10390	.10310	.09880	.08470	.07560	.08030	.07260
+80.0	.08460	.08110	.08420	.08450	.09330	.09380	.09220	.09460	.09920	
+85.0	.09960	.09890	.09780	.09540	.09220	.08940	.08060	.08030	.07720	.08070
+90.0	.09000	.09850	.10110	.09990	.10630	.10610	.10100	.09960	.10210	
+95.0	.10710	.10710	.10640	.10700	.10360	.10320	.09600	.09800	.09540	.08770
+100.0	.08420	.08690	.07900	.08020	.10250	.10100	.09930	.09800	.09910	
+105.0	.10300	.09720	.08970	.09140	.09690	.10150	.08720	.07800	.08590	.08320
+110.0	.07490	.08230	.08490	.07940	.08310	.08410	.08960	.09080	.09150	
+115.0	.09140	.09080	.08930	.08950	.08890	.08680	.08310	.08860	.08600	.07860
+120.0	.05040	.05000	.05040	.04670	.08130	.08110	.09720	.09500	.10750	
+125.0	.11900	.11010	.10010	.09670	.09580	.09310	.05000	.06220	.06180	.06220
+130.0	.04210	.03800	.03550	.03970	.04200	.04170	.04240	.04780	.04730	
+135.0	.05190	.04840	.04650	.04890	.04720	.04500	.04270	.03850	.04100	.04510
+140.0	.04330	.04040	.03950	.04670	.04950	.04920	.04490	.04840	.05000	
+145.0	.05040	.04950	.04630	.04570	.05100	.04820	.04540	.03820	.03910	.04200

Bu tez çalışması kapsamında kullanılan aerodinamik veri tabanı, 1/6 oranında küçültülmüş F-16 modelinin NASA'nın Ames and Langley Research Centers adlı

rüzgar tüneli tesislerinde yapılmış olan düşük hızlı ($0 \leq M \leq 0.6$) statik ve dinamik rüzgar tüneli test sonuçlarından elde edilmiştir. Statik aerodinamik veri sonuçları hücum açısı (α) ve kayış açısının (β) bir fonksiyonu olacak şekilde tablolar halinde verilmiştir. Tabloların limit değerleri $-20^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ ve $-30^\circ \leq \beta \leq 30^\circ$ olacak şekilde yüksek doğrulukta (High Fidelity) veri tabanı hazırlanmıştır. Dinamik aerodinamik veriler ise $\beta = 0^\circ$ için $-20^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ aralığında tablo haline getirilmiştir. Aerodinamik moment katsayıları ağırlık merkezi $0.35\bar{c}$ olacak şekilde hazırlanmış olup, denklemlerde istenilen referans noktaya ayarlanabilmektedir.

NASA Technical Paper-1538 [8] ile verilmiş olan bu tablolar bilgisayar ortamına aktarılarak kullanılmıştır. Benzetim çalışmasında tablolar içerisinde ara değer hesaplaması (interpolation) yapılarak anlık aerodinamik katsayılar ve ilgili kuvvet ve momentler hesaplanmaktadır. Literatürde Lewis Stevens'in [2] Matlab ortamında hazırlanmış olduğu bir F-16 modeli olup düşük doğrulukta (low fidelity) aerodinamik veri kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasının mümkün olduğunca gerçeğe yakın sonuç verebilmesi adına hazırlanan modelde yüksek doğrulukta aerodinamik veri tabanı kullanılmıştır. Hazırlanan model Şekil 2.8'de gösterilmektedir.



Şekil 2.8 Aerodinamik model

2.4 Motor Modeli

F-16 uçağı General Electric F110-GE-100 ya da Pratt & Whitney F100-PW-220 tipli “afterburnerlı turbofan” jet motoruna sahiptir. Motorun itki gücü mach sayısına (M)

ve irtifaya (h) bağılı olarak $0 \leq M \leq 1$ ve $0 \leq h \leq 15240$ m aralığında Tablo 2.3'de verildiği gibi üç farklı itki gücü seviyesinden oluşmaktadır. İtki kuvveti hesaplanırken bu tablodan ara değer hesabı yapılarak elde edilen veriler kullanılmaktadır.

Tablo 2.3 Motorun irtifaya ve mach sayısına bağılı itki kuvveti değerler

Mach	İrtifaya bağılı (m) itki değerleri - (N)					
	0	3048	6096	9144	12192	15240
T_{idle}						
0.2	2824	1890	3069	4492	5916	7562
0.4	267	111	1535	3358	5026	6783
0.6	-4537	-3158	-1334	1557	4048	6049
0.8	-12010	-8451	-5782	-1099	2669	4893
1.0	-16013	-6227	-2647	-1521	-890	3114
T_{mil}						
0.2	56401	40699	28080	17970	10987	6227
0.4	56089	41420	29401	19082	11565	6939
0.6	56223	43764	31536	20728	12632	7384
0.8	55111	45263	34472	23663	14456	8585
1.0	51953	43804	35086	27133	16902	10275
T_{max}						
0.2	95276	69834	49929	32573	19727	11565
0.4	100970	74993	54488	36269	22240	12610
0.6	107820	84112	61204	41300	25354	14300
0.8	115959	93742	71057	49440	30513	17570
1.0	128485	103723	81398	59977	38440	22464

Sistemdeki gaz kolu komutu $0 \leq \delta_t \leq 1$ aralığında belirlenmiştir ve yüzdesel motor gücü komutuna (P_c) $[0,100]$ Eş. 2.28'de verildiği gibi dönüştürülmektedir.

$$P_c(\delta_t) = \begin{cases} 64.94 \delta_t & \text{eğer } \delta_t \leq 0.77 \\ 217.38 \delta_t & \text{eğer } \delta_t > 0.77 \end{cases} \quad (2.28)$$

Motor güç dinamiği birinci derecen bir sistem olarak modellenmiş olup sistemin zaman gecikme sabiti (τ_{eng}) değişimi Eş. 2.29 ve 2.30 ile verilmiştir.

$$\dot{P}_a = \frac{1}{\tau_{eng}} (P_c^* - P_a) \quad (2.29)$$

$$P_c^* = \begin{cases} P_c & \text{eğer } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ 60 & \text{eğer } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a < 50 \\ 40 & \text{eğer } P_c < 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ P_c & \text{eğer } P_c < 50 \text{ ve } P_a < 50 \end{cases} \quad (2.30)$$

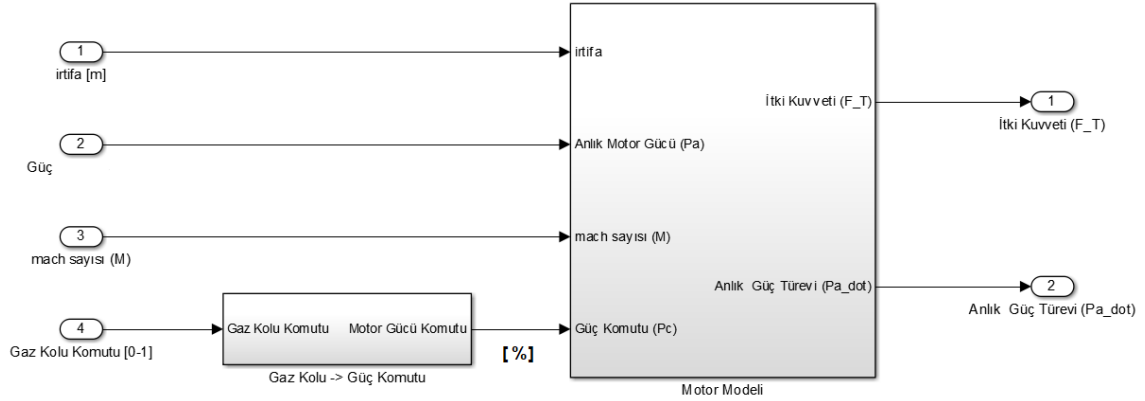
$$\frac{1}{\tau_{eng}} = \begin{cases} 5.0 & \text{eğer } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ \frac{1}{\tau_{eng}^*} & \text{eğer } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a < 50 \\ 5.0 & \text{eğer } P_c < 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ \frac{1}{\tau_{eng}^*} & \text{eğer } P_c < 50 \text{ ve } P_a < 50 \end{cases} \quad (2.31)$$

$$\frac{1}{\tau_{eng}^*} = \begin{cases} 1.0 & \text{eğer } (P_c^* - P_a) \leq 25 \\ 0.1 & \text{eğer } (P_c^* - P_a) \geq 50 \\ 1.9 - 0.036(P_c - P_a) & \text{eğer } 25 < (P_c^* - P_a) < 50 \end{cases} \quad (2.32)$$

İtke kuvveti (F_T) ise irtifa ve mach sayısına bağlı olarak Tablo 2.3'ten elde edilen T_{idle} , T_{mil} ve T_{max} değerleri ile anlık gerçek motor gücü (P_a) değeri kullanılarak Eş. 2.33'te verildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$F_T = \begin{cases} T_{idle} + (T_{mil} - T_{idle}) \left(\frac{P_a}{50} \right) & \text{eğer } P_a < 50 \\ T_{mil} + (T_{max} - T_{mil}) \left(\frac{P_a - 50}{50} \right) & \text{eğer } P_a \geq 50 \end{cases} \quad (2.33)$$

Hazırlanmış motor modeli Şekil 2.9 ile verilmiştir.



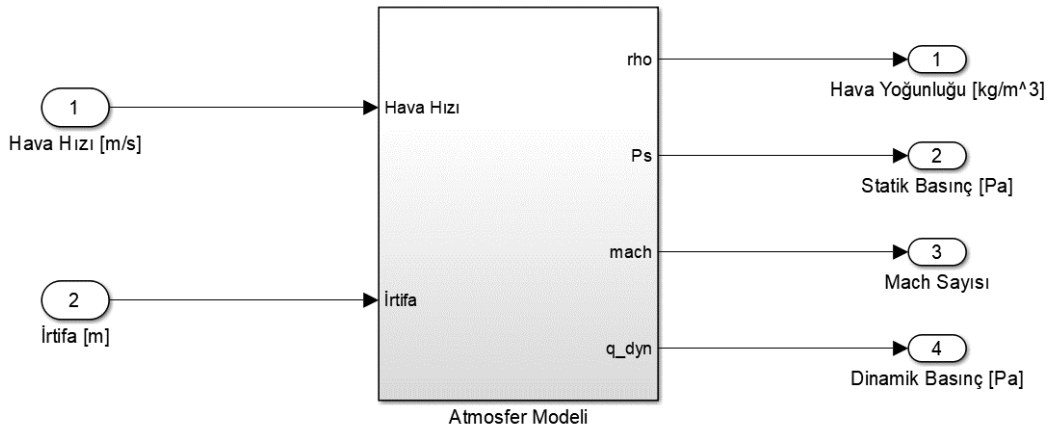
Şekil 2.9 Motor modeli

Motorun jiroskopik etkileri de sisteme eklenmiş ve motor açısal momentumu olan h_{eng} sabit bir değer olarak modellenmiş ve hava aracının gövde X_B ekseninde etki ettiği kabul edilmiştir.

$$h_{eng} = 216.9 \text{ kg.m}^2/\text{s} \quad (2.34)$$

2.5 Atmosferik Model

Atmosferik model verileri Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) tablolarına (1962) dayanmaktadır. Bu tablolar içerisinde türetilmiş fonksiyonlar hava hızı (V_T) ve irtifaya (h) bağlı olarak hava sıcaklığını, hava yoğunluğunu, statik basıncı ve ses hızını hesaplamaktadır (Şekil 2.10).



Şekil 2.10 Atmosferik model

Model içerisinde kullanılan denklemler aşağıda verilmiştir. Burada T hava sıcaklığını (Eş. 2.35), ρ hava yoğunluğunu (Eş. 2.36), P_s havanın statik basıncını (Eş. 2.37), M mach sayısını (Eş. 2.38), \bar{q} ise havanın dinamik basıncını ifade etmektedir.

$$T = \begin{cases} 390 & h \geq 10668 \text{ m} \\ (1 - 0.703 \times 10^{-5}h) \times 519 & h < 10668 \text{ m} \end{cases}, \quad [K] \quad (2.35)$$

$$\rho = 0.002377 \times T^{4.14}, \quad [kg/m^3] \quad (2.36)$$

$$P_s = 1715 \times \rho \times T, \quad [Pa] \quad (2.37)$$

$$M = \begin{cases} \frac{V_T}{\sqrt{1.4 \times 1716.3 \times 390}} & h \geq 10668 \text{ m} \\ \frac{V_T}{\sqrt{1.4 \times 1716.3 \times 519 \times T}} & h < 10668 \text{ m} \end{cases} \quad (2.38)$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_T^2, \quad [Pa] \quad (2.39)$$

2.6 Oynar Yüzey Modelleri

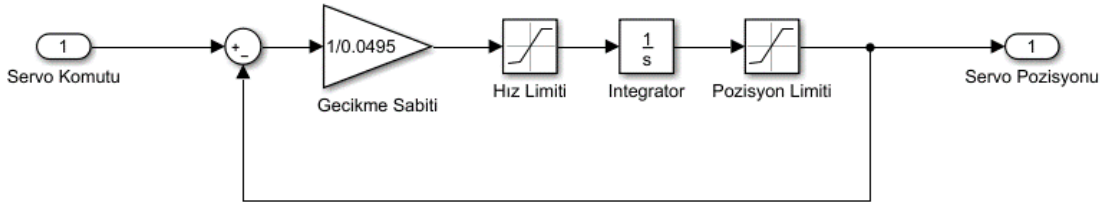
Hava aracında bulunan oynar yüzeyler Bölüm 2.1’de belirtildiği gibi irtifa dümeni, kanatçık, istikamet dümeni ve hücum kenarı kanatçığından oluşmaktadır. Oynar yüzeyler servo denetimli eyleyiciler (actuator) ile hareketlendirilmektedir. Her bir servo birinci dereceden sistem olarak modellenmiştir. Eyleyici modellerine ayrıca doğrusal olmayan etki yaratan konum ve hız limitleri de eklenmiştir. Bu sayede eyleyicilere fiziksel limitlerinin dışında bir komut geldiğinde doğrusal olmayan etkiler oluşacak ve denetleyicinin başarımını doğrudan etkilenecektir. Bu tez çalışmasının birincil önceliği mümkün olduğunca gerçekçi bir benzetim yapılması olduğu için denetleyici tasarımının da fiziksel ve doğrusal olmayan etkilere karşı dayanıklı olması sonucu ortaya çıkmaktadır.

Oynar yüzeylerin modellenmesinde kullanılan parametreler Tablo 2.4’te verilmiştir. Oynar yüzeylerin pozitif yönde yaptığı hareket negatif yönde moment oluşturmaktadır. Pozitif irtifa dümeni komutu negatif yunuslama momenti, pozitif kanatçık komutu negatif yatış momenti, pozitif istikamet dümeni komutu negatif sapma momenti oluşturmaktadır. Ayrıca pozitif gaz kolu komutu gövde X_B ekseninde pozitif ivme oluşturmaktadır.

Tablo 2.4 Oynar yüzey birim ve limit değerleri

Oynar Yüzey	Sembol	Birim	Konum Limiti	Hız Limiti	Zaman Sabiti
İrtifa Dümeni	δ_e	Derece (°)	[-25,25]	± 60 °/s	0.0495 sn
Kanatçık	δ_a	Derece (°)	[-21.5,21.5]	± 80 °/s	0.0495 sn
İstikamet Dümeni	δ_r	Derece (°)	[-30,30]	± 120 °/s	0.0495 sn
LEF	δ_{lef}	Derece (°)	[0,25]	± 25 °/s	0.136 sn
Gaz kolu	δ_t	%	[0,1]	-	-

Gaz kolu komutu ise (δ_t) [0,1] ile limitlenmiştir. Motor dinamiğinde birinci dereceden bir sistemle gecikme hesaba katıldığı için gaz kolu komutu için bir gecikme eklenmemiştir.



Şekil 2.11 Doğrusal olmayan oynar yüzey modeli

Hücum kenarı kanatçığı (*LEF*) hava aracının yüksek hücum açılarında da uçmasına olanak sağlamaktadır. Yüksek doğrulukta (high fidelity) aerodinamik modelin içerisinde δ_{lef} etkisi de olduğu için ve mümkün olduğunca gerçekçi bir çalışma yapabilmek için hücum kenarı kanatçığı da modellenmiştir. Bu oynar yüzey pilot tarafından doğrudan kumanda edilememektedir. Hava aracının anlık hücum açısı (α), statik basıncı (P_s) ve dinamik basıncına bağlı (\bar{q}) bir denetleyici ile otomatik olarak denetlenmektedir. Oynar yüzey konum komutunun hesaplanması için kullanılan aktarım işlevi NASA raporundan [8] alınarak Eş. 2.40'ta verilmiştir.

$$\delta_{lef} = 1.38 \frac{2s + 7.25}{s + 7.25} \alpha - 9.05 \frac{\bar{q}}{P_s} + 1.45 \quad (2.40)$$

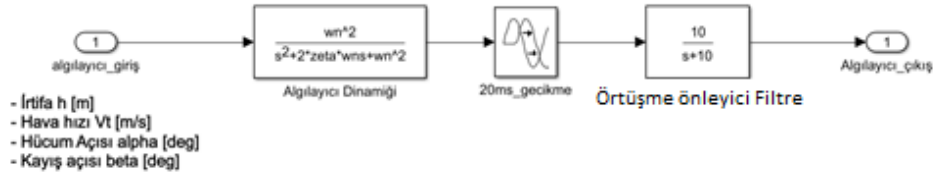
2.7 Algılayıcı Modelleri

Hava araçlarının aviyonik sistemlerinin en önemli görevlerinden biri de anlık olarak ihtiyaç duyulan bütün uçuş ve sistem bilgilerini ölçüp, pilot, otopilot ya da ilgili diğer sistemlere göndermesidir. Bu bağlamda hava araçlarında algılayıcılar mevcut olup bu sistemlerin kendi içerisinde bir dinamiği ve zaman gecikmeleri vardır. Özellikle gürültü bastırmak için kullanılan filtreleme teknikleriyle oluşan zaman gecikmeleri ve evre kaymaları denetleyici tasarımında ve başarımında çok önemli bir rol almaktadır. Ayrıca aviyonik mimaride birden fazla donanımsal birim birbiriyle iletişim halinde olup ilgili birimler kendi içerisinde bir işlem yapmaktadır. Bu işlem ve haberleşme içinde sistemin donanımsal ve yazılımsal başarımına bağlı olarak yine bir zaman gecikmesi mevcuttur. Bu kapsamda yapılan tez çalışmasının mümkün olduğunca gerçekçi olmasını sağlayabilmek için sistemdeki algılayıcılar ve ekstra zaman gecikmeleri de modellenmiştir.

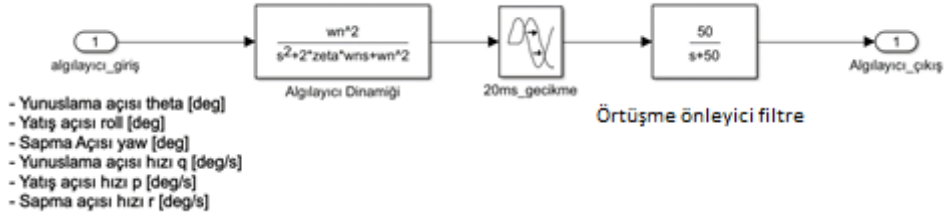
Algılayıcı modeli, GARTEUR dokümanında önerildiği gibi sistem dinamiği, örtüşme önleyici filtre (anti aliasing filter) ve 20 milisaniye gecikme eklenerek oluşturulmuştur [39]. Algılayıcılar hava veri sistemi (ADS: Air Data System) ve ataletsel seyrüsefer sistemi (INS: Inertial Navigation System) olmak üzere iki farklı birim olarak modellenmiştir. Hava veri sistemleri genellikle 10 Hz frekansında, ataletsel seyrüsefer sisteminde bulunan algılayıcılar 50 Hz frekansında ilgili uçuş denetim bilgisayarlarıyla haberleşmektedir. Bu bağlamda bütün algılayıcıların dinamikleri ilgili frekans bandına göre ikinci dereceden sistem olarak modellenmiş, ekstra zaman gecikmeleri ve örtüşme önleyici filtreleri eklenmiştir. Modelleme yapılırken kullanılan parametreler Tablo 2.5'te Simulink ortamında hazırlanmış modeller ise Şekil 2.12 ve Şekil 2.13'te verilmiştir.

Tablo 2.5 Algılayıcı birimleri parametreleri

Algılayıcı Birimi	Doğal Frekans	Algılayıcı Dinamiği	Örtüşme Önleyici Filtre	Zaman Gecikmesi
Hava Veri Sistemi - İrtifa h [m] - Hava hızı V_t [m/s] - Hücüm açısı α [°] - Kayış Açısı β [°]	$f = 10 \text{ Hz}$	$\frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$ $\omega_n = 2 \times \pi \times f$ $\zeta = 0.9$	$\frac{\tau}{s + \tau}$ $\tau = 10$	20 msn
Ataletsel Seyrüsefer Sistemi - Yunuslama açısı θ [°] - Yatış açısı ϕ [°] - Sapma açısı ψ [°] - Yunuslama açısı değişim hızı q [°/s] - Yatış açısı değişim hızı p [°/s] - Sapma açısı değişim hızı r [°/s]	$f = 50 \text{ Hz}$	$\frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$ $\omega_n = 2 \times \pi \times f$ $\zeta = 1$	$\frac{\tau}{s + \tau}$ $\tau = 50$	20 msn



Şekil 2.12 Hava veri sistemi algılayıcı modeli



Şekil 2.13 Ataletsel seyrüsefer sistemi algılayıcı modeli

Doğrusal model çıkarımı ve denetleyici tasarımı yapılırken zaman gecikmeleri 2. dereceden Pade fonksiyonları olarak kullanılmıştır.

2.8 Doğrusal Olmayan Model

Hava aracının uçuş karakteristiğini inceleyebilmek için dinamik denklemlerinin yazılması gerekmektedir. Uçuş dinamiğini betimleyebilmek için altı adet hareket denklemi üç adet konum denklemi ve üç adet de kinematik denklem yazılmalıdır. Toplamda elde edilen on iki adet denklemle hava aracının altı serbestlik derecesine (6DOF) sahip matematiksel modeli elde edilmiş olmaktadır. Bu denklemler doğrusal olmadığı için elde edilen model doğrusal olmayan model olarak adlandırılır. İlgili denklemleri türetirken bazı kabuller yapılmaktadır. Bu kabuller aşağıda verilmiştir:

- Hava aracının katı cisim (rigid body) olarak sabit kütle yoğunluğunda olduğu ve XZ ekseninde bakışlı olduğu kabul edilmektedir.
- İtke kuvvetinin hava aracının kütle merkezinden gövde eksen takımı üzerinde X_B eksenine etrafında etkidiği kabul edilmektedir.
- Motorun dönü hareketi dolayısıyla oluşan açıl momentum (h_{eng}) sadece hava aracı gövde X_B eksenine pozitif yönünde etki ettiği kabul edilmektedir.
- Dünyanın eğriliği (curvature) yok sayılmış ve dünyanın uzayda sabit olduğu kabul edilerek eksenlerinin referans ataletsel koordinat sistemi olarak kullanılabilceği kabul edilmektedir.

- Hava aracı dönüş hareketleri ve oynar yüzey hareketlerinin sağ el kuralına uyumlu olduğu kabul edilmektedir.
- Yer çekimi alanının dünyanın her yerinde aynı olduğu ve irtifa ile değişmediği kabul edilmektedir.
- Hava aracının yapısal hareketleri ve yakıtının çalkalanmalarından oluşabilecek göreceli hareketleri yok sayılmıştır.

2.8.1 Dinamik Denklemler

Hava aracına ait dinamik hareket denklemleri Newton'un ikinci yasasına göre türetilmektedir. Newton'un ikinci yasasına göre katı bir cisme etki eden bütün harici kuvvetlerin toplamı referans bir ataletsel eksen takımına göre cismin doğrusal momentumunun türevine eşittir ve cisme etki eden bütün harici momentlerin toplamı referans bir ataletsel eksen takımına göre cismin açısal momentumunun türevine eşittir [12]. Görüleceği üzere dinamik denklemleri yazabilmek için referans ataletsel eksen takımına ihtiyaç duyulur. Daha önce belirtildiği üzere yer eksen takımı referans ataletsel eksen takımı olarak kullanılmaktadır. Yer eksen takımına göre Newton'un ikinci yasası Eş. 2.41 ve 2.42'de gösterildiği gibi vektör biçiminde yazılabilmektedir.

$$\mathbf{F} = \frac{d}{dt}(m\mathbf{V}) \Big|_E \quad (2.41)$$

$$\mathbf{M} = \frac{d\mathbf{H}}{dt} \Big|_E \quad (2.42)$$

Verilen vektörel eşitliklerde \mathbf{F} hava aracına etkiyen toplam harici kuvvetleri, m hava aracının kütlelerini, \mathbf{V} hava aracının hız vektörünü, \mathbf{M} hava aracına etkiyen toplam harici momentleri ve \mathbf{H} ise açısal momentumu ifade etmektedir [12].

- **Kuvvet Denklemleri**

Eş. 2.41'de verilen kuvvet denklemi yer eksen takımına göre yazılmıştır. Hava aracı üzerindeki çoğu algılayıcı gövde eksen takımına göre ölçüm yaptığı için kuvvet denklemi gövde eksen takımında yazılır. Gövde eksen takımı daha önce belirtildiği gibi orijini hava aracının ağırlık merkezinde olup hava aracı ile birlikte hareket etmekte ve dönmektedir. Yer eksen takımı ise ataletsel eksen takımı olup dünya yüzeyinde sabittir ve hareket etmez. Bu açıdan bakıldığında gövde eksen takımında tanımlanmış hız vektörünün (\mathbf{V}) yer eksen takımına göre aynı anda genliği

değişirken eksen takımının dönüş yapabilmesinden kaynaklı vektörün yönü de değişmektedir. Türev alma işlemi yapılırken bu durumun hesaba katılması gerekir. Eş. 2.41'i gövde eksen takımında yazmak için Coriolis Teoremi kullanılır [43]. Bu teoremin temel mantığı hareket eden bir eksen takımında tanımlı bir vektörün türevini sabit bir eksen takımına göre hesaplamaktır (Eş. 2.43).

$$\mathbf{F} = \left. \frac{d}{dt}(m\mathbf{V}) \right]_B + \boldsymbol{\omega} \times m\mathbf{V} \quad (2.43)$$

Eşitlikte belirtilen \mathbf{V} ile $\boldsymbol{\omega}$ vektörü hava aracının yer eksen takımına (EF) göre olan doğrusal ve açısal hızlarının gövde eksen takımında yazılmış halleridir. Eş. 2.43 ile belirtilen harici kuvvetlerin ve her iki hız vektörünün gövde eksen takımında (BF) ifade edilmesi Eş. 2.44, 2.45 ve 2.46'da verilmiştir.

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Eş. 2.43 vektörel olarak hesaplandığında ise Eş. 2.47 elde edilir.

$$\begin{aligned} F_X &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_Y &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_Z &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (2.47)$$

Eşitlikte verilen F_X, F_Y, F_Z gövde eksen takımında hava aracına etkiyen toplam harici kuvvetleri ifade etmekte olup ağırlık vektörüne (\mathbf{W}), aerodinamik kuvvet vektörüne (\mathbf{R}) ve itki vektörüne (\mathbf{T}) bağlıdır (Eş. 2.48). İlgili vektörlerin gövde eksen takımındaki bileşenleri Eş. 2.49-2.51 ile verilmiştir.

$$\mathbf{F} = \mathbf{T} + \mathbf{W} + \mathbf{R} \quad (2.48)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} W_X \\ W_Y \\ W_Z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi s\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix}}_{T_{B/E}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} T_X \\ T_Y \\ T_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} F_{X_A} \\ F_{Y_A} \\ F_{Z_A} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q}SC_{X_T} \\ \bar{q}SC_{Y_T} \\ \bar{q}SC_{Z_T} \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

Eş. 2.47 ile verilen ifadeyi yukarıdaki kuvvet ifadeleri kullanılarak yazdığımızda Eş. 2.52 elde edilir.

$$\begin{aligned} F_{X_A} + F_T - mg\sin(\theta) &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_{Y_A} + mg\sin(\phi)\cos(\theta) &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_{Z_A} + mg\cos(\phi)\cos(\theta) &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (2.52)$$

- **Moment Denklemleri**

Eş. 2.42'de belirtilen denklem yine Coriolis Teoremi kullanılarak gövde eksen takımında Eş. 2.53'te verildiği gibi yazılır.

$$\mathbf{M} = \left. \frac{d\mathbf{H}}{dt} \right]_B + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (2.53)$$

Hava aracının XZ ekseninde bakışımı olduğu ve motordan kaynaklı açısız momentumun sadece pozitif X_B ekseninde etki ettiği kabulü ile açısız momentum ve eylemsizlik matrisi sırasıyla Eş. 2.54 ve 2.55'te verildiği gibi yazılır.

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \begin{bmatrix} h_{eng} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.54)$$

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

Eş. 2.53'te verilen vektörel işlem yapıldığında gövde eksen takımındaki toplam harici moment denklemi bulunmuş olur (Eş. 2.56).

$$\begin{aligned}
 M_X &= \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\
 M_Y &= \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} + rh_{eng} \\
 M_Z &= \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} - qh_{eng}
 \end{aligned} \tag{2.56}$$

Toplam harici momentler aerodinamik $[L \ M \ N]^T$ ile itki kuvveti ve motor içerisindeki dönel kütleden $[L_T \ M_T \ N_T]^T$ kaynaklı oluşmakta olup aşağıda Eş. 2.57'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_T \\ M_T \\ N_T \end{bmatrix} \tag{2.57}$$

Aerodinamik etkilerden dolayı elde edilen momentler Eş. 2.58'de verildiği gibi hesaplanabilmektedir. Ayrıca motorun X_B eksenini üzerinde olduğu kabulü gereği motor içerisindeki dönel kütle kaynaklı oluşan momentler Eş. 2.59 ile verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q}SbC_{L_T} \\ \bar{q}S\bar{c}C_{M_T} \\ \bar{q}SbC_{N_T} \end{bmatrix} \tag{2.58}$$

$$\begin{bmatrix} L_T \\ M_T \\ N_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ rh_{eng} \\ -qh_{eng} \end{bmatrix} \tag{2.59}$$

Bu bilgiler doğrultusunda aerodinamik moment denklemleri Eş. 2.60'da verildiği gibi yazılmaktadır.

$$\begin{aligned}
 L &= \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\
 M &= \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\
 N &= \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz}
 \end{aligned} \tag{2.60}$$

Eş. 2.52 ve 2.60 ile hava aracına ait üç adet doğrusal hareketi, üç adet açısal hareketi betimleyen toplamda altı adet dinamik denklem türetilmiştir.

2.8.2 Kinematik ve Konum Denklemleri

Hava aracının hareket denklemlerinin tamamlanması için kinematik ve konum denklemlerinin de yazılması gerekmektedir. Hava aracına ait ve gövde eksen takımına göre yazılmış olan açısal hız vektörünün (p, q, r) Euler açılarının türevi $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ cinsinden yazılmasıyla kinematik denklemler, aynı şekilde hava aracının gövde eksen takımında yazılmış olan hız vektörünün (u, v, w) yer eksen takımında yazılması $(\dot{x}_e, \dot{y}_e, \dot{z}_e)$ ile de konum denklemleri türetilmiş olur. Kinematik denklemleri türetirken Eş. 2.61'de gösterildiği gibi art arda dönüşüm matrisleri kullanılmaktadır.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

Elde edilen dönüşüm matrisi (Eş. 2.62) dikgen olmadığı için diğer dönüşüm matrislerinde olduğu gibi devriğini almakla tersi elde edilmez.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

Dönüşüm matrisinin tersi hesaplandığında kinematik denklemler elde edilmiş olur (Eş. 2.63).

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q\sin(\phi)\tan(\theta) + r\cos(\phi)\tan(\theta) \\ \dot{\theta} &= q\cos(\phi) - r\sin(\phi) \\ \dot{\psi} &= q\sin(\phi)\sec(\theta) + r\cos(\phi)\sec(\theta) \end{aligned} \quad (2.63)$$

Burada dikkat edilmesi gereken konu, dönüşüm matrisinin $\theta = \pm 90^\circ$ için tekil olmasıdır. Hava aracının $\pm 90^\circ$ yunuslama açısı ile uçuş yapmayacağı varsayımı ile bu kinematik denklemler kullanılabilir. Ancak hava aracının $\pm 90^\circ$ yunuslama açısı yapması durumunda tekillikten dolayı bu denklemler kullanılamayacaktır. Bu tez çalışmasında hava aracının $\theta = \pm 90^\circ$ uçuş koşulu durumu incelenmemiştir. Ayrıca konum denklemlerini türetirken ise Eş. 2.6'da verilmiş olan dönüşüm matrisinin kullanılması yeterlidir (Eş. 2.64).

$$\begin{aligned}
\dot{x}_e &= u \cos(\psi) \cos(\theta) + v (\cos(\psi) \sin(\theta) \sin(\phi) - \sin(\psi) \cos(\phi)) \\
&\quad + w (\cos(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) + \sin(\psi) \sin(\theta)) \\
\dot{y}_e &= u \sin(\psi) \cos(\theta) + v (\sin(\psi) \sin(\theta) \sin(\phi) + \cos(\psi) \cos(\phi)) \\
&\quad + w (\sin(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) - \cos(\psi) \sin(\theta)) \\
\dot{z}_e &= -u \sin(\theta) + v \cos(\theta) \sin(\phi) + w \cos(\theta) \cos(\phi)
\end{aligned} \tag{2.64}$$

2.8.3 Bütünleşik Doğrusal Olmayan Model

Hava aracının altı adet dinamik üç adet kinematik ve üç adet konum denklemlerinin yazılmasıyla birlikte toplamda on iki adet denklemden oluşan doğrusal olmayan modeli elde edilmiş olur. Bu denklemler birinci dereceden türevsel denklemler şeklinde düzenlenerek doğrusal olmayan vektörel fonksiyonlar şeklinde yazılabilir. Kuvvet denklemleri Eş. 2.65'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= rv - qw - g \sin(\theta) + \frac{\bar{q} S}{m} C_{XT} + \frac{F_T}{m} \\
\dot{v} &= pw - ru + g \cos(\theta) \sin(\phi) + \frac{\bar{q} S}{m} C_{YT} \\
\dot{w} &= qu - pv + g \cos(\theta) \cos(\phi) + \frac{\bar{q} S}{m} C_{ZT}
\end{aligned} \tag{2.65}$$

Moment denklemleri Eş. 2.66'da verilmiştir.

$$\begin{aligned}
\dot{p} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} (\dot{r} + pq) + \frac{\bar{q} S b}{I_x} C_{LT} \\
\dot{q} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{I_{xz}}{I_y} (r^2 - p^2) + \frac{\bar{q} S \bar{c}}{I_y} C_{MT} + h_{eng} r \\
\dot{r} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{I_{xz}}{I_z} (\dot{p} - qr) + \frac{\bar{q} S b}{I_z} C_{NT} - h_{eng} q
\end{aligned} \tag{2.66}$$

Kinematik denklemler Eş. 2.67'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
\dot{\phi} &= p + q \sin(\phi) \tan(\theta) + r \cos(\phi) \tan(\theta) \\
\dot{\theta} &= q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \\
\dot{\psi} &= q \sin(\phi) \sec(\theta) + r \cos(\phi) \sec(\theta)
\end{aligned} \tag{2.67}$$

Konum denklemleri Eş. 2.68'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_e &= u \cos(\psi) \cos(\theta) + v(\cos(\psi) \sin(\theta) \sin(\phi) - \sin(\psi) \cos(\phi)) \\
 &\quad + w(\cos(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) + \sin(\psi) \sin(\theta)) \\
 \dot{y}_e &= u \sin(\psi) \cos(\theta) + v(\sin(\psi) \sin(\theta) \sin(\phi) + \cos(\psi) \cos(\phi)) \\
 &\quad + w(\sin(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) - \cos(\psi) \sin(\theta)) \\
 \dot{z}_e &= -u \sin(\theta) + v \cos(\theta) \sin(\phi) + w \cos(\theta) \cos(\phi)
 \end{aligned} \tag{2.68}$$

Pratik uygulamalarda ve denetleyici tasarımlarında Eş. 2.65'te verilmiş olan doğrusal harekete bağlı dinamik denklemlerin gövde ekseninde tanımlı hızlar (u, v, w) yerine rüzgâr eksen takımında tanımlı (V_T, α, β) ile yazılması daha uygundur. Hava aracı üzerindeki ataletsel seyrüsefer sistemleri (INS), ivmeölçerler ile gövde eksenine göre ölçtükleri ivmelerin tümlevini alarak gövde hızlarını hesaplarlar. Hava veri sistemi üzerindeki algılayıcılar ise hava hızını (V_T) , hücum açısını (α) ve kayış açısını (β) doğrudan ölçtükleri için bu verilerin kullanılması daha uygundur. Bu sebeple gövde eksen takımındaki hızlar rüzgâr eksen takımına göre yazılır ve denklemler tekrardan türetilir (Eş. 2.69). Hızları birbiri cinsinden yazabilmek için Eş. 2.21 ile verilen dönüşüm matrisinin tersi kullanılır. Bölüm 2.2.4'te belirtildiği gibi hava hızı rüzgâr eksen takımında daima X_W yönündedir.

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos(\alpha) \cos(\beta) & -\cos(\alpha) \sin(\beta) & -\sin(\alpha) \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ \sin(\alpha) \cos(\beta) & -\sin(\alpha) \sin(\beta) & \cos(\alpha) \end{bmatrix}}_{T_{B/W}} \begin{bmatrix} V_T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{2.69}$$

$$u = V_T \cos(\alpha) \cos(\beta)$$

$$v = V_T \sin(\beta) \tag{2.70}$$

$$w = V_T \sin(\alpha) \cos(\beta)$$

İlgili eksen takımı dönüşümü yapıldığında Eş. 2.70'te verilen hızlar elde edilir. Bu hızlar üzerinde trigonometrik işlemler yapıldığında ise Eş. 2.71 elde edilir.

$$V_T = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right)$$

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V_T}\right)$$
(2.71)

Eş. 2.71'de verilen ifadenin türevi alındığında ise Eş. 2.72 elde edilir.

$$\dot{V}_T = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_T}$$

$$\dot{\alpha} = \frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2}$$

$$\dot{\beta} = \frac{\dot{v}V_T - v\dot{V}_T}{V_T^2 \cos(\beta)}$$
(2.72)

Yapılan bu dönüşüm işlemleri sonucu hava aracının doğrusal hareket dinamiğini betimleyen değişkenler (V_T, α, β) olarak değiştirilmiştir. Eş. 2.72'de bulunan hava aracının gövde hızlarının türevleri $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ Eş. 2.65'te belirtildiği gibi elde edilerek kullanılır. Yine eşitlikte olan hava aracı gövde hızları (u, v, w) ise Eş. 2.70'te verildiği gibi anlık (V_T, α, β) değişkenleri kullanılarak hesaplanır ve Eş. 2.72'de yerine konularak $(\dot{V}_T, \dot{\alpha}, \dot{\beta})$ değişkenleri birinci dereceden türevsel denklem olarak elde edilir. Bu sayede elde edilen denklemlerin daha sade ve anlaşılır bir şekilde yazılması sağlanır [10].

Hava aracının doğrusal olmayan modelini vektörel bir biçimde fonksiyon olarak yazmak gerekirse önce durum değişkenlerinin belirlenmesi gerekir. Hava aracının konum denklemlerinde sadece dikey konumunu belirten $h = -z_e$ kullanılmıştır. Eş. 2.29, 2.65, 2.66, 2.67, 2.68 ve 2.72'de verilen birinci dereceden türevsel denklemlere göre hava aracının dinamiğini, kinematiğini ve konumunu betimleyen on adet durum değişkeni ve motor dinamiğini ifade eden bir adet durum değişkeni Eş. 2.73'te verilmiştir. Sisteme etkiyen dört adet oynar yüzey ve bir adet gaz kolu komutu ile beraber beş adet giriş mevcuttur (Eş. 2.74).

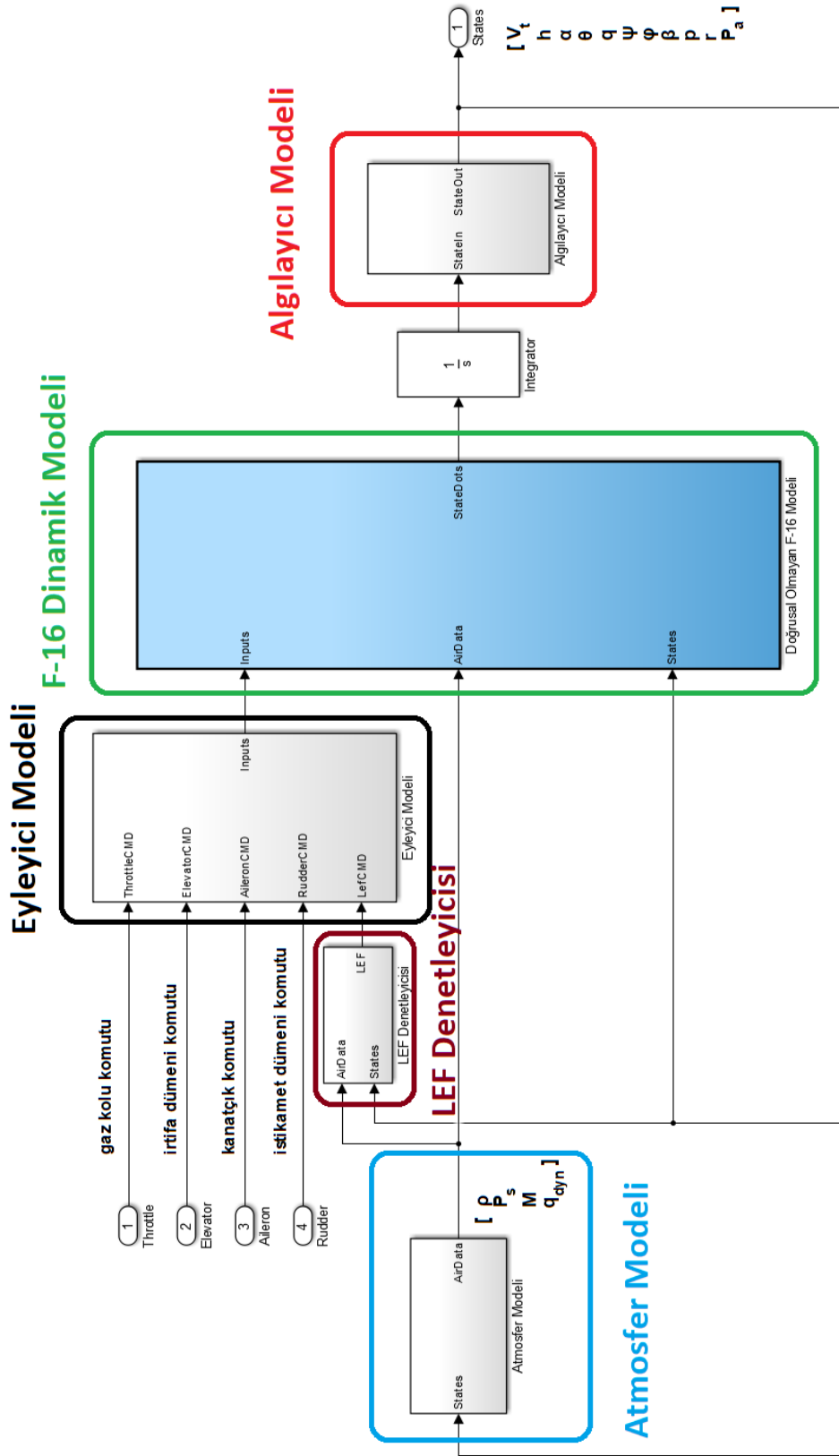
$$\mathbf{x} = [V_T \quad \alpha \quad \beta \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r \quad h \quad P_a]^T$$
(2.73)

$$\mathbf{u} = [\delta_t \quad \delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_{lef}]^T$$
(2.74)

Hava aracı hareketlerini betimleyen doğrusal olmayan sistemi Eş. 2.75'te belirtildiği gibi vektörel biçimde türevsel denklemler olarak yazabiliriz.

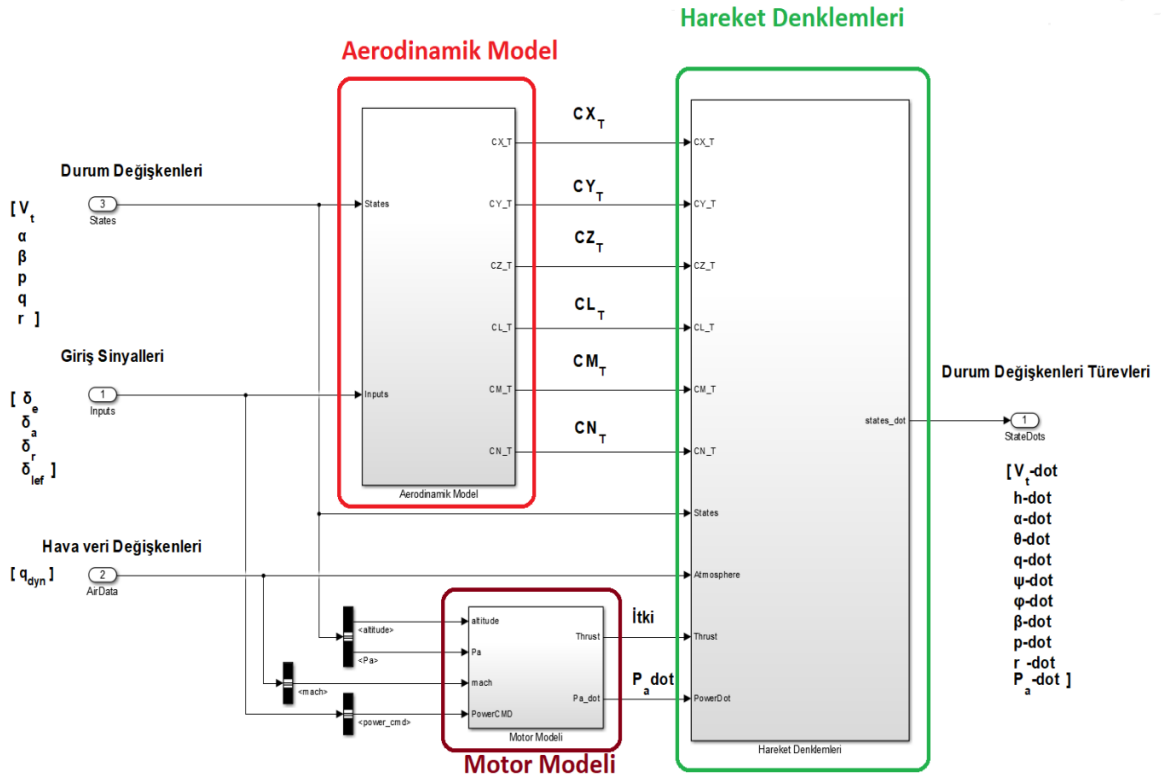
Simulink ortamında hazırlanmış olan bütün alt modellerin (Algılayıcı modeli, atmosfer modeli, motor modeli, aerodinamik model, eyleyici modeli, LEF denetleyicisi, hareket denklem modeli) birleştirilmesi ile F-16 savaş uçağının doğrusal olmayan bütünleşik modeli (Şekil 2.14) elde edilmiş olur.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} &= h(\mathbf{x}, \mathbf{u})\end{aligned}\tag{2.75}$$



Şekil 2.14 Simulink ile hazırlanmış doğrusal olmayan F-16 Modeli

F-16 dinamik modelinin içerisinde motor modeli, aerodinamik model ve hareket denklemlerini içeren model bulunmaktadır (Şekil 2.15).



Şekil 2.15 Doğrusal olmayan F-16 dinamik modelinin içeriği

2.9 Doğrusal Model

Bir önceki bölümde elde edilen hareket denklemleri doğrusal olmayan birinci dereceden türevsel denklemlerdir. Bu türevsel denklemler çeşitli nümerik tümlev alma teknikleriyle çözülebilir ve hava aracının zamana bağlı durum değişkenleri elde edilebilir. Ancak hava aracına denetleyici tasarımı yapabilmek için doğrusal modellere ihtiyaç duyulur [44]. Bu aşamada doğrusal olmayan denklemlerin doğrusallaştırılması gerekmektedir. Hava aracı hareket denklemlerinin son derece karmaşık olmasından dolayı doğrusallaştırma işleminin analitik yöntemler yerine nümerik yöntemlerle yapılması daha kolay ve hızlı bir çözüm verir. Doğrusal model elde etmenin iki aşaması vardır. İlk adım hava aracının kalıcı denge (trim) koşuluna getirilmesidir. İkinci adım ise hava aracının denge koşulunda “Small Pertubation Theory” yöntemi kullanılarak doğrusal modelin elde edilmesidir. Her iki adım Matlab ortamında nümerik olarak gerçekleştirilmiştir.

2.9.1 Denge Koşuluna Getirme

Hava aracı kalıcı denge koşulunda (steady state trim) uçuyor iken, hava aracının doğrusal ve açısal hızları sabit bir değer ya da sıfır olup hava aracına etkiyen bütün doğrusal ve açısal ivmeler sıfırdır. Bir başka deyişle, hava aracına etkiyen bütün harici kuvvet ve momentlerin gövde eksen takımında toplamı sabit bir değer ya da sıfırdır [2]. $V_T, \alpha, \beta, p, q, r$ durum değişkenlerine bağlı denklemleri sıfır ya da sabit bir değer yapan girişlere denge koşulu girişleri u_0 (trim inputs), eşitliği sağlayan durum değişkenlerine de denge koşulu durum değişkeni x_0 (trim states) adı verilir.

$$\dot{x}_0 = f(x_0, u_0) \quad (2.76)$$

Hava aracı birden fazla koşulda denge konumuna getirilebilir. Bunlardan bazıları düz uçuş (wings level), sabit dönüş (steady turn) ve sabit tırmanış (steady pull up) koşullarıdır. Bu tez çalışmasında hava aracı düz uçuşta denge konumuna getirilerek doğrusal model elde edilmiş ve bu model üzerinden denetleyiciler tasarlanmıştır. Düz uçuş anında denge koşulu bulunurken hava aracının Eş. 2.77 ile verilen koşulları sağlaması gerekmektedir.

$$\begin{aligned} [\dot{V}_T \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{p} \quad \dot{q} \quad \dot{r}]^T &= \mathbf{0} \\ [\delta_t \quad \delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_{lef}]^T &= \text{sabit} \\ [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi} \quad \phi \quad p \quad q \quad r]^T &= \mathbf{0} \\ V_T &= \text{sabit}, \quad h = \text{sabit}, \quad \gamma = 0 \end{aligned} \quad (2.77)$$

Hava aracını denge koşuluna getirme işlemi Eş. 2.78'de tanımlanmış olan maliyet fonksiyonunun minimize edilmesi ile elde edilir [2]. Bu işlem denge koşulunda olunması istenilen irtifa ve hız (V_T, h) değerinde, bağımsız değişkenlerin ($\delta_t, \delta_e, \delta_a, \delta_r, \alpha, \beta$) yinelemeli (iterative) bir şekilde ayarlanması ile gerçekleştirilir. Denge koşuluna getirme problemi basit bir eniyileme problemi olup, çözüm için gereken algoritmanın başlangıç koşullarına ihtiyacı vardır ve bu değerlere bağlı olarak çözümün yakınsaklığı değişebilir. Ayrıca daha doğru sonuç alınabilmesi için maliyet fonksiyonu içerisindeki katsayılar da ayarlanabilir. Bu çalışmada kullanılan bütün katsayılar birbirine eşit ($w_1 = w_2 = w_3 = w_4 = w_5 = w_6 = 100$) ve 100 olarak seçilmiştir. Ayrıca probleme düz uçuşu sağlayabilmek için ($\gamma = 0$) kısıtı eklenmiştir. Hava aracını denge koşuluna getirme işlemi için Matlab içerisinde bulunan "*fminsearch*" fonksiyonu kullanılarak eniyileme problemi çözülmüştür.

$$J = w_1 \dot{V}_T^2 + w_2 \dot{\alpha}^2 + w_3 \dot{\beta}^2 + w_4 \dot{p}^2 + w_5 \dot{q}^2 + w_6 \dot{r}^2 \quad (2.78)$$

2.9.2 Denge Koşulu Etrafında Doğrusal Model Çıkarımı

Kalıcı denge konumuna getirilmiş hava aracının, bu denge koşulu etrafında doğrusal modeli Matlab/Simulink ortamında bulunan "linmod" fonksiyonu kullanılarak hesaplanmıştır. Doğrusal ve zamanla değişmeyen (LTI) model durum uzay formunda Eş. 2.79'da belirtildiği gibi yazılır [14].

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du}$$

$$\mathbf{x} = [V_T \quad \alpha \quad \beta \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r \quad h \quad P_a]^T \quad (2.79)$$

$$\mathbf{u} = [\delta_t \quad \delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_{lef}]^T$$

Doğrusal model elde etme işlemi "Small Perturbation Theory" (Brayn, 1908) yöntemine dayanmaktadır. Eş. 2.75'te belirtilen doğrusal olmayan denklemlerin denge konumunda ($f(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{0}$, $h(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{0}$) Taylor serisi açılımı yapıp yüksek dereceli terimleri ihmal edildiğinde (Eş. 2.80) durum uzayı biçiminde doğrusal modeli elde edilmiş olunur. Elde edilen model hava aracının kalıcı denge koşulundaki küçük değişimlere karşı hesaplanan doğrusal modelidir. Matrislerin derecesini belirleyen n durum değişken sayısını, m giriş sayısını, l çıkış sayısını ifade etmektedir [10]. Sisteme, denge koşulunda çok küçük değişkenler ($\delta \mathbf{x}$, $\delta \mathbf{u}$, $\delta \dot{\mathbf{x}}$) uygulandığında elde edilen giriş, durum değişkeni ve durum değişkeninin türevi Eş. 2.81'de verildiği gibi tanımlanır.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \underbrace{f(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)}_0 + \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_0, u_0} \delta \mathbf{x} + \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{x_0, u_0} \delta \mathbf{u} + \underbrace{\ddot{\quad}}_{h.o.t}$$

$$h(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \underbrace{h(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)}_0 + \left. \frac{\partial h(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_0, u_0} \delta \mathbf{x} + \left. \frac{\partial h(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{x_0, u_0} \delta \mathbf{u} + \underbrace{\ddot{\quad}}_{h.o.t} \quad (2.80)$$

$$\begin{aligned}
\mathbf{x} &= \mathbf{x}_0 + \delta \mathbf{x} \\
\mathbf{u} &= \mathbf{u}_0 + \delta \mathbf{u} \\
\dot{\mathbf{x}} &= \dot{\mathbf{x}}_0 + \delta \dot{\mathbf{x}}
\end{aligned} \tag{2.81}$$

$$\delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_0, \quad \delta \mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_0, \quad \delta \dot{\mathbf{x}} = \dot{\mathbf{x}} - \underbrace{\dot{\mathbf{x}}_0}_0$$

Hava aracı denge koşulunda iken $f(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = 0$ koşulunu sağlamaktadır. Sistemi durum uzay biçiminde yazmak istersek ilgili matrisler Eş. 2.82’de verildiği gibi hesaplanır.

$$\begin{aligned}
\mathbf{A} &\equiv \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_0, u_0} \quad (n \times n \text{ matris}), \quad \mathbf{B} \equiv \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{x_0, u_0} \quad (n \times m \text{ matris}) \\
\mathbf{C} &\equiv \left. \frac{\partial h(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_0, u_0} \quad (l \times n \text{ matris}), \quad \mathbf{D} \equiv \left. \frac{\partial h(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{x_0, u_0} \quad (l \times m \text{ matris})
\end{aligned} \tag{2.82}$$

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \delta \mathbf{u}$$

$$\delta \mathbf{y} = \mathbf{C} \delta \mathbf{x} + \mathbf{D} \delta \mathbf{u}$$

Eş. 2.82’de tanımlanan matrislere “Jacobian” matrisleri denir ve elde etmek için nümerik türev alınması gerekmektedir. Genellikle “Central Difference Method” ile nümerik türev almak yeterli sonuçlar vermektedir (Eş. 2.83).

$$\begin{aligned}
\left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{x_0, u_0} &= \frac{f\left(x_0 + \frac{\Delta x}{2}, \mathbf{u}_0\right) - f\left(x_0 - \frac{\Delta x}{2}, \mathbf{u}_0\right)}{\Delta x} \\
\left. \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{x_0, u_0} &= \frac{f\left(x_0, \mathbf{u}_0 + \frac{\Delta \mathbf{u}}{2}\right) - f\left(x_0, \mathbf{u}_0 - \frac{\Delta \mathbf{u}}{2}\right)}{\Delta \mathbf{u}}
\end{aligned} \tag{2.83}$$

2.9.3 Doğrusal Olmayan Model ile Doğrusal Model Karşılaştırılması

Elde edilen doğrusal modelin doğrusal olmayan modelle karşılaştırması gerekmektedir. Bu işlemi yapmak için denge koşulunda iken hem doğrusal olmayan

modele hem de doğrusal modele aynı giriş uygulanıp durum değişkenlerinin değişimi ve benzerliği incelenmelidir. Bu aşamada literatürde kullanılan birkaç tane giriş mevcut olup genellikle kullanılan giriş dublet (doublet) olarak adlandırılmaktadır. Uygulanacak girişin süresi ve genliği doğrusal model elde edilirken yapılan çıkarıma bağlı olarak verilmelidir. Bu sebeple denge koşulundaki denetim girişleri bir saniyelik ve bir derecelik bir kare sinyal ile beslenmiş ve bu girişe göre sistemin çıkışları incelenmiştir. Hava aracını 15000 *ft* irtifa (4572 *m*) ve yaklaşık 0.45 *Mach* hızında (≈ 152 *m/s*) düz uçuş için elde edilen denge koşulları Tablo 2.6'da verilmiştir. Tabloya bakıldığında, hava aracının düz uçuşu için gerekli olan oynar yüzey komutlarının maliyet fonksiyonunun neredeyse sıfırlanarak elde edildiği görülmektedir.

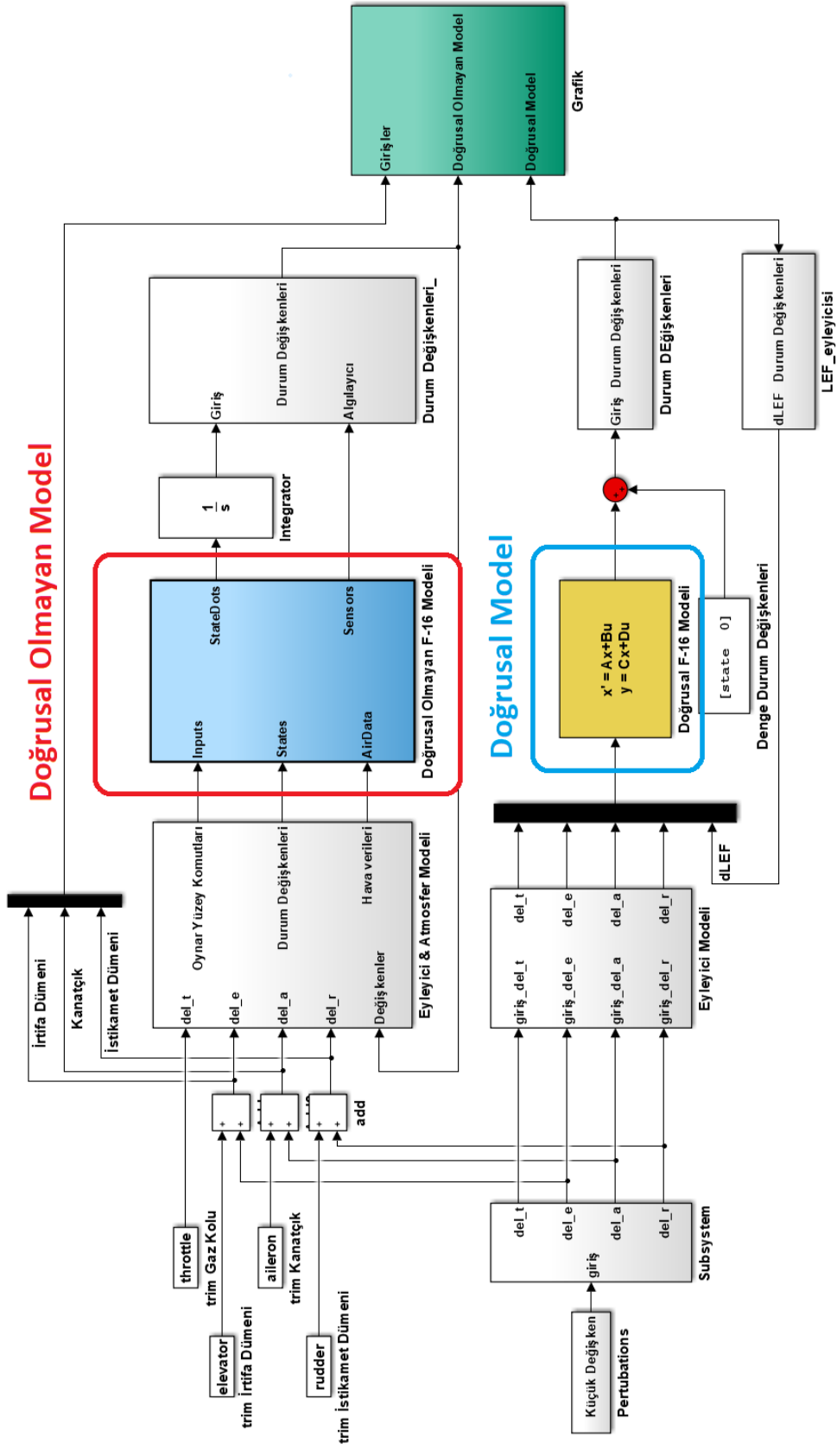
Tablo 2.6 0.45 Mach 15000 ft düz uçuş denge koşulu

Değişken	Değeri
<i>Ceza Fonksiyonu</i> (J)	3.5773×10^{-24}
<i>Kayış açısı</i> (β)	3.8196×10^{-11} [$^{\circ}$]
<i>Hücum açısı</i> (α)	4.5626 [$^{\circ}$]
<i>Gerçek Motor gücü</i> (P_a)	13.2529 [%]
<i>Gaz Kolu komutu</i> (δ_t)	20.411 [%]
<i>İrtifa dümeni komutu</i> (δ_e)	-2.2535 [$^{\circ}$]
<i>Kanatçık komutu</i> (δ_a)	-1.7012×10^{-11} [$^{\circ}$]
<i>İstikamet dümeni komutu</i> (δ_r)	8.7209×10^{-11} [$^{\circ}$]
<i>LEF komutu</i> (δ_{lef})	6.3331 [$^{\circ}$]

Bu koşullarda Bölüm 2.9.2'de belirtildiği gibi küçük değişimler yaklaşımı yapılarak doğrusal model elde edilir. Tablo 2.7'de elde edilen doğrusal model verilmiştir.

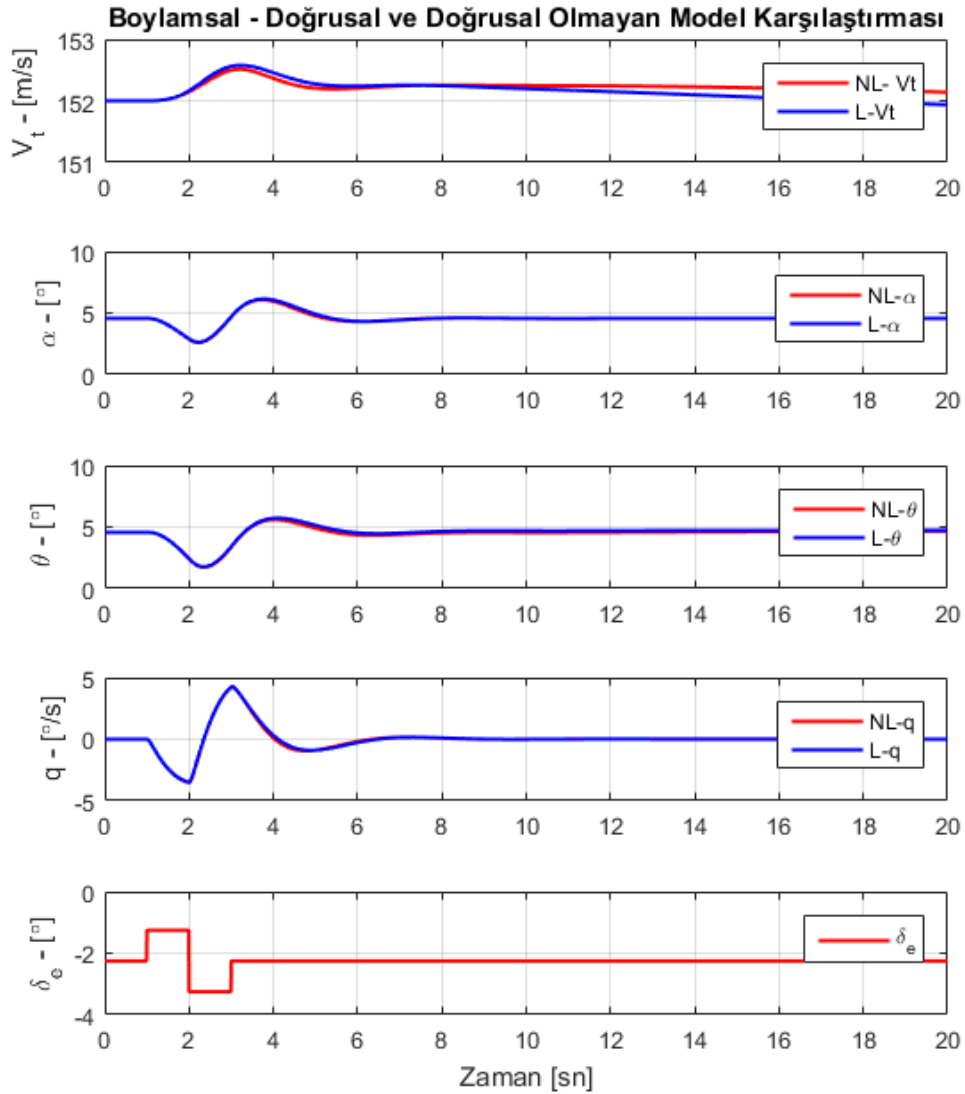
Tablo 2.7 Doğrusal model durum uzay modeli

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_T \\ \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \\ \dot{P}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.016 & 2.98e-5 & -0.8536 & -9.8065 & -0.3832 & 0.1912 & -3.89e-6 & 0 & 0 & 0 & 0.0783 \\ 0 & 0 & -152 & 152 & 0 & 0 & 6.03e-5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -8.41e-4 & 6.87e-6 & -0.6746 & -3.23e-7 & 0.9376 & 0.0213 & -3.20e-7 & 0 & 0 & -4.1e-5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.5744 & 0 & -0.877 & 0.0787 & 0 & -1.76e-7 & -0.0029 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1823 & 0.0643 & 4.83e-4 & -0.9918 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0.0798 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2.63e-4 & -22.39 & 0 & -2.2313 & 0.5465 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0025 & 4.8584 & 0 & -0.042 & -0.3139 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0032 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \\ h \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ \beta \\ \phi \\ p \\ r \\ \psi \\ P_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.0116 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.94e-4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0014 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.4e-4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1181 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0152 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.18e-4 & 5.38e-4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.4611 & 0.0807 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0192 & -0.0402 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 64.94 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_t \\ \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_{lef} \end{bmatrix}$$

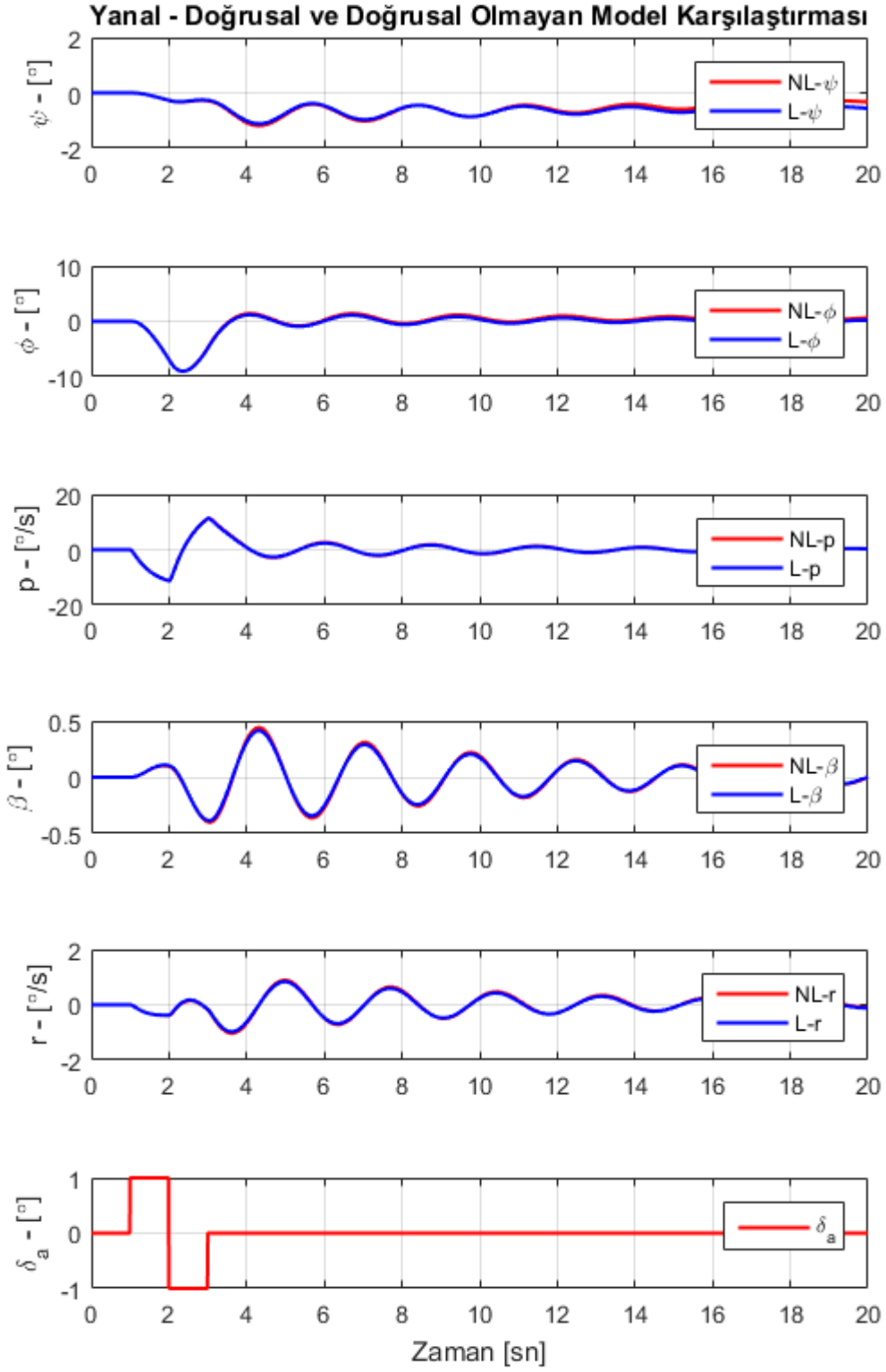


Şekil 2.16 Doğrusal ve doğrusal olmayan simulink modelleri

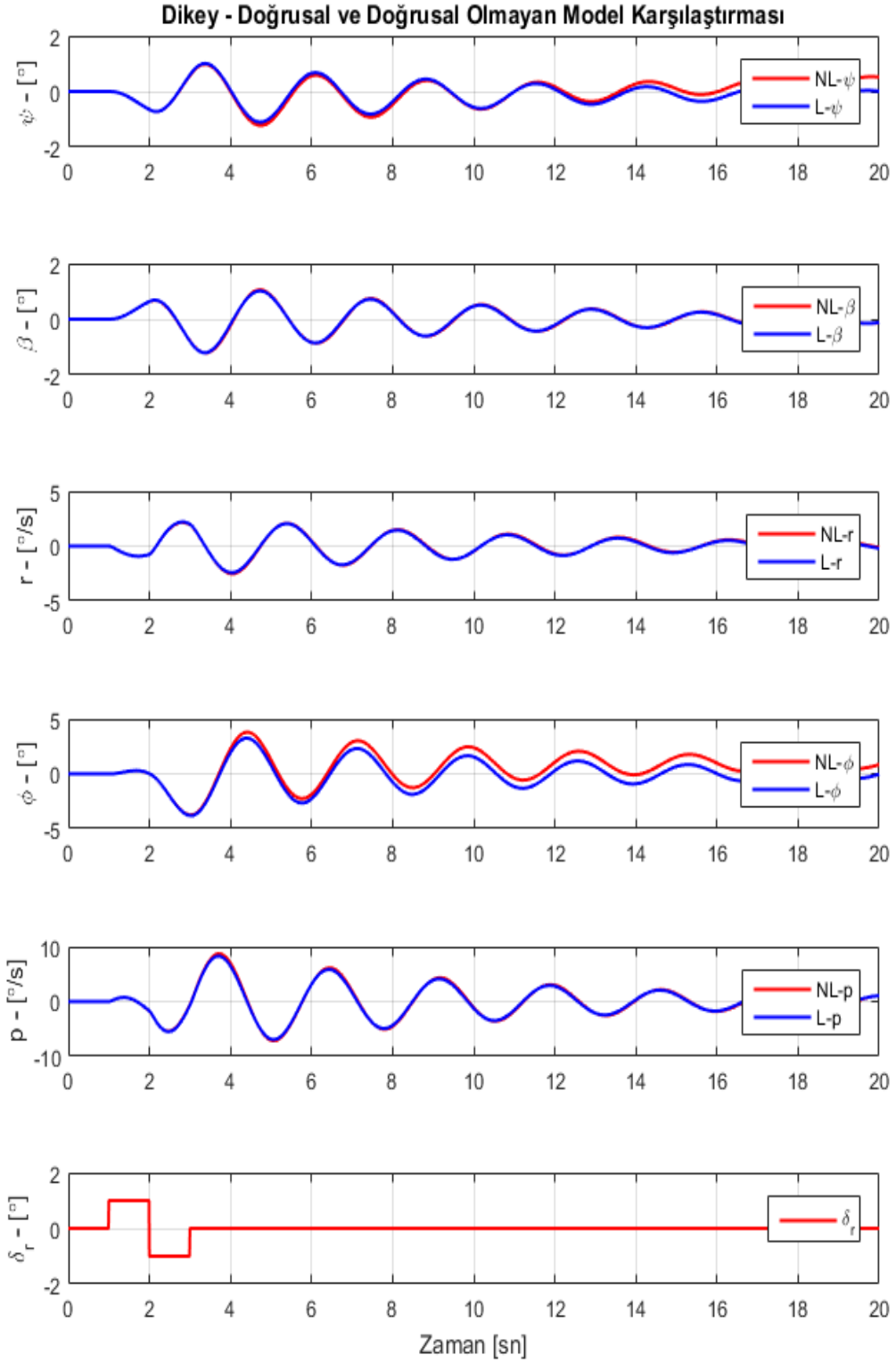
Hazırlanan Simulink modeli ile (Şekil 2.16) her iki modele aynı giriş uygulanmış ve sonuçları incelenmiştir. Sırasıyla irtifa dümeni (δ_e), kanatçık (δ_a) ve istikamet dümeni (δ_r) oynar yüzeylerine 1° büyüklüğünde ve 1 sn süre zarfında dublet girişleri uygulanmıştır. Sonuçlar Şekil 2.17, Şekil 2.18 ve Şekil 2.19'da verilmiştir. Sonuçlardan görüleceği üzere elde edilen doğrusal model doğrusal olmayan model ile benzerlik göstermektedir. Elde edilen doğrusal model boylamsal eksen ve yanaldikek eksen olmak üzere iki ayrı (decoupled) modele ayrıştırılarak uçuş denetim sistemi kapsamında denetleyici tasarımında kullanılacaktır.



Şekil 2.17 İrtifa dümeni girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar



Şekil 2.18 Kanatçık girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar



Şekil 2.19 İstikamet dümeni girişine dublet uygulandığında elde edilen sonuçlar

2.9.4 Doğrusal Boylamsal Model

Doğrusal model toplamda on bir adet durum değişkeninden oluşmaktadır. Uçakların boylamsal eksenindeki doğal dinamik kiplerini altı adet durum değişkeni ile ifade edebiliriz ($V_T, h, \alpha, \theta, q, P_a$). Boylamsal ekseninde etki yaratan girişler ise üç adettir ($\delta_t, \delta_e, \delta_{lef}$). Eş. 2.84 ile Tablo 2.6'da verilmiş denge koşullarına ait boylamsal ekseninde kullanılan indirgenmiş modelin durum uzay formunda gösterimi verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_T \\ \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{P}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.01602 & 2.984e-5 & -0.8536 & -9.8065 & -0.3832 & 0.0783 \\ -1.542e-10 & 0 & -152 & 152 & 0 & 0 \\ -0.00084 & 6.781e-6 & -0.6746 & -3.226e-7 & 0.9376 & -4.1103e-5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1.73e-13 & -1.4e-17 & -0.5743 & 0 & -0.877 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \\ h \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ P_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.0116 & -5.9359e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0014 & 4.3985e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1181 & -0.0152 \\ 64.94 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_t \\ \delta_e \\ \delta_{lef} \end{bmatrix} \quad (2.84)$$

Uçakların boylamsal eksenindeki dinamiği iki adet doğal kip ile betimlenebilmektedir. Bu kipler uzun periyod kipi (phugoid mode) ve kısa periyod kipi (short period mode) olarak adlandırılır. Bu iki kipi de kendi içlerinde iki durum değişkeni ile indirgemek mümkündür. Uzun periyod kipi az sönümlenmiş düşük frekansta salınım yapan dinamik kipin ismidir ve bir çift karmaşık kutup ile ifade edilir [45]. Hava aracının uzun periyod kipine tepkileri genelde çok yavaştır. Uzun bir periyod ile tamamlanan salınımlarda hücum açısı neredeyse değişmez. Ancak hava aracının hızının, yunuslama açısının ve irtifasının değiştiği gözlemlenir. Genelde hava hızı (V_T) ve yunuslama açısı (θ) kullanılarak iki durum değişkeni ile yaklaşık model elde edilir. Kısa periyod ise uzun periyod kipe göre daha iyi sönümlenmiş ve yüksek frekansta salınım yapan dinamik kiptir [45]. Kısa periyod kipinde hava aracının hızında ve irtifasında neredeyse bir değişiklik görülmez. Yine bir çift karmaşık kutupla ifade edilir. Genelde hücum açısı (α) ve yunuslama açısı oranı (q) durum değişkenleri ile yaklaşık model elde edilir. Boylamsal eksen dinamik kiplerinin bilgileri Tablo 2.8'de verilmiştir. İlgili değerler Eş. 2.84'de belirtilen modelden elde edilmiştir.

Tablo 2.8 Hava aracı boylamsal eksen dinamik kipleri

Kip	Durum Değişkenleri	Kutuplar	Doğal Frekans [rad/s]	Sönümlenme Oranı [ζ]
Kısa Periyod	$[\alpha, q]$	$-0.779 + 0.727i$ $-0.779 - 0.727i$	1.0653	0.731
Uzun Periyod	$[V_T, \theta]$	$-0.00492 + 0.0644i$ $-0.00492 - 0.0644i$	0.0646	0.0761

2.9.5 Doğrusal Yanal-Dikey Model

Hava aracının doğrusal modeli üzerinden, boylamsal ekseninde yapıldığı gibi indirgenmiş yanal-dikey eksen modeli elde edilebilir. Yanal ve dikey ekseninde hava aracının dinamik kipleri beş adet durum değişkeni ile betimlenebilmektedir (β, ϕ, p, r, ψ). Yanal ve dikey ekseninde harekete sebep olan iki adet girdi ile (δ_a, δ_r) Eş. 2.85'te verildiği gibi indirgenmiş doğrusal model elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1823 & 0.0643 & 4.8256e-4 & -0.9918 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0.0798 & 0 \\ -22.3865 & 0 & -2.2313 & 0.5465 & 0 \\ 4.8584 & 0 & -0.042 & -0.3139 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.003 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2.175e-4 & 5.3831e-4 \\ 0 & 0 \\ -0.4611 & 0.0807 \\ -0.0192 & -0.0402 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.85)$$

Hava aracının yanal ve dikey ekseninde dinamik hareketlerini betimleyen üç adet kip bulunmaktadır. Bunlar Yatış Kipi (Roll Mode), Dutch Roll Kipi ve Spiral Kipi olarak adlandırılmaktadır. Yatış kipi tek bir kutuptan oluşmaktadır ve hava aracının yatış dinamiğinin baskın bir şekilde betimlendiği kiptir. Hava aracının yanal ve dikey ekseninde birbirine bağlı (coupled) dinamiği Dutch Roll kipi ile gösterilmektedir. Dutch roll kipi genelde az sönümlenmiş salınımlı bir dinamiğe sahiptir ve bir çift karmaşık kutup ile ifade edilir. Spiral kip ise bir kutup ile ifade edilir ve çok küçük bir değere sahiptir [45]. İlgili kiplerin değerleri Tablo 2.9'da verilmiştir. Dinamik kiplere ait değerler Tablo 2.6'da belirtilen denge koşuluna ait modelden elde edilmiştir.

Tablo 2.9 Hava aracı yanal-dikey eksen dinamik kipleri

Kip	Durum Değişkenleri	Kutuplar	Doğal Frekans [rad/s]	Sönümlenme Oranı [ζ]
Yatış	[p]	-2.46	-	-
Dutch Roll	[β, r]	$-0.127 + 2.31i$ $-0.127 - 2.31i$	2.3122	0.055
Spiral	[ϕ]	-0.0168	-	-

3. HAVA ARACI UÇUŞ DENETİM SİSTEM TASARIMI

Bu bölümde hava araçlarında kullanılan uçuş denetim sistemleri hakkında genel bilgiler verilmekte ve F-16 için tasarlanacak, pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemi ile yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarileri anlatılmaktadır. Ayrıca denetleyici tasarımında kullanılacak olan tasarım ölçütleri de belirtilmiştir. Bu ölçütler uçuş denetim sisteminin başarımlı, gürbüzlük ve kararlılığını belirten ve hava aracının uçuş kalitesi (flying quality) ile kullanım kalitesini (handling quality) pilot görüşlerine bağlı olarak seviyelere ayıran, havacılık tarihi boyunca edinilen bilgi birikimi ile oluşturulmuş askeri standartlar olup tasarım sırasında kılavuz görevi görmektedir. İnsanlı uçaklarda uçuş denetim sisteminin kullanım kalitesi bakımından belirli ölçütlere uyması son derecede önemlidir. “Fly by wire” mimarisinin kullanımının artmasıyla birlikte ileri seviyede uçuş denetim sistemleri tasarlanabilmektedir. Ancak bu sistemler yüksek frekansta dinamikler ve zaman gecikmeleri içermesi bakımından bazı uçuş koşullarında pilotun uçağı kumanda edememesine neden olmaktadır. “Pilot Induced Oscillations” (PIO) olarak adlandırılan bu durum uçuş denetim sistemi tasarımında dikkate alınması gereken bir konudur ve kullanım kalitesi ile doğrudan ilişkilidir. Bu kapsamda uçuş denetim sistemi tasarımı sırasında kullanılacak ölçütler ve analiz yöntemleri açıkça belirtilmiştir.

3.1 Uçuş Denetim Sistemleri

Askeri uçaklarda başarımlı beklentileri yüksek olup bu beklentilere cevap verebilmek adına hava aracı tasarımında aerodinamik olarak farklı çözümler üretilmektedir. Bu çözümlerin sonucunda hava araçları genellikle statik olarak kararsız olmaktadır. Statik kararsızlık hava aracına etkiyen sürüklenme kuvvetini düşürmekte ve hava araçlarına yüksek manevra kabiliyeti ile operasyonel avantajlar katmasına rağmen pilotların iş yükünü zorlaştırmakta ve arttırmaktadır. Bazı koşullarda herhangi bir uçuş denetim sistemi olmadan pilotların uçuş yapması neredeyse imkânsız hale gelebilmektedir. Bu sebeple hava araçlarında uçuş denetim sistemleri kullanılarak hem pilot iş yükünü azaltılması hem de daha hassas, başarılı ve uzun görevler yapılması sağlanmaktadır.

Gelişen teknoloji ile birlikte uçuş denetim sistemleri üzerinde birçok ilerleme kaydedilmiş olup hem uçuşta pilota destek sağlayan hem de yarı otonom uçuş sağlayabilen sayısal uçuş denetim sistemleri tasarlanabilmektedir. Temel olarak bu

sistemler hava aracının boylamsal ve yanal-dikey ekseninde kararlılığını ve denetimini bütün operasyonel uçuş zarfında sağlamaktadır. Hava aracının dinamik kiplerini sönümleme ve bu kiplere ait doğal frekanslarını iyileştirme işlemi değişen uçuş koşullarında hızlı ve doğru bir şekilde yapılmalıdır. Uçuş denetim sistemleri pilotun komutlarını destekleyen ya da tamamen pilottan bağımsız bir şekilde denetim sağlayabilen sistemler olup güvenli, konforlu ve sağlıklı uçuşu sürdürebilmek için son derecede büyük bir önem teşkil etmektedir.

Uçuş denetim sistemi tasarımında genellikle hava aracı dinamikleri boylamsal ve yanal olarak iki ayırık modele (decoupled) indirgenerek her iki model için ayrı ayrı denetleyici tasarımı yapılmaktadır. Hava aracı modeli bir bütün olarak ele alınıp denetleyici tasarımı da mümkün olmasına rağmen bu tez çalışmasında da ayırık modeller üzerinden uçuş denetim sistemi tasarımına gidilmiştir. Denetleyici tasarımında elde edilen ayırık modeller için çok girişli ve çok çıkışlı (MIMO) ya da tek girişli ve tek çıkışlı (SISO) sistem modellerine dayanan tasarım yöntemleri kullanılabilir. Yapılan bu tez çalışmasında denetleyici olarak SÜGÖNDE yöntemi kullanılacağı için tek girişli ve tek çıkışlı sistem modeline karşılık gelen aktarım işlevleri üzerinden denetleyici tasarımı yapılmıştır. Tek girişli ve tek çıkışlı sistem modeli kullanılarak uçuş denetim sistemi tasarımında izlenen yaklaşımlardan birisi denetlenecek sistemi iç ve dış döngülere ayırarak istenilen parametrenin denetimini yapmaktır. Hava aracının yere göre yöneliminin ve açısız hızlarının denetimi iç döngü denetimi, hava aracının hız, irtifa ve istikamet denetimi ise dış döngü denetimi olarak adlandırılabilir. Bu kapsamda yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisinde çoklu döngü yaklaşımı kullanılarak iç ve dış döngülere ayrı ayrı denetleyici tasarlanmıştır.

Bu tez çalışması kapsamında F-16 uçağına hem pilota destek sağlayan hem de yarı otonom uçuş sağlayan iki farklı uçuş denetim sistem mimarisi tasarlanmıştır. Bu iki mimari içerisinde kullanılan denetim sistemleri alt başlıklar ile detaylı bir şekilde verilmiştir.

3.1.1 Kararlılık Arttırıcı Sistem

Kararlılık Arttırıcı Sistem (Stability Augmentation System - SAS) kavramı ilk defa 1950 yılında Northrop firmasının tarafından ortaya atılmıştır [1]. Pilotlara kolaylık sağlamak adına tasarlanan SAS mimarisi, hava aracının dinamik kiplerinde sönümlenme oranını artırarak kararlılığa pozitif yönde etki etmektedir. Yaptığı

etkiden dolayı sönümleyici olarak da adlandırılmaktadırlar. Genellikle gövde eksenini açısal hızlarının negatif geri beslenmesiyle oynar yüzeylerin ilgili dinamik kipi sönümlemesi sağlanır.

Çoğu savaş uçağı manevra kabiliyetini arttırmak adına kararsız tasarlanmaktadır ve herhangi bir denetim sistemi olmadan pilotlar tarafından uçurulması neredeyse imkânsızdır [2]. Eğer sistemde bir denetleyici yoksa pilotun komutları doğrudan oynar yüzeylere iletilmektedir. SAS mimarisi eklendiğinde ise, pilotun komutları düzeltilerek oynar yüzeylere iletilmektedir. SAS yapısı yaptığı pozitif etkiler sebebiyle hava aracı kullanım kalitesini de arttırmaktadır. Hava araçlarında kullanılan en temel uçuş denetim sistemi olup boylamsal ve yanal-dikey eksen için ayrı ayrı SAS tasarlanabilir (pitch rate-SAS, roll rate-SAS, yaw rate-SAS). Bu tez çalışması kapsamında sadece sapma açısı değişim hızı SAS, kısaca rSAS (yaw rate-SAS) kullanılmıştır. “Dutch roll” kipini sönümlemek için kullanılan yöntemdir. Sapma açısı değişim hızı (r) sinyali istikamet dümenine geri beslenerek elde edilir. rSAS’ın amacı, negatif geri besleme ile istikamet dümenini kullanarak “dutch roll” kipinin oluşturduğu sapma momentlerine karşı koymaktır. rSAS’ı doğrudan kullanmak başka bir probleme yol açmaktadır. Hava araçlarının dönüş anında yaptığı manevralardan biri koordineli dönüş manevrasıdır ve pilotlar tarafından tercih edilmektedir. Koordineli dönüşlerde hava aracı sıfırdan farklı bir sapma açısı değişim hızı ile dönüş yapmaktadır. Eğer sistemde rSAS varsa tasarımı gereği bu duruma karşı çıkacak ve oluşan sapma açısı değişim hızını sıfırlamaya çalışacaktır. Bu durumda pilotun koordineli dönüşü sağlayabilmesi için karşı yönde istikamet dümeni komutu üretmesi ve pedala daha fazla basması gerekmektedir. Pilotların iş yükü arttığı için doğrudan rSAS kullanılması tercih edilmemektedir. Yaşanan istenmeyen durum basit bir yüksek geçirgen filtre ile çözülebilmektedir. “Dutch roll” kipini yenmek için sapma açısı değişim hızı sinyalindeki ani değişikliklerin geri beslenmesi yeterlidir. Koordineli dönüşte ise sabit bir sapma açısı değişim hızına ihtiyaç vardır. Yüksek geçirgen filtre kullanımı ile sapma açısı değişim hızı sinyalinin sadece geçici tepkisinin (transient response) geri besleme olarak kullanılması sağlanır. Bu sayede hem “dutch roll” kipi sönümlenmiş olur hem de pilotların koordineli dönüşlerde fazladan istikamet dümeni kullanma ihtiyacı ortadan kalkmış olur. Havacılık uygulamalarında “washout” filtresi olarak bilinen bu yüksek geçirgen filtre birinci derecen basit bir sistemdir (Eş. 3.1). Zaman sabitinin seçimi önem teşkil

etmekte olup, çok kısa seçilirse beklenen etkiyi yaratmayabilir ve çok uzun seçilirse de yine koordineli dönüşlerde istenmeyen etkiler yaratabilir.

$$G_W(s) = \frac{\tau s}{1 + \tau s} \quad (3.1)$$

Bu çalışmada “washout” filtresi için zaman sabitinin seçimi Lewis’in kitabında önerildiği gibi kullanılmış olup $\tau = 1$ seçilmiştir [2].

3.1.2 Denetim Arttırıcı Sistem

Denetim Arttırıcı Sistem (Control Augmentation System - CAS) pilotun yüksek doğrulukta hedef takibi yapabilmesini sağlayan bir uçuş denetim sistemidir. Hava aracında herhangi bir uçuş denetim sistemi olmadığından pilotun lövyeye ile verdiği komutlar doğrudan oynar yüzeylere iletilirken, hava aracında SAS var iken lövyeye komutları SAS tarafından düzenlenerek oynar yüzeylere iletilmektedir. CAS mimarisi varken ise pilotun lövyeye ile verdiği komutlar referans yatış açısı değişim hızı (p_{cmd}), referans yunuslama açısı değişim hızı (q_{cmd}) ya da referans dikey ivme ($n_{z_{cmd}}$) olarak kullanılabilir. CAS sistemi, pilotun verdiği komutları takip eden bir denetleyicidir ve pilotun oynar yüzeylere doğrudan müdahalesi yoktur. Bu sebeple CAS pilota destek olan ve daha hassas bir uçuş sağlayan bir pilot destek sistemidir. Hava aracının denetimi için dış döngüyü pilotun kapattığı iç döngüde ise CAS mimarisinin kullanıldığı uçuş denetim sistemleri çoğunlukla savaş uçaklarında kullanılmaktadır. Bazı mimarilerde iç döngülerde hem SAS hem CAS bulunabilir. CAS mimarisi hem boylamsal hem de yanal-dikey eksen için tasarlanabilir. Yanal eksen için yatış açısı değişim hızını denetleyen pCAS, boylamsal eksen için ise yunuslama açısı değişim hızını kullanan qCAS mimarileri mevcuttur. Lövyenin ileri geri hareketi referans yunuslama açısı değişim hızı (q_{cmd}), sağa sola hareketi ise referans yatış açısı değişim hızı (p_{cmd}) sinyali oluşturmaktadır.

Pilotun hava aracını yüksek doğrulukta denetlemesini sağlayan CAS genellikle it dalaşı, hedef takibi, havada yakıt ikmali gibi keskin, ani ve hassas manevra gerektiren kritik görevlerde kullanılmaktadır. Bir diğer kullanım avantajı ise hava aracını belli bir denge noktasında bırakmasıdır. Pilot lövyeye ile vermiş olduğu komutu geri aldığı anda hava aracı son durumunu korumaktadır ve pilotun sürekli lövyeye ile kumanda vermesine gerek kalmamaktadır.

Bu tez çalışmasında, pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemi tasarımı için hem pCAS hem de qCAS tasarlanmıştır. pCAS tasarımının içerisinde bir önceki bölümde belirtildiği gibi “dutch roll” kipini sönmölemek adına rSAS da kullanılmıştır.

3.1.3 Tutuş Otopilotu

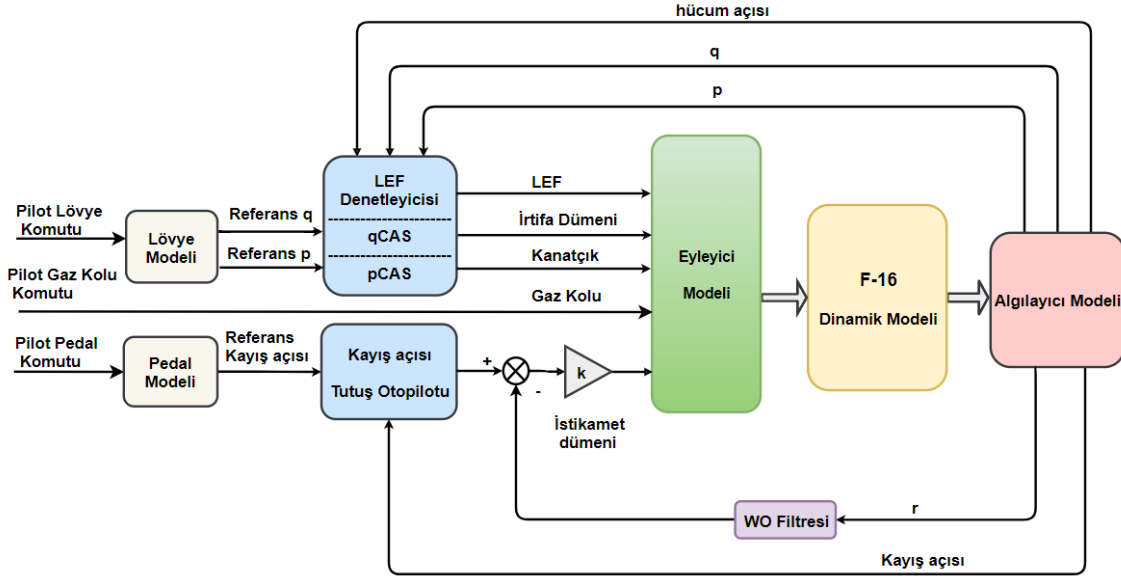
Yukarıda bahsedilen SAS ve CAS denetim sistemleri hava aracının yönelim ve durumunu denetleyebilmek için döngü içerisinde pilot kumanda komutlarını da kullanmaktadır. Otopilot ise döngü içerisinde pilotun kumanda komutları müdahalesini barındırmayan ve geri beslemeli denetim sistemlerinin kullanıldığı uçuş denetim sistemidir. Otopilotun referans değerleri üst seviye dış döngülerden ya da pilot tarafından verilebilir ancak denetleyici içerisinde pilotun bir müdahalesi olmamaktadır. Bu durum hem pilot iş yükünü azaltmakta hem de daha hassas bir denetim sağlamaktadır.

Yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında hava aracının boylamsal ve yanal-dikey ekseninde kararlılık ve denetimini sağlamak adına iki bütünleşik otopilot tasarımı yapılmıştır. Hava aracının yere göre yönelimini belirten Euler açılarının denetiminde kullanılan uçuş denetim sistemlerine yönelim tutuş otopilotu (attitude hold autopilot) adı verilir. Yönelim tutuş otopilotları arasında yatış açısı tutuş (roll hold), yunuslama açısı tutuş (pitch hold) ve baş açısı tutuş (heading hold) otopilotları mevcut olup bu tez çalışmasında yanal-dikey eksen kararlılık ve denetimi için yatış açısı tutuş ve baş açısı tutuş otopilotları tasarlanmıştır. Ayrıca koordineli dönüşü sağlayabilmek için rSAS da sisteme eklenmiştir. Bütünleşik boylamsal otopilot mimarisinde ise hava aracı hızı ve irtifası denetlenmiştir. Bu sayede hava aracının istenilen irtifa, hız ve baş açısında pilot müdahalesi olmadan güvenli ve sağlıklı bir şekilde uçuşunu gerçekleştirmesi sağlanmıştır.

3.2 Pilot Destekleyici Uçuş Denetim Sistemi Mimarisi

İnsanlı uçaklarda pilotun daha hassas ve güvenli bir şekilde uçağı uçurabilmesi için hava aracının kararlılık ve denetimini arttıran ve pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemleri kullanılmaktadır. İç döngülerde uçuş denetim sistemi mevcut olurken dış döngüyü pilot kapatarak hava aracını istediğı gibi yönetebilmektedir. İç döngüdeki denetleyiciler sayesinde hava aracının dinamik kiplerinin sönmölenme oranı ve doğal frekansları iyileştirilerek hava aracının kararsızlığa gitmesi önlenmektedir. Pilot destekleyici uçuş denetim sistem mimarisi kapsamında yanal-dikey eksen denetimi için pCAS ile kayış açısı tutuş otopilotu, boylamsal eksen

denetimi için ise qCAS tasarımı yapılmıştır (Şekil 3.1). Sistemde LEF denetleyicisi de mevcuttur. LEF denetleyicisi daha önce belirtildiği gibi, hücum kenarı kanatçığını hücum açısına ve dinamik basınca bağlı olarak denetlemekte ve hava aracının yüksek hücum açıları da uçabilmesini sağlamaktadır. Mimaride bulunan LEF denetleyicisi ile birlikte lövyeye ve pedal matematiksel modelleri NASA raporundan alınmıştır [8].



Şekil 3.1 Pilot destekleyici uçuş denetim sistemi mimarisi

Mimariden görüleceği üzere yanal-dikey eksen için pCAS ve kayış açısı tutuş otopilot tasarımı yapılmıştır. Ayrıca “dutch roll” kipini sönümlemek ve koordineli dönüşü sağlayabilmek adına sisteme rSAS eklenmiştir. Hava aracının dönüş yapabilmesini sağlayan pCAS sistemi pilotun yatay lövyeye komutunu referans yatış açısı değişim hızı komutuna (p_{cmd}) çevirmektedir. pCAS geri besleme olarak yatış açısı değişim hızı sinyalini (p) kullanmakta ve denetleyici çıktısı olarak da kanatçık komutunu (δ_a) üretmektedir. Kayış açısı tutuş otopilotu, referans değerini pilot tarafından verilen pedal komutlarından almaktadır. Yan rüzgârlı uçuş koşullarında hava aracında sıfırdan farklı bir kayış açısı oluşur. Mühimmat bırakmak ve yere iniş için kayış açısının sıfır derecede olması pilotlar tarafından tercih edilen bir yöntem olup kayış açısı tutuş otopilotu ile pilota bu imkân da sağlanmaktadır. Kayış açısı tutuş otopilotu geri besleme olarak kayış açısını (β) kullanmakta ve denetim çıktısı olarak ta istikamet dümeni komutunu (δ_r) üretmektedir. İç döngüde bulunan rSAS sebebiyle üretilen istikamet dümeni komutları değiştirilerek eyleyiciye

gönderilmektedir. Ayrıca pilotun verebileceği maksimum yatış açısı oranı komutu ve kayış açısı komutu NASA raporunda verildiği gibi sınırlandırılmıştır [8]. Bu sınırlandırmanın sebebi hava aracının hem yapısal kiplerinin tetiklenmemesi hem de dinamik olarak kararsızlığa itebilecek koşullara girilmemesi adına.

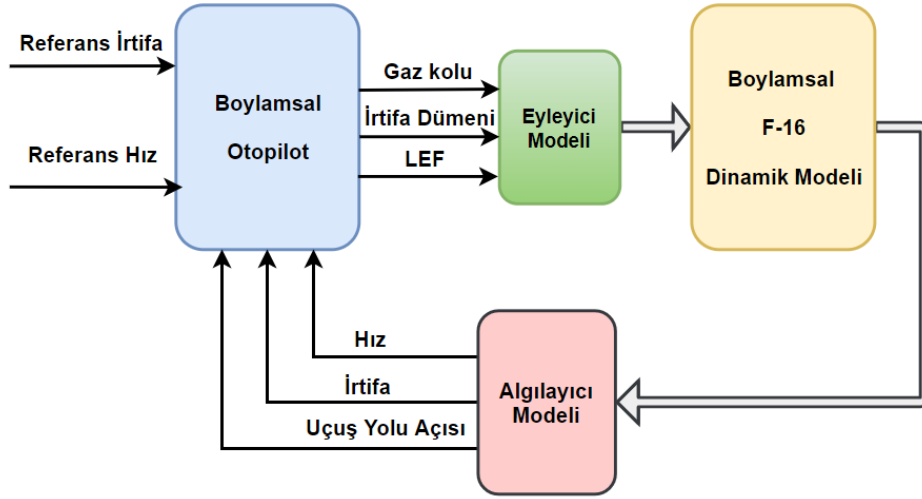
Boylamsal denetim olarak da hava aracına qCAS tasarımı yapılmıştır. qCAS sistemi pilotun verdiği dikey lövye komutlarını referans yunuslama açısı değişim hızına (q_{cmd}) çevirmektedir. Sistem geri besleme olarak yunuslama açısı değişim hızını (q) kullanmakta ve denetim çıktısı olarak ta irtifa dümeni komutunu (δ_e) üretmektedir. qCAS sayesinde pilot hava aracının yunuslama açısını ve dolaylı olarak irtifa ve hızını denetlemektedir. Gaz kolu komutu (δ_t) pilota bırakılmış olup herhangi bir denetleyici tarafından üretilmemektedir. Uçuş koşuluna göre pilot istediği gaz kolu komutunu üretmektedir ve dolaylı olarak yine hava aracının hızına ve irtifasına etki etmektedir.

3.3 Yarı Otonom Uçuş Denetim Sistemi Mimarisi

Yarı otonom uçuş kipinde hem iç döngü hem dış döngüde denetleyiciler mevcuttur ya da ilgili parametre tek bir döngü ile denetlenmektedir. Pilot sadece referans hız, irtifa ve baş açısı gibi komutları vermektedir. Otonom seyrüsefer kipi gibi harici dış kiplerde ise önceden hazırlanmış olan görev ile seyrüsefer nokta takibi yapılmakta olup pilot tarafından hiçbir girdi gerekmemektedir. Yarı otonom uçuş denetim mimarisi kapsamında F-16 için boylamsal ve yanal-dikey olmak üzere iki bütünleşik otopilot sistemi tasarlanmıştır.

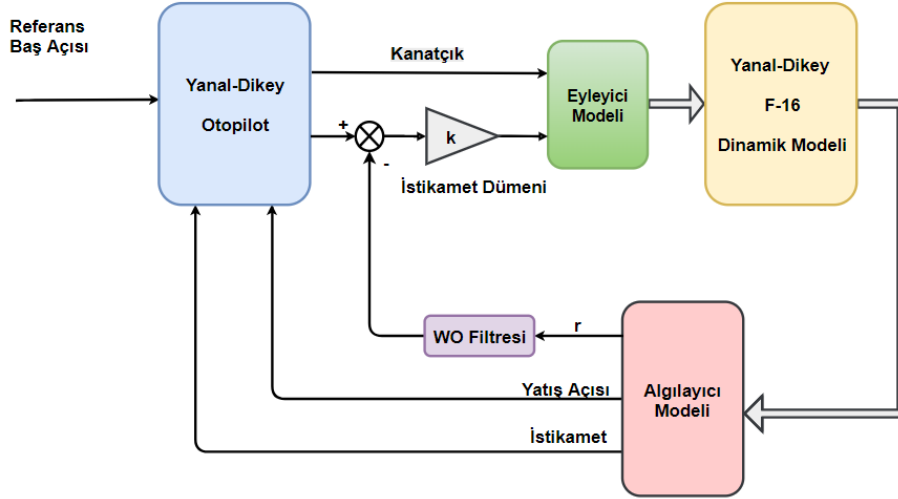
Boylamsal bütünleşik otopilot sistemi ile hava aracının hızı ve irtifası denetlenebilmektedir. Ayrıca sistemde yine LEF denetleyicisi de mevcuttur (Şekil 3.2). Hız tutuş otopilotu tek bir döngüden oluşmaktadır ve geri besleme olarak hava hızını (V_T) kullanıp denetleyici çıktısı olarak gaz kolu komutu (δ_t) üretmektedir. İstenilen hız değerine bağlı olarak pozitif ya da negatif yönde gaz kolu komutu üretilerek denetim sağlanmış olunur. İrtifa tutuş otopilotu ise iki döngüden oluşmaktadır. İç döngüde uçuş yolu açısı (*flight path angle*: γ) denetimi yapılmaktadır. İç döngü geri besleme olarak uçuş yolu açısını kullanarak denetim çıktısı olarak irtifa dümeni komutu (δ_e) üretmektedir. Dış döngü ise irtifa döngüsü olup geri besleme olarak irtifa bilgisini (h) kullanmaktadır. Döngünün çıktısı referans uçuş yolu açısı olarak iç döngüde kullanılmaktadır. Bu sayede irtifa tutuş otopilotu referans irtifaya bağlı olarak referans uçuş yolu komutu üretmekte ve bu denetimi

irtifa dümeni ile sağlamaktadır. Düz uçuşta iken uçuş yolu açısı sıfır derece komutu iletilmektedir. Ayrıca irtifa denetimi sırasında uçuş yolu açısındaki değişimden dolayı yunuslama açısında da değişim görülecek ve bu da hızda ani değişimlere sebep olacaktır. Hız tutuş otopilotu bu değişimlere de tepki vererek istenilen hızda uçulmasını sağlamaktadır.



Şekil 3.2 Boylamsal bütünleşik-otopilot mimarisi

Yanal-dikey bütünleşik otopilot kapsamında ise hava aracına baş açısı tutuş ve yatış açısı tutuş otopilotu tasarlanmıştır. Sisteme yine “dutch roll” kipini sönmölemek ve koordineli dönüşü sağlayabilmek adına rSAS eklenmiştir (Şekil 3.3). Baş açısı tutuş otopilotu iki döngüden oluşmaktadır. İç döngüde yatış açısı denetimi yapılmaktadır. İç döngü geri besleme olarak yatış açısını (ϕ) kullanırken, denetim çıktısı olarak kanatçık komutu (δ_a) üretmektedir. Dış döngüde ise baş açısı denetlenmektedir. Referans baş açısına göre referans yatış açısı üretilmekte olup geri besleme olarak ise de baş açısı (ψ) kullanılmaktadır. Bu sayede hava aracı istenilen baş açısına yatış yaparak gidebilecektir.



Şekil 3.3 Yanal-dikey bütünlük otopilot mimarisi

3.4 Uçuş Kalitesi Ölçütleri

Hava araçlarının uçuş ve kullanım kalitesi konusunun araştırılması uzun bir geçmişe dayanmaktadır. Bu iki konu hava aracı dinamiğini ve pilotların hava aracı dinamiği üzerindeki yorumlarını betimlemektedir. Hava aracı karakteristiği matematiksel olarak ifade edilebilirken, pilot yorumlarını matematiksel bir modele oturtmak kolay değildir. Bu sebeple uçuş kalitesi ve kullanım kalitesi ifadeleri genellikle yanlış anlaşılabilir. Bu iki ifade için yapılmış birden fazla tanım vardır ancak MIL-F-8785C dokümanında kabul görmüş olan ifade, George E. Cooper ve Robert P. Harper Jr.'ın yapmış olduğu ve pilot yorumlarına dayanan çalışmadan alınmıştır [46] [47]. Bu kapsamda uçuş kalitesi hava aracının dinamik karakteristiğini ve herhangi bir komuta ya da bozucuya nasıl tepki vereceğini betimlemektedir. Hava araçlarının uçuş ve kullanım kalitesini (flying quality, handling quality) istenilen düzeye getirebilmek için bazı ölçütler geliştirilmiş ve tasarım aşamasında kılavuz olarak kullanılması için standartlar yazılmıştır [48]. Ancak bu durum görüldüğü kadar kolay bir süreç değildir. Çoğu ölçüt uçuş testlerine bağlı geliştirildiği için, ölçütlerin başarısı uçuş testinin kapsamına bağlıdır. Aynı şekilde uçakların türü ve görevlerin çeşidine bağlı olarak da değişmektedir.

MIL-F-8785C dokümanında insanlı uçakların uçuş kalitesi, uçakların sınıfına, uçuş evresine ve başarımlarına göre gruplara ayrılmıştır. İnsanlı uçaklar Tablo 3.1'de verildiği gibi dört gruptan oluşmaktadır. Tablodan anlaşılacağı üzere F-16 uçağı *Sınıf IV* kategorisindedir.

Tablo 3.1 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçak sınıfları

Uçak Sınıfı	Uçak Özellikleri
<i>Sınıf I</i>	Küçük, hafif ağırlıkta, orta seviyede manevra kabiliyetine sahip uçaklar
<i>Sınıf II</i>	Orta ağırlıkta, düşük ile orta seviyede manevra kabiliyetine sahip uçaklar
<i>Sınıf III</i>	Büyük, yüksek ağırlıkta, düşük manevra kabiliyetine sahip uçaklar
<i>Sınıf IV</i>	Yüksek manevra kabiliyetine sahip uçaklar

Yine aynı dokumanda tanımlanmış uçuş evreleri Tablo 3.2’de verildiği gibi üç gruba bölünmüştür. Bu tez çalışmasında *Kategori A* uçuş evresi incelenmiş olup ilgili analizler bu kategoriye göre yapılmıştır.

Tablo 3.2 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçuş evreleri

Uçuş Evresi	Kullanım Alanı
<i>Kategori A</i>	Keskin-ani manevra ve hassas takip gerektiren uçuşlar
<i>Kategori B</i>	Tırmanış, düz uçuş ve alçalış anlarında yeterli manevra gerektiren uçuşlar
<i>Kategori C</i>	Kalkış ve iniş anındaki manevraları gerektiren uçuşlar

Uçuş kalitesi seviyeleri ve özellikleri ise Tablo 3.3’te verilmiştir.

Tablo 3.3 MIL-F-8785C dokümanında tanımlanmış uçuş kalitesi seviyeleri

Uçuş Kalitesi	Özellikleri
<i>Seviye 1</i>	Uçuş kalitesi, uçuş evresi için yeterli seviyede olan ve görevin etkin bir şekilde tamamlandığı uçuşlardır.
<i>Seviye 2</i>	Uçuş kalitesi uçuş evresi için yeterli seviyede uçuşlardır ancak pilot iş yükü biraz artmış ve görev icra edilirken etkinlik azalmıştır.
<i>Seviye 3</i>	Uçuş kalitesi bakımından ancak güvenli uçuşun sağlanabildiği, pilot iş yükünün aşırı artmış ve görev icra edilirken etkinliğin bir hayli düştüğü uçuşlardır.

Cooper ve Harper'ın 1969 yılında yapmış oldukları çalışmanın sonucunda, pilotların uçuş anında bir görevi icra ederken vermiş oldukları oylar ile uçuş kalitesi seviyeleri arasında bağlantı kurulabilmektedir. Kullanılan yöntem EK-C'de verilmiştir. Bu sayede havacılık tarihinde yapılmış olan birçok çalışma ile pilot yorumları analitik yöntemlerle birleştirilerek uçuş denetim sistemi tasarımında kullanılacak ölçütler oluşturulmuştur. MIL-F-8785C dokümanında hava aracının türü ve uçuş evresine göre dinamik kiplerinin sönümlenme oranı, doğal frekansı ve zaman sabitlerine bağlı olarak uçuş kalitesini betimleyen ölçütler mevcut olup bu tez çalışmasında da aşağıda belirtilen ölçütler kullanılmıştır.

- **Uzun periyod (phugoid mode) ölçütü**

Hava aracının uzun periyod kipinin sönümlenme oranının (ζ_p) uçuş kalitesi seviyelerine göre alması gereken değerleri Tablo 3.4'te verilmiştir. Uçuş kalitesi Seviye 3 için uzun periyod kipinin kararsız olduğu öngörülmekte olup tabloda bulunan T_{2p} değişkeni ise kpin büyüklüğünün iki katına çıkma süresidir.

Tablo 3.4 Uzun periyod kip ölçütü

Uçuş Kalitesi	Uzun Periyod Gereksinimleri
Seviye 1	$\zeta_p \geq 0.04$
Seviye 2	$\zeta_p \geq 0.0$
Seviye 3	$T_{2p} \geq 55.0 \text{ sn}$

- **Kısa periyod Ölçütü**

Kısa periyod ölçütü için genellikle hava aracı LOES (Low Order Equivalent System) modeline ait sönümlenme oranı (ζ_{sp}) ve doğal frekansı ($\omega_{n_{sp}}$) kullanılmaktadır. LOES modeli hava aracının HOS (Higher Order System) modelinin düşük frekans aralığında ($0.1 - 10 \text{ rad/s}$) 2. dereceden bir sisteme indirgenmesi ile bulunur. LOES modeli indirgemesi için Eş. 3.2'de verilen yunuslama açısı değişim hızı sinyalinden (q) pilot lövyeye komutuna (F_s) olan aktarım işlevi kullanılır.

$$\frac{q(s)}{F_s(s)} = \frac{K_\theta \left(s + \frac{1}{T_{\theta 2}} \right) e^{-\tau_\theta s}}{s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{n_{sp}}s + \omega_{n_{sp}}^2} \quad (3.2)$$

Model indirgemesi yapılırken, HOS modeli ile LOES modeli frekans tepkilerinin belirlenen frekans bandında mümkün olduğunca birbirine yakın olması sağlanır. Bu kapsamda Eş. 3.2’de verilen aktarım işlevinin parametreleri değiştirilerek Eş. 3.3’te belirlenen maliyet işlevi minimize edilir.

$$J = \sum_{i=1}^{i=n} [(G_{HOS}(\omega_i) - G_{LOES}(\omega_i))^2 + 0.0175 * (P_{HOS}(\omega_i) - P_{LOES}(\omega_i))^2] \quad (3.3)$$

Eş. 3.3’te belirtilen maliyet işlevindeki n ($0.1 - 10 \text{ rad/s}$) aralığındaki frekans sayısını, G_{HOS} ile G_{LOES} sırasıyla HOS ve LOES modellerinin ilgili frekanstaki kazançlarının dB değerlerini, P_{HOS} ile P_{LOES} ise ilgili frekanstaki evre açılarının derece değerlerini belirtmektedir [2].

Kısa periyod ölçütünün belirlenmesi için hava aracı LOES modelinden elde edilen sönümlenme oranı (ζ_{sp}) ve doğal frekansı ($\omega_{n_{sp}}$) ile CAP (Control Anticipation Parameter) değeri kullanılmaktadır. CAP değeri, hava aracının yunuslama ivmesinin durgun haldeki yük faktörüne oranıdır. Bu parametre pilotun hava aracında oluşan g-kuvvetini ve yunuslama ivmesini vestibüler duyu organı ile hissetme duyarlılığına bağıntılıdır. İnsanların vestibüler sistemi, hava aracında oluşan yunuslama ivmelerine aşırı hassas olup, pilotların uçağı denetlemek için kullandığı en önemli geri beslemedir [49]. Hava aracının yunuslama açısının (θ) değişimi hücum açısında (α) da bir değişime sebep olur ve bu sebeple de hava aracına etkiyen g-kuvveti (n_z) değişmektedir. Pilot ise değişen g-kuvvetini hissederek uçağı istenilen konumda tutmaktadır. CAP değerinin yaklaşık olarak hesabı Eş. 3.4’de verilmiştir. Hesaplamanın detayı [49]’de mevcuttur.

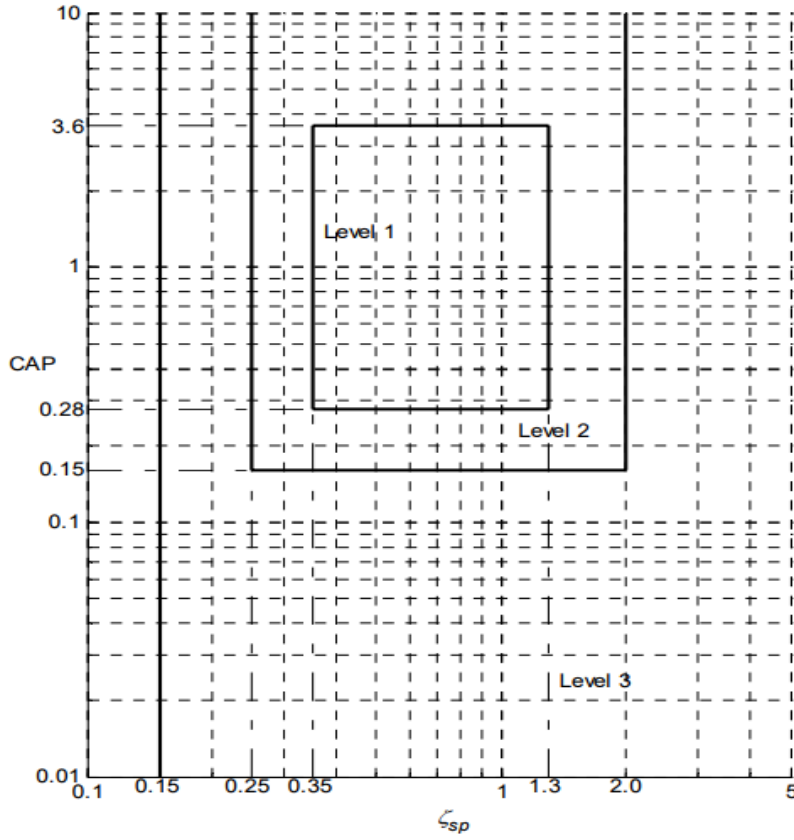
$$CAP \approx \frac{\omega_{n_{sp}}^2}{n/\alpha} = \frac{\omega_{n_{sp}}^2}{\frac{V}{gT_{\theta_2}}} \quad (3.4)$$

$$\frac{1}{T_{\theta_2}} \approx \frac{gn}{V\alpha}$$

Uçuş evresi ve uçuş kalitesi seviyelerine göre kısa periyod kip sönümlenme oranı ölçütü Tablo 3.5’te, sönümlenme oranı ile CAP değerinin uçuş kalitesi seviyelerine göre değişimi ise Şekil 3.4’te verilmiştir.

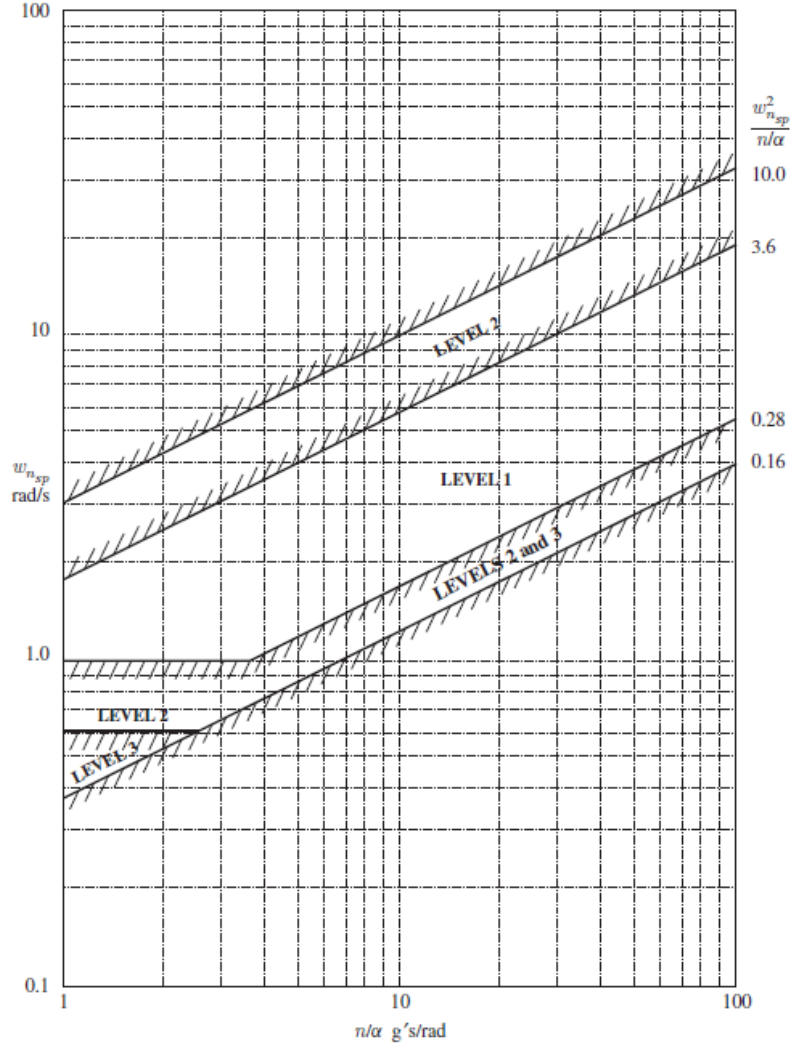
Tablo 3.5 Kısa periyod kip sönümlenme oranı ölçütü

Uçuş Kalitesi	Seviye 1		Seviye 2		Seviye 3	
	Min.	Max.	Min.	Max.	Min.	Max.
Kategori – A	0.35	1.3	0.25	2.0	0.1	–
Kategori – B	0.3	2.0	0.2	2.0	0.1	–
Kategori – C	0.5	–	0.35	2.0	0.25	–



Şekil 3.4 Uçuş kalitesi CAP sönümlenme oranı ölçütü

Uçuş evresi ve uçuş kalitesine bağlı olarak CAP değerinin kısa periyod doğal frekansına bağlı limit değerleri Tablo 3.6 ve Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.5 Kategori-A uçuş evresi CAP ölçütü uçuş kalitesi grafiği

Tablo 3.6 Kısa periyod doğal frekans ölçütü CAP limit değerleri $\omega_{n_{sp}}^2/(n/\alpha)$

Uçuş Kalitesi	Uçuş Evresi					
	Kategori A		Kategori B		Kategori C	
	Min.	Max.	Min.	Max.	Min.	Max.
Seviye 1	0.28	3.6	0.85	3.6	0.16	3.6
	$\omega_{n_{sp}} \geq 1.0$				$\omega_{n_{sp}} \geq 0.7$	
Seviye 2	0.16	10.0	0.38	10.0	0.096	10.0
	$\omega_{n_{sp}} \geq 0.6$				$\omega_{n_{sp}} \geq 0.4$	
Seviye 3	0.16	–	0.038	–	0.096	–

- **Yatış Kipi Zaman Sabiti Ölçütü**

Yatış kipi zaman sabitinin alabileceği maksimum değerler uçuş türü ve evresine göre Tablo 3.7’de verilmiştir. Yatış kipi birinci dereceden bir sistemle betimlenebildiği için ölçütte sadece zaman sabiti kullanılmıştır. Yatış kipine ait kutup kararlı olmalıdır.

Tablo 3.7 Yatış kipi zaman sabiti ölçütü

Uçuş Evresi	Uçak Sınıfı	Yatış Zaman Sabiti T_R (saniye)		
		Uçuş Kalitesi		
		Seviye 1	Seviye 2	Seviye 3
Kategori A	I, IV	1.0	1.4	–
Kategori A	II, III	1.4	3.0	–
Kategori B	AII	1.4	3.0	10
Kategori C	I, II	1.0	1.4	–
Kategori C	II, III	1.4	3.0	–

- **“Dutch Roll” kipi ölçütü**

“Duth roll” kipine ait doğal frekans (ω_{n_d}) ve sönümlenme oranının (ζ_d) uçuş evresi ve uçak türüne göre alabileceği limit değerler Tablo 3.8’de verilmiştir. “Dutch roll” kipi İkinci dereceden bir sistemle ifade edildiği için hem sönümlenme oranı hem de doğal frekansı ölçüte dahil edilmiştir.

Tablo 3.8 Dutch Roll kipi ölçütü

Uçuş Kalitesi	Uçuş Evresi	Uçak Sınıfı	\min ζ_d	\min $\zeta_d\omega_{nd}$	\min ω_{nd}
Seviye 1	Kategori A	I, IV	0.19	0.35	1.0
		II, III	0.19	0.35	0.4
	Kategori B	hepsi	0.08	0.15	0.4
	Kategori C	I, II – C, IV	0.08	0.15	1.0
II – L, III		0.08	0.15	0.4	
Seviye 2	hepsi	hepsi	0.02	0.05	0.4
Seviye 3	hepsi	hepsi	0.02	–	0.04

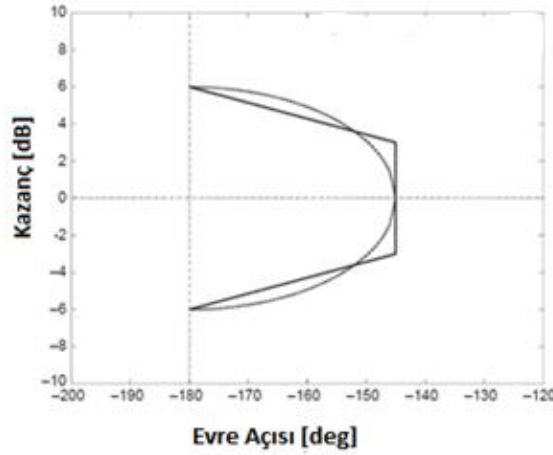
3.5 Gürbüzlük ve Kararlılık Ölçütleri

Uçuş denetim sisteminin yaşanabilecek belirsizliklere, zaman gecikmelerine ve çevresel faktörlerden oluşan bozucu ve gürültülere karşı dayanıklı olması ve hava aracının kararlılığını sağlayabilmesi birincil önceliklerindedir. Bu kapsamda tasarlanacak olan denetleyicilerin havacılık standartlarında belirtilen dayanıklılık ölçütlerini karşılaması son derecede önemlidir. MIL-F-9490D dokümanında insanlı uçaklar için uçuş denetim sisteminin başarımlı ve kararlılık gereksinimleri açıkça belirtilmiştir [37]. Ayrıca GARTEUR (Group for Aeronautical Research and Technology in Europe) tarafından yayınlanmış HIRM (High Incidence Research Model) projesi dokümanlarında da bir savaş uçağı için uçuş denetim sistemi tasarımında kullanılmasını önerdiği kararlılık ve gürbüzlük ölçütleri de MIL-F-9490D dokümanı ile benzerlik göstermektedir. Bu tez çalışmasında da uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında tasarlanan denetleyicilerin gürbüzlük ve kararlılık gereksinimlerine uymasına dikkat edilmiştir.

Yukarıda belirtilen rapor ve dokümanlarda her bir denetim döngüsü için, ilgili eyleyiciye giden sinyal üzerinden döngünün kırılması ile elde edilen sistemin minimum 6 dB kazanç payına ve minimum 35° evre payına sahip olması gerektiği belirtilmektedir. İstenilen 6 dB kazanç payı ilgili sinyalinin herhangi bir bozucu etkiden dolayı genliğinin iki katına dahi çıksa bile sistemi kararsızlığa götürmeyeceği

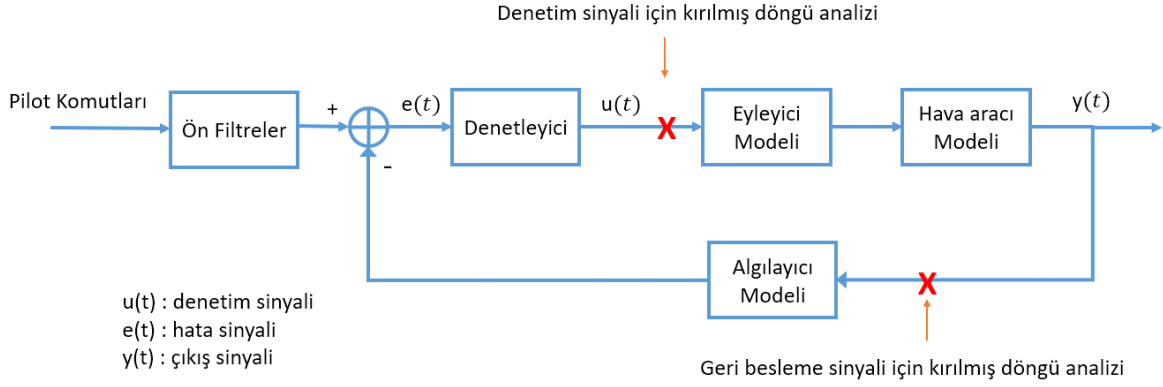
anlamını taşımaktadır. Aynı şekilde 35° evre payı da sistemin bant genişliği ve geçiş frekansına bağlı olarak kararsızlığa gitmeden oluşabilecek zaman gecikmelerini ifade etmektedir. Analiz, kırılmış döngü aktarım işlevinin Nichols grafiğinin çizilmesi ile kolayca yapılabilmektedir. Değişen frekanslara bağlı olarak ölçüt için minimum evre ve kazanç paylarını belirten seviye Şekil 3.6'da gösterilmektedir. Şekil 3.6'da belirtilen analitik sınırlar aşağıda verilmiş Eş. 3.5'te elde edilir. Ancak havacılık endüstrisinde belirtilen analitik elips yerine yine Şekil 3.6'da gösterilen elips şekline yaklaşık olarak benzeyen çokgen kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında da analizler için çokgen kullanılmıştır.

$$\left(\frac{\text{kazanç}}{6}\right)^2 + \left(\frac{\text{evre açısı} + 180}{35}\right)^2 = 1 \quad (3.5)$$



Şekil 3.6 Kırılmış döngü sistemi kararlılık payları

Eğer denetim döngüsü tek giriş tek çıkışlı (SISO) bir döngü ise, kararlılık payları döngü nereden kırılırsa kırılınsın aynı değere sahip olacaktır. Denetim döngüsü çoklu bir döngü (multi loop) ise analizi yapılacak sinyal üzerinden döngü kırılmalı ve diğer döngüler kapalı olmalıdır. Bu analiz işlemi, eyleyiciye giden bütün denetim sinyalleri ve algılayıcıya giren bütün geri besleme sinyalleri üzerinden döngülerin kırılarak yapılmalı ve minimum kararlılık paylarının sağlanması gerekmektedir. Analizler doğrusal modeller üzerinden yapılmalı ancak döngüye algılayıcı modeli, eyleyici modeli ve ekstra zaman gecikmeleri de eklenmiş olmalıdır. Bu sayede analizi yapılan sinyalin kararlılık payının mümkün olduğunca gerçeğe yakın olması sağlanmış olunur.



Şekil 3.7 Kırılmış döngü kararlılık analiz yöntemi

Ayrıca eyleyiciye giden denetim sinyali üzerinden döngü kırıldığında, kırılmış döngünün minimum geçiş frekansı (ω_c) (crossover frequency) da önem teşkil etmektedir. İrtifa dümeni ve kanatçık denetim sinyali için kırılmış döngü geçiş frekansı minimum 3 rad/s olması önerilmektedir [50]. Sistemde ayrıca denetleyicinin eklenmesiyle elde edilen kapalı döngünün özdeğerlerinin minimum sönümlenme oranı $\zeta_{min} \geq 0.4$ olmalıdır [50]. Bu durum uçuş kalitesi ölçütlerini de dolaylı olarak kapsamaktadır. Çevresel faktörlerden dolayı oluşabilecek rüzgar, türbülans gibi bozucuları da uçuş denetim sisteminin bastırması (disturbance rejection) gerekmektedir. Denetleyicinin bozucu bastırma analizi için duyarlılık döngü işlevi (loop sensitivity function) kullanılır. Analizde bozucu bastırma bant genişliği (disturbance rejection bandwidth - drb) ile bozucu bastırma rezonans değeri (disturbance rejection peak - drp) kullanılır. Bozucu bastırma bant genişliği denetleyicinin hangi frekansa kadar bozucuları başarılı bir şekilde bastırabildiğinin ve sistemin kararlı bir şekilde çalıştığının göstergesidir. İlgili frekans, aktarım işlevinin frekans tepkisinde -3dB kazanca denk gelen frekans değeri olarak hesaplanır. Genellikle hava olaylarından meydana gelen bozucular düşük frekansta oluşmakta olup bozucu bastırma bant genişliğinin mümkün olduğunca geniş olması ve rezonans değerinin de 6dB altında olması ADS-33E dokümanlarında önerilmektedir [50].

3.6 PIO ve Kullanım Kalitesi Ölçütleri

Cooper ve Harper tarafından yapılan tanıma göre hava aracı kullanım kalitesi (handling quality) şu şekilde özetlenebilir [42]:

“Pilotun hava aracıyla bir görevi icra ederken bu görevi ne kadar hassas ve rahat bir şekilde yapabildiğini belirten hava aracı karakteristiği ve kalitesidir.”

Bu bağlamda, kullanım kalitesi pilotun bir görevi ne kadar kolay, doğru ve hassas bir şekilde yapabildiğiyle doğrudan ilişkilidir. Hava aracının pilotun komutlarına ve ayrıca dış etkenlerden kaynaklanan türbülans, rüzgar, darbe ya da mühimmat bırakımı, hava frenleme sisteminin kullanımı, iniş takımı açılması gibi harici olmayan ve uçuş dinamiğini etkileyen bozuculara karşı verdiği tepkilerin bütünü kapsamaktadır. Kullanım kalitesi hava aracının dinamik karakteristiğinin yanı sıra uçuş denetim sistemine, uçuş görevi esnasındaki pilotun alabildiği görsel ve duyuşsal ipuçlarına ve hatta kokpit içerisindeki gösterge, lövy ve pedal gibi donanımların ergonomisine de bağlıdır. Bütün bunların bütünleşik etkisi ile birlikte pilotların hava aracına ait kullanım kalitesi hakkında yorumları oluşmaktadır.

Gelişen teknoloji ve “fly by wire” sisteminin aktif bir şekilde kullanımın başlaması ile birlikte yüksek başarılı uçaklarda kullanım kalitesini etkileyen en önemli etkenlerden biri de sayısal uçuş denetim sistemleri olmaktadır. Bu sistemlerin yüksek frekans bölgelerinde meydana getirdiği zaman gecikmeleri bazı durumlarda pilotları zor duruma sokmakta ve hatta hava aracının düşmesine sebep olmaktadır. “Pilot Induced Oscillations” ya da “Pilot In the loop Oscillations” (PIO) olarak bilinen bu durum son derece önemli bir konu olup, pilot ve uçuş denetim sistemi arasında başlayan uyumsuzluk sonrası artarak devam eden ve denetlenemeyen kararsız salınımları ifade etmektedir. Bu durumun tetiklenmesi genellikle zor uçuş görevleri icra edilirken ani değişimlerin olmasıyla başlar ve pilotun komutları ile hava aracının tepkisi arasındaki uyumsuzluk giderek büyür. Bazen bu duruma sebebiyetin konulan ismi yanlış yorumlamanın da etkisiyle pilotun olduğu kanısına varılmaktadır ancak bu yanlış bir bilgidir. PIO'nun asıl sebebi pilotlar değil, uçuş denetim sisteminin kötü tasarımından kaynaklıdır [51].

Havacılık tarihi boyunca PIO kaynaklı birçok önemli kaza meydana gelmiştir [38]. YF-16, SAAB JAS 39 Gripen ve YF-22 savaş uçaklarının yaşadığı kazalar bu duruma örnek olarak verilebilir. Özellikle YF-22 uçağının yaşadığı PIO kaynaklı kazadan sonra, uçuş denetim sistemi tasarımları tekrar gözden geçirilmiş, PIO kapsamında yapılan analizler genişletilmiş, kaza durumunu tekrarlayabilmek ve aynı durumun tekrar yaşanmamasını sağlayabilmek adına binlerce saat süren benzetim çalışmaları yapılmıştır. Bütün bu ekstra çalışmalar ise maliyetleri son derecede arttırmıştır. Yaşanılan kazalar ve edinilen bilgi birikimi ışığında yapılan kullanım kalitesi araştırmaları sonucu hava aracı tasarımı ve PIO durumunun

önlenmesi adına çeşitli gereksinimler ve ölçütler meydana getirilmiştir. Bu tez çalışmasında da pilota destek sağlayan uçuş denetim mimarisinde kullanım kalitesi ölçütleri de göz önüne alınarak denetleyici tasarımı yapılacaktır. PIO durumu Tablo 3.9'da belirtildiği gibi üç ayrı kategoriye ayrılmış olup bu tez çalışmasında Kategori – I PIO önlenmesi için gereken ölçütlere yer verilmiştir.

Tablo 3.9 PIO kategori çeşitleri

PIO Kategorisi	PIO oluşma sebebi
Kategori - I	Kapalı döngü pilot-uçak sisteminin doğrusal davranışları mevcut olup PIO oluşmasının sebebi sistemde var olan denetleyici, filtre gibi yapılardan kaynaklı aşırı zaman gecikmeleri ve evre kaymalarıdır.
Kategori - II	Kapalı döngü pilot-uçak sisteminin doğrusal olmayan davranışları mevcut olup PIO oluşmasını sebebi konum ve ya oran limitleyici elemanların doyuma ulaşmasıdır.
Kategori - III	Kapalı döngü pilot-uçak sisteminin yüksek seviyede doğrusal olmayan davranışları mevcut olup PIO oluşma sebebinin anlaşılması zordur ve genellikle nadir karşılaşılr. Ancak en zararlı PIO çeşitidir.

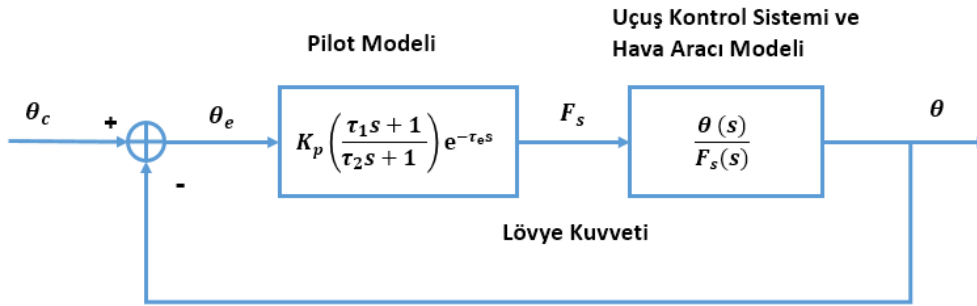
3.6.1 Neal-Smith Ölçütü

Neal-Smith ölçütünün temeli, USAF NT-33 uçağının farklı kararlılık şartlarında yapılmış birçok uçuş testine dayanmaktadır [52]. Testlerden elde edilen veri tabanını ve pilot yorumlarını frekans alanında yapılan analizlerle birleştiren yöntem, hava aracının hassas yunuslama açısı takibi (pitch tracking task) yaparken mevcut sistemin kullanım kalitesini belirlemektedir. Neal-Smith ölçütü ilk olarak yüksek dereceli dinamiklere (higher order dynamics) sahip olan savaş uçaklarının hassas takip gerektiren uçuş evrelerinde (*Kategori A*) kullanım kalitesini incelemek için geliştirilmiştir. Bahsi geçen yüksek dereceli dinamiklerin temel sebebi uçakta bulunan uçuş denetim sistemleri ve zaman gecikmeleridir. Ölçüt daha sonra yolcu uçakları için iniş manevralarını da kapsayacak şekilde genişletilmiştir. Analizler kapalı döngü sistemi ile yapılır ve sistemde döngüyü kapatmak için matematiksel pilot modeli kullanılır. Pilot modeli kazanç, düzeltçi (compensator) ve zaman gecikmesinden oluşmaktadır (Eş. 3.6). Pilot modelindeki K_p kazanç değeri pilotun bir hataya karşılık verebileceği tepkinin büyüklüğünü ifade etmektedir. Pilot modeli

düzelteç içerisinde bulunan τ_1 evre ilerletici zaman sabiti, pilotun hataya karşı öngördüğü tepkiyi, τ_2 evre geriletici zaman sabiti ise hataya karşı pilotun ne kadar rahat bir şekilde tepki verebildiğinin ölçütüdür. Zaman gecikmesi ise pilotun hataya karşı karar vermesi ve tepkiyi oluşturması anında geçen süreyi ifade etmektedir.

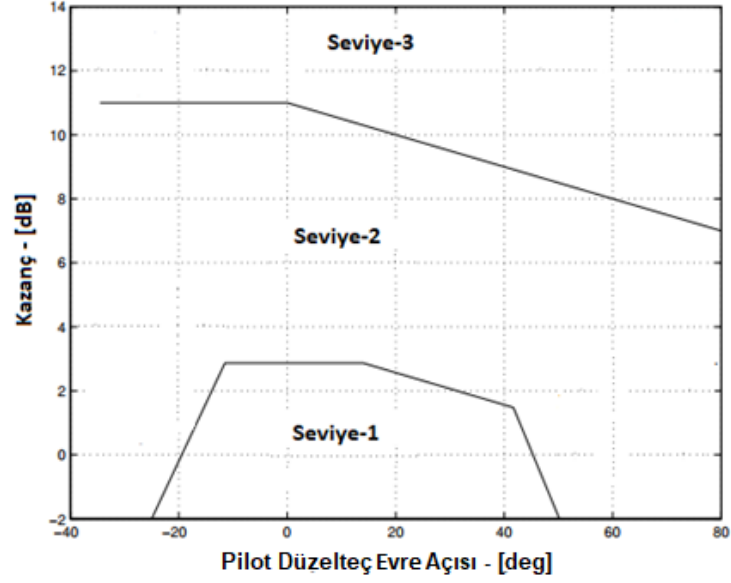
$$H_p(s) = K_p \left(\frac{\tau_1 s + 1}{\tau_2 s + 1} \right) e^{-\tau_e s} \quad (3.6)$$

Pilot modelindeki düzelteç çeşidi uçuş görevinin zorluğuna bağlı olarak değişebilmektedir. Eğer düşük bant genişliğine sahip ve ani manevralar gerektirmeyen bir görev icra ediliyorsa pilot kendini evre gecikmeli bir denetleyici gibi uyarlayarak yüksek kazanç ile yumuşak bir denetim sağlar. Ancak uçuş görevi yüksek bant genişliğine sahip ve ani manevralar gerektiriyorsa pilot kendini evre ilerletici bir denetleyici olarak adapte ederek görevi icra etmeye çalışır.



Şekil 3.8 Neal-Smith analizi kapalı döngü sistemi

Analiz için pilot modelindeki zaman gecikmesi sabit tutularak diğer parametrelerin değiştirilmesi ile kapalı döngü sisteminin en iyi tepkiyi vermesi sağlanır. Daha sonra elde edilen pilot modeli parametreleri uçuş testleri ve pilot yorumlarıyla belirlenmiş Neal-Smith grafiğine oturtulur (Şekil 3.9) ve kullanım kalitesinin seviyesi belirlenir.



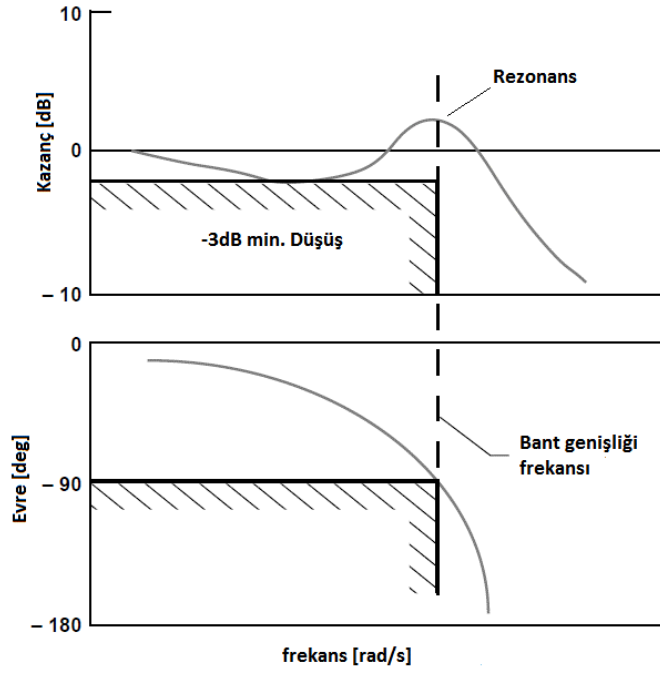
Şekil 3.9 Neal-Smith uçuş kalitesi grafiği

Grafikte kullanım kalitesini belirleyen sınırlar pilot yorumlarıyla oluşturulmuştur. Neal-Smith grafiğinin y eksenı kapalı döngü sisteminin kazancı, x eksenı ise pilot düzelteç modelinin evre açısıdır. Grafikten anlaşılacağı üzere kapalı döngü sisteminin rezonans değeri arttıkça kullanım kalitesi seviyesi düşmektedir. Yüksek rezonans değeri pilotun gergin olduğunun ve uçağı uçurabilmek için gereğinden fazla lövyeye komutları verdiğinin göstergesidir. Pilot düzelteç modeli aslında döngüyü kapatan bir denetleyici görevi görür ve uçağın yüksek dereceli dinamiğine bağlı olarak evre geriletici (lag) ya da evre ilerletici (lead) bir denetleyici olabilir. Pilot modelindeki düzelteç evre açısı ise pilotun hissiyatını ve iş yükünü betimlemektedir. Bu sayede uçuş testleri ile pilotların yorumu analitik olarak birleştirilmiştir. Yapılan testlerde pilotların hassas takip yapabilmesi için genellikle evre ilerletici denetleyici gibi davrandığı görülmüştür.

Neal-Smith ölçütü matematiksel olarak ifade edebilmek adına bant genişliği, düşüş (droop) ve kapalı döngü rezonansı olmak üzere üç adet parametre tanımlanmıştır. İlgili parametrelerin tanımları ve grafiksel gösterimi (Şekil 3.10) aşağıda verilmiştir.

- **Bant genişliği (Bandwidth):** Kapalı döngü sistemi evre açısının ilk olarak -90° ulaştığı frekans bant genişliği frekansı (bandwidth frequency) olarak tanımlanmıştır. Bu frekans pilotun hava aracının burnunu ne kadar hızlı bir şekilde hedef değere yöneltebildiğinin göstergesidir. Uçuş evresine göre bant genişliği değeri değişmektedir.

- **Düşüş (Droop):** Bant genişliği frekansından küçük olan frekans bölgesinde kapalı döngü sistemi genliğinin 0 dB'nin altına düştüğü minimum değerdir. Hava aracı burnunun hedef değere ne kadar yavaş bir şekilde oturduğunun göstergesidir.
- **Kapalı Döngü Rezonansı:** Kapalı döngü sistemi büyüklüğünde görülen maksimum değerdir. Hava aracının yunuslama açısı takibi yaparken yunuslama dinamiğinin sönümlenme oranı ve salınımların genliğinin büyüklüğüyle doğru orantılıdır.



Şekil 3.10 Neal-Smith ölçütü yöntemi

Pilot modeli parametreleri değiştirilirken kapalı döngü sisteminde yukarıda tanımlanmış parametrelerin *Kategori – A* uçuş evresine için Tablo 3.10'da belirtildiği değerleri alması sağlanır.

Tablo 3.10 Neal-Smith ölçütü parametre değerleri

Bant genişliği	Düşüş	Rezonans
3.5 rad/s	-3 dB	minimum

Bant genişliği değerinin 3.5 rad/s olması genellikle çok zorlayıcı bir gereksinim olarak bilinmektedir. NASA'nın F-16 için yapmış olduğu çalışmalarda *Kategori – A* uçuş evrelerinde bant genişliği değeri 3 rad/s kullanılmıştır. Bu tez çalışması kapsamında da Neal-Smith bant genişliği değeri 3 rad/s olarak alınmıştır [53].

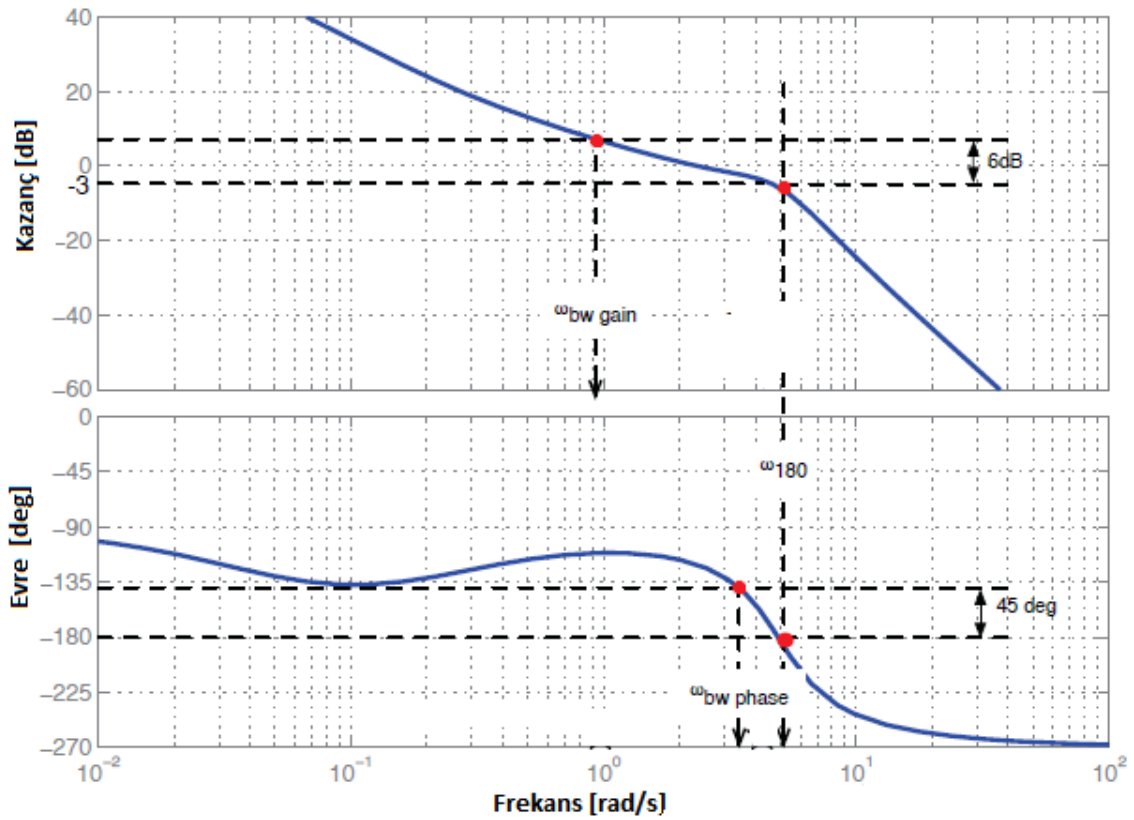
3.6.2 Bant Genişliği (Bandwidth) Ölçütü

Bant genişliği ölçütü Neal-Smith ölçütünden geliştirilmiş bir yöntemdir ve bu tezde hava aracı yunuslama açısı tutuş analizi için kullanılmaktadır [54]. Bu ölçütte kapalı döngü sisteminin bant genişliği Neal-Smith ölçütünde olduğu gibi sabit değildir [49]. Farklı uçak cinsleri, boyutları ve uçuş evrelerine göre sistemin bant genişliği değişebilmektedir. Bu durumun sebebi kullanım kalitesi için savaş uçaklarında yüksek bant genişliği gerekirken yolcu uçaklarında düşük bant genişliği yeterli olmasındandır. Ölçütün analizi frekans alanında yapılmaktadır. Ölçüt analizi yapılırken tanımlanmış bant genişliği değerinden ve evre gecikmesi (phase delay) değerinden yararlanılır. Bu ölçütte pilot modeli kullanılmamaktadır ve hava aracının yunuslama açısından lövyeye olan aktarım işlevi üzerinde analiz gerçekleştirilir [51]. Ölçüte ait bant genişliği ve evre gecikmesi tanımlamaları bilindiğın aksine aşağıdaki gibi yapılmaktadır:

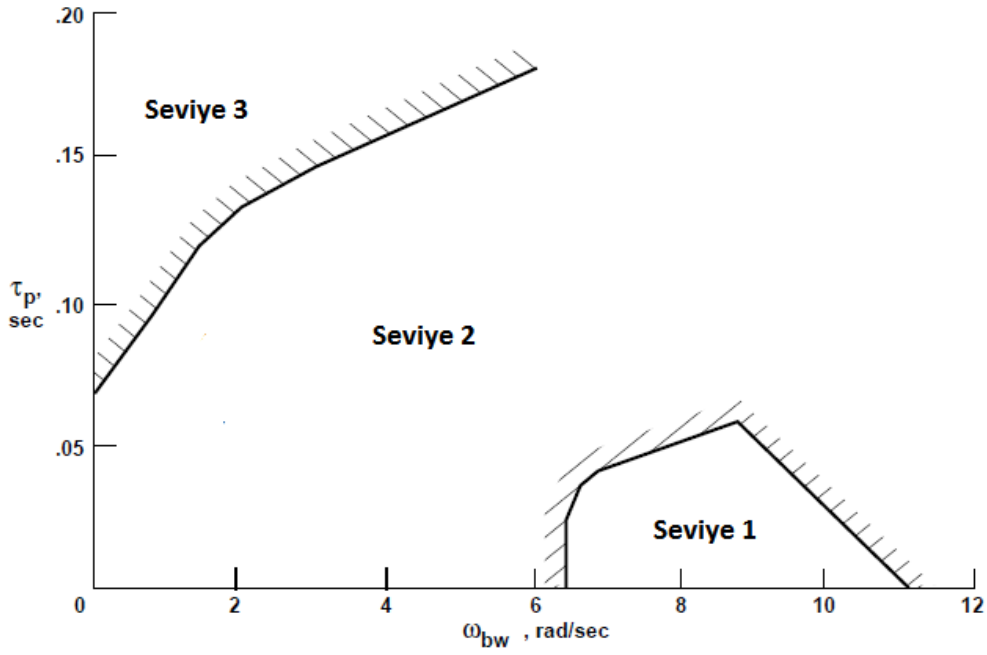
- **Evreye bağlı bant genişliği, $\omega_{BW_{phase}}$** : Evre açısına bağlı bant genişliği değeri, yunuslama açısından lövyeye olan aktarım işlevinde evre payının 45° olduğu frekans değeridir. Bir başka değişle, aktarım işlevi evre açısının -135° olduğu frekans değeridir. Bu bant genişliği değeri pilotun uçağı kararsızlığa sokmadan kullanabileceğı evre payını ifade etmektedir.
- **Kazanca bağlı bant genişliği, $\omega_{BW_{gain}}$** : Yunuslama açısından lövyeye olan aktarım işlevinde, evre açısının -180° olduğu frekans değerindeki kazanç değerinden 6dB daha büyük olan kazançtaki frekans değeridir. Pilotun uçağı kararsızlığa sokmadan kullanabileceğı kazanç olarak değerlendirilmektedir. Bu sayede pilot hava aracını kararsızlığa sokmadan kendi kazanç değerini iki katına çıkarabilmektedir.
- **Bant genişliği, ω_{BW}** : Elde edilen $\omega_{BW_{phase}}$ ile $\omega_{BW_{gain}}$ arasından hangisi küçükse o değeri ölçüte ait bant genişliği değeri olarak seçilmektedir. Eğer $\omega_{BW_{phase}}$ daha küçük ise sistemin evre limitli olduğu, $\omega_{BW_{gain}}$ küçük ise sistemin kazanç limitli olduğu çıkarımı yapılmaktadır.

- **Evre gecikmesi, τ_p** : Evre gecikmesi, sistemdeki yüksek dereceli dinamiklerin oluşturduğu evre gecikmelerinden kaynaklanan eşdeğer zaman gecikmesinin (equivalent time delay: τ_e) yaklaşık olarak hesaplandığı değerdir. Evre gecikmesi hesaplanırken evre açısının -180° derece olduğu frekans değeri olan ω_{180} 'den daha yüksek bir frekans değeri kullanılır. Ölçüt için ω_{180} 'nin 2 katı olan $2\omega_{180}$ değeri ve bu frekanstaki evre açısı $\phi(2\omega_{180})$ seçilmiştir. Analitik olarak bant genişliğinden daha yüksek frekanslardaki evre açısının eğimi olarak Eş. 3.7'de gösterildiği gibi hesaplanır.

Bant genişliği ve evre gecikmesi parametrelerinin Bode grafiğinde yerleri Şekil 3.11'de verilmiştir. Ölçüte ait parametreler bulunduktan sonra uçuş testlerinden elde edilen veri tabanı ve pilot yorumlarınınca hazırlanmış olan bant genişliği grafiğinde yerine oturtulur ve kullanım kalitesi seviyesi belirlenmektedir. Uçuş evrelerine göre bant genişliği grafikleri farklılık göstermektedir (Şekil 3.12). Bu çalışmada F-16 savaş uçağına denetim sistemi tasarlanacağı için analizlerde *Kategori – A* uçuş evresindeki bant genişliği grafiğı kullanılmıştır.



Şekil 3.11 Bant genişliği ölçütü parametreleri



Şekil 3.12 Bant genişliği ölçütü kullanım kalitesi seviyeleri

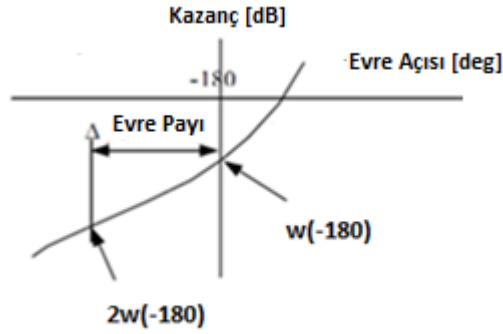
$$\tau_e \approx \tau_p = -\frac{\phi(2\omega_{180}) + 180^\circ}{57.3 \times 2\omega_{180}} \quad (3.7)$$

Bant genişliği ölçütü, pilotun hava aracını denetleyebileceği maksimum bant genişliği ile ilgilidir. Pilot görevi icra edebilmek için daha yüksek bir bant genişliğine (ω_{BW}) ihtiyaç duyarsa kendi kazancını arttırmak zorunda kalır. Bu durum sistemde ekstra evre gecikmesine sebep olur ve PIO'yu tetikler. Aynı şekilde eğer sistemin evre gecikmesi (τ_p) çok fazla ise, bant genişliğinin üstünde bir uçuş koşulunda pilot ani değişen evre gecikmeleri sonucu hava aracını kumanda edememeye başlayacak ve PIO tetiklenecektir.

3.6.3 Evre Oranı ve Kazanç Evre Şablonu Ölçütü

Evre oranı (phase rate PR_{180°) ölçütü yüksek dereceli dinamikler barındıran modern uçuş denetim sistemlerinde PIO durumunu öngörme için kullanılan basit bir analiz yöntemidir ve yunuslama açısı ile yatış açısı analizleri için kullanılabilir [55]. Açık döngü sisteminin frekans tepkisi üzerinden Nichols grafiği kullanılarak analiz gerçekleştirilir. Gibson yapmış olduğu çalışmalarda kullanım kalitesinin yüksek dereceli etkilerinin anlaşılması için evre açısının -180° olduğu bölgelere odaklanılması gerektiğini belirtmektedir [56]. Evre oranı parametresi, kararlılık

rejimindeki ($\phi = -180^\circ$) evre açısının frekansa bağlı eğimini ifade etmektedir [51]. Evre açısının -180° olduğu frekans değerinde $\omega_{(-180^\circ)}$ önem teşkil etmektedir. Bu frekans değeri PIO'nun başladığı frekans değeri olarak görülebilir. Gibson evre oranı parametresini hesabını yaparken PIO başlangıç frekansı $\omega_{(-180^\circ)}$ ve bu frekansının iki katı olan frekans bölgesindeki $2\omega_{(-180^\circ)}$ evre gecikmesinin oranına bakmaktadır. Görsel olarak Şekil 3.13'te belirtilen evre oranı parametresi Eş. 3.8'de olduğu gibi Nichols grafiği kullanılarak hesaplanır.

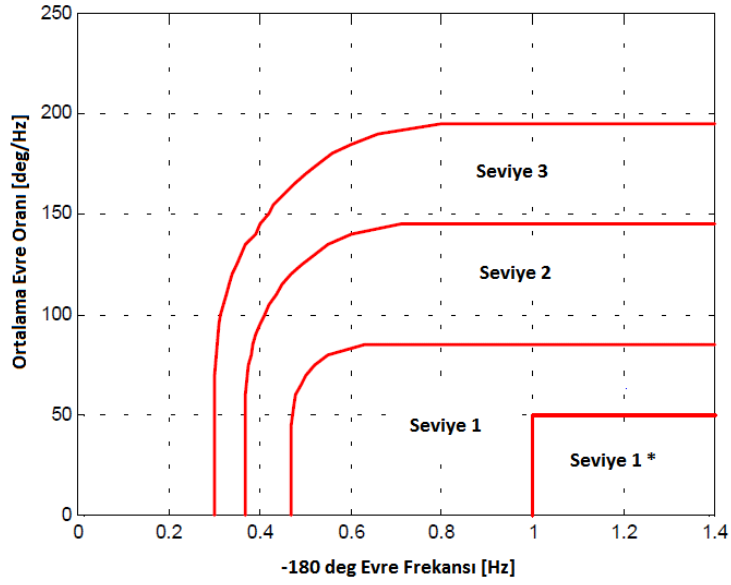


Şekil 3.13 Evre oranı tanımı

$$PR_{180^\circ} = - \frac{(\phi(2\omega_{(-180^\circ)})+180^\circ)}{(2\omega_{(-180^\circ)} - \omega_{(-180^\circ)})} = - \frac{(\phi(2\omega_{(-180^\circ)})+180^\circ)}{\omega_{(-180^\circ)}} \quad [^\circ/Hz] \quad (3.8)$$

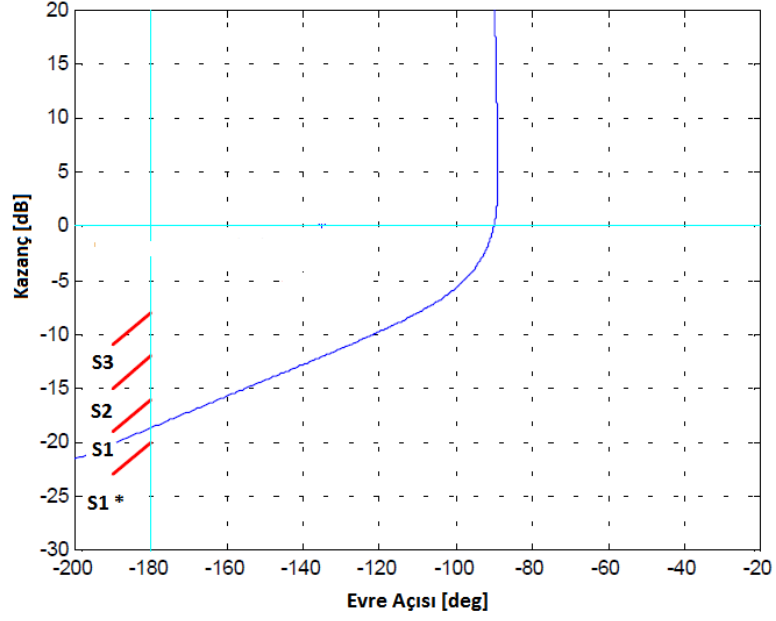
Elde edilen evre oranı parametresi kullanım kalitesi seviyelerinin belirtildiği frekansa bağlı olan grafiğe oturtulur ve uçuş denetim sisteminin PIO durumuna ne kadar yatkın olduğunun analizi yapılabilir (Şekil 3.14).

Evre oranı ölçütünün fiziksel yorumu ise pilotun zor bir görevi icra ederken bant genişliğini arttırması ihtiyacına bağlı olarak yapılmaktadır. Pilot görevi başarılı bir şekilde yapabilmek için kendi kazancını yükselterek kendisinin de içinde bulunduğu pilot-uçak kapalı döngü sisteminin bant genişliğini arttırabilir. Ancak pilot kazancının artmasıyla birlikte kapalı döngü sisteminde evre gecikmeleri meydana gelmeye başlar. Bu evre gecikmelerinin artmasıyla birlikte pilot belli bir noktadan sonra uçağın komutlarını takip edemediği hissiyatına kapılıp kendini kazancını daha da arttırmaya başlar. Uçuş denetim sisteminin yüksek derecedeki dinamikleri evre gecikmeleri sonucu tetiklenmeye başlar. Bu durum PIO durumunu başlatır ve pilot ile uçak arasında evre kaymaları sonucu denetim edilemeyen ve kararsız salınımlar oluşur.



Şekil 3.14 Evre Oranı ölçütü kullanım kalitesi seviyeleri

Kazanç evre şablonu ise yine Gibson tarafından 1994 yılında önerilmiş olup hava aracı dinamiğindeki gerçek kazanç değerinin PIO'ya etkisini incelemektedir. Lövyeden yunuslama açısına olan aktarım işlevi frekans tepkisinin Nichols grafiğinin çizilmesi ile analiz yapılmaktadır. Frekans tepkisinin Nichols grafiğinde belirlenmiş kullanım kalitesi seviyesi sınırlarının neresinden geçtiğine bakılarak PIO'ya yatkın olup olmadığı anlaşılabilir. Kazanç sınır seviyeleri $[-200^\circ, -180^\circ]$ evre açısı aralığında belirlenmiş olup sistemin kazancının -16 dB den küçük olması durumunda PIO etkinliğinin oluşmadığı gözlemlenmiştir. Bu sebeple kullanım kalitesi seviyeleri Şekil 3.15'de belirtildiği gibi oluşturulmuştur.



Şekil 3.15 Kazanç-Evre şablonu ölçütü grafiği

Gibson'ın yapmış olduğu çalışmalarda, hava aracının açık döngü aktarım işlevinin evre açısının -180° ye ulaştığı bölgelerde PIO durumunun meydana geldiğini görülmüştür. Bu sebeple, PIO oluşma olasılığının yüksek olduğu bölgelerde sistemin kazancının düşürülmesi amaçlanarak ölçüt geliştirilmiştir. Yapılan uçuş testlerinde de PIO oluşan bölgelerde sistemin mutlak kazancının düşük olmasının pozitif etkileri görülmüştür.

4. SÜGÖNDE YÖNTEMİ İLE DENETLEYİCİ TASARIMI

Bu bölümde pilot destekleyici ve yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında F-16 için ilgili denetleyicilerin tasarımı yapılacaktır. Öncelikle denetleyici tasarım yöntemi olan Sürekli Zaman Genelleştirilmiş Öngörülü Denetim (SÜGÖNDE) yönteminin denetim yasası ve kuralları anlatılacaktır. Daha sonra ise bir önceki bölümde anlatılan uçuş kalitesi, kullanım kalitesi ile gürbüzlük ve kararlılık ölçütleri eşliğinde denetleyici tasarımları yapılacaktır. Denetleyici tasarımı sırasında kullanılan analiz ve yöntemler açıkça belirtilecektir.

4.1 SÜGÖNDE Yöntemi

Sürekli Zaman Genelleştirilmiş Öngörülü Denetim (SÜGÖNDE) [24] yöntemi Genelleştirilmiş Öngörülü Denetim (GÖNDE) [27] yönteminin sürekli zaman formunda tekrardan türetilmesiyle oluşturulmuştur. Temel olarak sistemin çıkışının öngörülmesine dayanan bu denetim yöntemi, öngörülen sistem çıkışı ile istenilen sistem çıkışı arasındaki farkın en küçük olabilmesi için gereken denetim sinyalini hesaplamaktadır. Sistem çıkışının öngörülmesi ise Taylor serisi kullanılarak yapılmaktadır. Denetleyicinin geliştirildiği sürekli zaman doğrusal modeli Eş. 4.1'de verilmiştir.

$$Y(s) = \frac{B(s)}{A(s)}U(s) + \frac{C(s)}{A(s)}V(s) \quad (4.1)$$

Verilen modelde $Y(s)$ sistem çıkışını, $U(s)$ sistem girişini, $V(s)$ ise sisteme etkileyen gürültü ve bozucu etkenleri ifade etmektedir. $B(s)$ ile $A(s)$ ise denetlenecek sisteme ait olan aktarım işlevinin Laplace işleci s ile yazılmış pay ve payda çokterimlileridir. Modelde bulunan $C(s)$ ise tüm kökleri sanal eksenin solunda bulunan kararlı yapıda bir tasarım çokterimlisidir ve gözleyici çokterimlisi olarak adlandırılır. Derecesi $A(s)$ çok terimlisine eşit ya da bir eksik olan $C(s)$, sistem özelliklerine göre tasarımcı tarafından seçilmektedir.

Öngörü işlemi belirli bir zaman aralığında türev işlevi kullanılarak bulunur. Sürekli zamandaki bir sinyalin mevcut türevlerinin, o sinyalin gelecekteki değişimlerini ifade edeceği bilgisi kullanılarak şu anki t anında sistemin çıkışı kırılmış Taylor serisine açılarak, T zaman sonraki sistem çıkışı öngörülmüş olunur [24].

$$\hat{y}(t + T) = y(t) + \sum_{k=1}^{N_y} y_k(t) \frac{T^k}{k!} \quad (4.2)$$

Eş. 4.2 de belirtilen N_y öngörme derecesi, T ise gelecek zaman değişkenidir. Seri açılımındaki $y_k(t)$ ise sistem çıkışının k . dereceden türevini ifade etmektedir. Açıkça görüleceği üzere, verilen bir T gelecek zamanı için öngörme başarısı N_y 'ye bağlıdır.

$$y_k(t) = \frac{d^k y(t)}{dt^k} \quad (4.3)$$

Öngörü işlemi için sistem çıkışının türevlerinin alınması ihtiyacı pratik uygulamalarda gürültüyü arttıracığı için tercih edilen bir yöntem değildir. Bu sebeple, sistem çıkışının doğrudan türevlerinin alınması yerine, öykünlümlü (emulated) değerleri kullanılmaktadır [24]. Sistem çıkışının k . dereceden türevi olan $y_k(t)$, Laplace alanında Eş. 4.4'te verildiği gibi yazılabilir.

$$Y_k(s) = s^k Y(s) = \frac{s^k B(s)}{A(s)} U(s) + \frac{s^k C(s)}{A(s)} V(s) \quad (4.4)$$

Yukarıdaki eşitlikte gürültü sinyaline ait s^k ile çarpılmış aktarım işlevi olan $\frac{s^k C(s)}{A(s)}$ uzun bölme işlemi kullanılarak aşağıdaki biçimde iki parçaya ayrılabilir (Eş. 4.5).

$$\frac{s^k C(s)}{A(s)} = E_k(s) + \frac{F_k(s)}{A(s)} \quad (4.5)$$

Burada $\deg[F_k] = \deg[A] - 1$, $\deg[A] = \deg[C]$ seçildiği durumda $\deg[E_k] = k$ olur. Eş. 4.5, Eş. 4.4'te yerine yazıldığında k . dereceden öykünlümlü türev $Y_k^*(s)$ ve karşılık gelen hata $E_k^*(s)$ aşağıda verildiği gibi bulunur.

$$Y_k(s) = Y_k^*(s) + E_k^*(s) \quad (4.6)$$

$$Y_k^*(s) = \frac{s^k B(s)}{A(s)} U(s) + \frac{F_k(s)}{A(s)} V(s) \quad (4.7)$$

$$E_k^*(s) = E_k(s) V(s) \quad (4.8)$$

Eş. 4.1 ile verilen sistem modelinden $V(s)$ çekilip Eş. 4.7'de yerine yazılır ise sisteme ait k . dereceden öykünülmüş türev değeri, giriş $U(s)$ ve çıkış $Y(s)$ sinyallerine bağlı olarak Eş. 4.9'da verildiği gibi elde edilir. Bu sayede öykünülmüş türev değerini hesaplamak için bilinmeyen gürültü sinyali $V(s)$ 'ten kurtulmuş olunur.

$$Y_k^*(s) = \frac{E_k(s)B(s)}{C(s)}U(s) + \frac{F_k(s)}{C(s)}Y(s) \quad (4.9)$$

Öykünülmüş sistem çıkışı eşitliğinde bulunan $\frac{E_k(s)B(s)}{C(s)}$ ifadesi, türev derecesi k 'nin sistem göreceli derecesi olan ρ 'dan büyük olduğu koşullarda ($k > \rho$) uygun olmayan (improper) bir aktarım işlevidir. Bu sebeple $\frac{E_k(s)B(s)}{C(s)}$ ifadesi yine uzun bölme işlemi kullanılarak Eş. 4.10'da verildiği gibi iki parçaya bölünebilir.

$$\frac{E_k(s)B(s)}{C(s)} = H_k(s) + \frac{G_k(s)}{C(s)} \quad (4.10)$$

Yukarıdaki eşitlikte bölme işlemi sonrası elde edilen $\frac{G_k(s)}{C(s)}$ kesinlikle uygun bir aktarım işlevi olup $H_k(s)$ ise bölme işlemi sonrası elde edilen bölüm çokterimlisidir. Eş. 4.10 ile elde edilen ifadeler Eş. 4.9 yerine yazıldığında ise Eş. 4.11'de verildiği sistem çıkışının k . türevinin öykünülmüş değeri elde edilir.

$$Y_k^*(s) = H_k(s)U(s) + \frac{G_k(s)}{C(s)}U(s) + \frac{F_k(s)}{C(s)}Y(s) \quad (4.11)$$

Sistemde $C(s)$ çokterimlisinin derecesi tasarımcı tarafından $A(s)$ çok terimlisine derecesine eşit olarak seçildiğinde elde edilen çokterimlilerin dereceleri aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$\begin{aligned} \deg(B) &= m, \quad \deg(A) = n, \quad \rho = n - m \\ \deg(H_k) &= k - \rho \\ \deg(G_k) &= n - 1 \\ \deg(F_k) &= n - 1 \end{aligned} \quad (4.12)$$

Eş. 4.12'de verilen çokterimlilerin dereceleri göz önüne alındığında öykünülmüş sistem çıkış türev ifadesi Eş. 4.13'te verildiği gibi tekrar iki parçaya ayrılabilir.

$$Y_k^*(s) = H_k(s)U(s) + Y_k^o(s) \quad (4.13)$$

$Y_k^o(s)$ 'nin açık olarak yazımı Eş. 4.14'te aşağıda verilmiştir.

$$Y_k^o(s) = \frac{G_k(s)}{C(s)}U(s) + \frac{F_k(s)}{C(s)}Y(s) \quad (4.14)$$

Eş. 4.13'te görüleceği üzere öykünülmüş sistem çıkış türevleri içerisinde denetim sinyali $u(t)$ 'nin türevleri de yer almaktadır. Denetim parametrelerinden biri olan N_u , denetim derecesi olarak adlandırılmakta olup denetim sinyalinin türevlerini sınırlayan önemli bir parametredir. Bu kapsamda denetim sinyalinin türevlerinin derecesi N_u 'dan büyük olduğunda ilgili türevler sıfır kabul edilir.

$$u_k(t) = \frac{d^k u(t)}{dt^k} = 0, \quad k > N_u \quad (4.15)$$

Eş. 4.15'te belirtilen ve N_u 'ya bağlı olarak denetim sinyali türevlerinin sıfırlama varsayımı hem hesaplama yükünü azaltmakta hem de giriş sinyalini kısıtlayarak etkinliğini ayarlamaktadır. Eş. 4.14 ile türetilmiş ve Laplace alanında yazılmış olan öykünülmüş çıkış türev eşitliği zaman alanında ve denetim derecesi ile öngörü derecesi göz önünde bulundurularak Eş. 4.16'da verildiği gibi yazılabilir.

$$y_k^*(t) = \mathbf{h}_k \mathbf{u} + y_k^o(t) \quad (4.16)$$

Bu ifade de belirtilen \mathbf{u} bir sütun vektörü olup N_u 'ya bağlı olarak Eş. 4.17'de verildiği gibi yazılmaktadır.

$$\mathbf{u} = [u(t) \quad u_1(t) \quad u_2(t) \quad \dots \quad u_{N_u}(t)]^T \quad (4.17)$$

İfadede yer alan \mathbf{h}_k ise $H_k(s)$ çokterimlisine ait katsayılarından oluşan bir satır vektörüdür. Eş. 4.16 ile zaman alanında verilmiş öykünülmüş sistem çıkış türevleri, Eş. 4.2 ile verilmiş kırılmış Taylor serisi açılımında yerine konular ve sonuç bir matris eşitliği olarak düzenlenirse, sistemin T zaman sonraki gelecek çıkışları Eş. 4.18'de verildiği gibi öngörülmesi olunur.

$$y^*(t + T) = \mathbf{T}_{N_y} \mathbf{H} \mathbf{u} + \mathbf{T}_{N_y} \mathbf{Y}^\circ \quad (4.18)$$

Burada belirtilen ifadeler aşağıdaki gibi vektör ve matris biçiminde yazılmaktadır.

$$\mathbf{T}_{N_y} = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2!} & \dots & \frac{T^{N_y}}{N_y!} \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$\mathbf{Y}^\circ = [y_0^\circ(t) \quad y_1^\circ(t) \quad \dots \quad y_{N_y}^\circ(t)]^T \quad (4.20)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} h_0 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ h_1 & h_0 & \dots & \dots & \cdot \\ h_2 & h_1 & \dots & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \dots & \dots & h_0 \\ \cdot & \cdot & \dots & \dots & h_1 \\ \cdot & \cdot & \dots & \dots & \cdot \\ h_{N_y} & \cdot & \dots & \dots & h_{N_y - N_u} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Eş. 4.21 ile verilen \mathbf{H} matrisi, $(N_y + 1) \times (N_u + 1)$ boyutunda olup, h_k terimleri açık döngü sisteminin $\left(\frac{B(s)}{A(s)}\right)$ Markov parametreleridir.

Sistem çıkışının öngörülmesi için gereken eşitlikler türetildikten sonra denetim yasaının oluşturulmasına geçilebilir. SÜGÖNDE yönteminin amacı istenilen gelecek çıkış değeri $w^*(t + T)$ ile öngörülen gelecek çıkış değeri $y^*(t + T)$ arasındaki hatanın belli bir zaman aralığında en küçük olmasını sağlayacak öngörülen gelecek giriş sinyali $u^*(t + T)$ 'yi oluşturmaktır. Bu amaç doğrultusunda Eş. 4.22'te önerilen karesel maliyet işlevinin eniyilemesi belirli bir zaman aralığında yapılarak giriş türevleri hesaplanır ve öngörülmüş gelecek giriş sinyali oluşturulur.

$$J = \int_{T_1}^{T_2} [y^*(t + T) - w^*(t + T)]^2 dT + \int_0^{T_c} \lambda [u^*(t + T)]^2 dT \quad (4.22)$$

Maliyet işlevinde bulunan $u^*(t + T)$ öngörülen gelecek giriş sinyalinin, $w^*(t + T)$ ise istenilen gelecek çıkış sinyalinin kırılmış MacLauren serisinde yazılmış halleri olup Eş. 4.23 ve Eş. 4.25 ile gösterildiği gibi oluşturulmaktadır.

$$u^*(t + T) = \mathbf{T}_{N_u} \mathbf{u} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{T}_{N_u} = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2!} & \dots & \frac{T^{N_u}}{N_u!} \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

İstenilen gelecek çıkış değeri $w^*(t + T)$ 'nin biliniyor olması gerekmektedir ancak çoğu uygulamada bu mümkün olmamaktadır. Bu sebeple, gelecek çıkış değerinin sabit ve şu anki değerine eşit olduğu varsayımı yapılarak Eş. 4.25'te verildiği gibi yazılır.

$$w^*(t + T) = \mathbf{T}_{N_y} \mathbf{w} \quad (4.25)$$

İstenilen gelecek çıkış değeri eşitliğinde bulunan \mathbf{T}_{N_y} Eş. 4.19'da verildiği gibi satır vektörü olup \mathbf{w} ise Eş. 4.26'da belirtildiği gibi sütun vektörüdür.

$$\mathbf{w} = [w(t) \quad 0 \quad \dots \quad 0]^T \quad (4.26)$$

Yine maliyet işlevinde bulunan T_1 parametresi alt öngörü ufku, T_2 üst öngörü ufku, T_c denetim ufku, λ ise denetleyici sinyalinin ağırlıklandırma çarpanı olarak adlandırılmaktadır. Bu kapsamda SÜGÖNDE denetim yasında kullanılan parametreler $N_y, N_u, T_1, T_2, T_c, \lambda$ ve $C(s)$ olup tasarım sırasında seçilme süreçleri [24]'te anlatılmaktadır. Bu tez çalışmasında T_1, T_c ve λ parametreleri 0 seçilmiştir. Diğer parametreler ise başarımlar ve ölçütlere bağlı olarak ayarlanmıştır. Benzetim çalışmaları 100 Hz frekansta yapılmış olup örnekleme zamanı ise $T_s = 0.01$ saniye seçilmiştir.

SÜGÖNDE yönteminde kayan ufuk stratejisi gereği hesaplanan gelecek öngörülmüş giriş sinyalinin sadece $T = 0$ anındaki değeri sisteme uygulanır.

$$T = 0 \text{ için } u^*(t + T) = u(t) \quad (4.27)$$

Maliyet işlevi Eş. 4.18, Eş. 4.23 ve Eş. 4.25 kullanılarak vektör ve matris cinsinden aşağıda Eş. 4.28'de belirtildiği gibi tekrardan düzlenebilir.

$$J = \mathbf{u}^T \mathbf{M} \mathbf{u} + 2\mathbf{f}^T \mathbf{u} + (\mathbf{Y}^\circ - \mathbf{w})^T \mathbf{T}_y (\mathbf{Y}^\circ - \mathbf{w}) \quad (4.28)$$

Burada ifade edilen \mathbf{M} , \mathbf{T}_y ve \mathbf{T}_u matrisleri ile \mathbf{f} vektörü

$$\mathbf{M} = \mathbf{H}^T \mathbf{T}_y \mathbf{H} + \lambda \mathbf{T}_u \quad (4.29)$$

$$\mathbf{f} = \mathbf{H}^T \mathbf{T}_y (\mathbf{Y}^\circ - \mathbf{w}) \quad (4.30)$$

$$\mathbf{T}_y = \int_{T_1}^{T_2} \mathbf{T}_{N_y}^T \mathbf{T}_{N_y} dT \quad (4.31)$$

$$\mathbf{T}_u = \int_0^{T_c} \mathbf{T}_{N_u}^T \mathbf{T}_{N_u} dT \quad (4.32)$$

şeklinde oluşturulmaktadır. Maliyet işlevini en küçük yapan \mathbf{u} vektörü ise Eş. 4.33'te verildiği gibi hesaplanabilir.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{M}^{-1} \mathbf{f} \quad (4.33)$$

Eş. 4.33'te aşağıda verildiği gibi de yazılabilir.

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}(\mathbf{w} - \mathbf{Y}^\circ) \quad (4.34)$$

$$\mathbf{K} = (\mathbf{H}^T \mathbf{T}_y \mathbf{H} + \lambda \mathbf{T}_u)^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{T}_y \quad (4.35)$$

Kayan ufuk stratejisi gereği sisteme hesaplanan \mathbf{u} vektörünün $T = 0$ anındaki ilk değeri uygulanacağı için, denetim yasası Eş. 4.36'da verildiği gibi yazılır.

$$u(t) = \mathbf{k}[\mathbf{w} - \mathbf{Y}^\circ] \quad (4.36)$$

Yukarıdaki eşitlikte \mathbf{w} vektörü de Eş. 4.26'da verildiği gibi yazılırsa, denetim sinyali zaman alanında Eş. 4.37'de ki gibi oluşturulur.

$$u(t) = g w(t) - \mathbf{k} \mathbf{Y}^\circ \quad (4.37)$$

Burada \mathbf{k} vektörü, hesaplanan kazanç matrisi \mathbf{K} 'nin ilk satırı olup, g kazanç değeri ise \mathbf{k} vektörünün ilk elemanıdır. Eş. 4.37 ile zaman alanında verilmiş olan denetim sinyali Laplace alanında Eş. 4.38'de ki gibi yazılabilir.

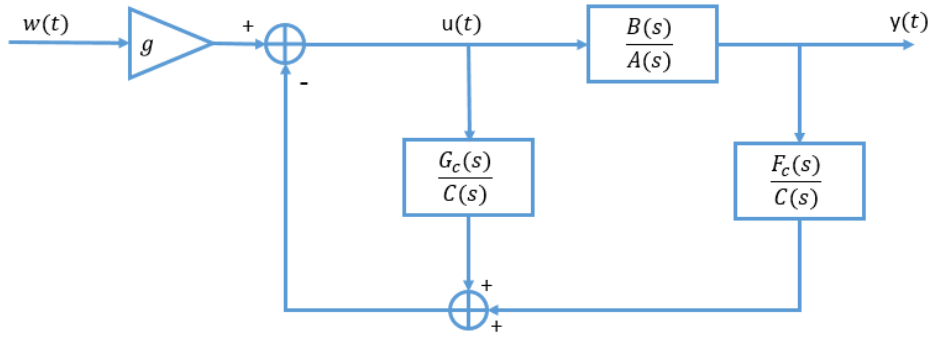
$$U(s) = g W(s) - \frac{G_c(s)}{C(s)} U(s) - \frac{F_c(s)}{C(s)} Y(s) \quad (4.38)$$

Burada belirtilen $G_c(s)$ ve $F_c(s)$ çok terimlileri ise

$$G_c(s) = \sum_{k=0}^{N_y} k_{k+1} G_k(s) \quad (4.39)$$

$$F_c(s) = \sum_{k=0}^{N_y} k_{k+1} F_k(s) \quad (4.40)$$

şeklinde elde edilmektedir. Eşitlikte belirtilen k_k , \mathbf{k} vektörünün k . elemanı olup $F_k(s)$ ve $G_k(s)$ ise sırasıyla Eş. 4.5 ve Eş. 4.10 ile hesaplanan çokterimlilerdir. SÜGÖNDE yönteminin şeması Şekil 4.1 ile verilmiştir.



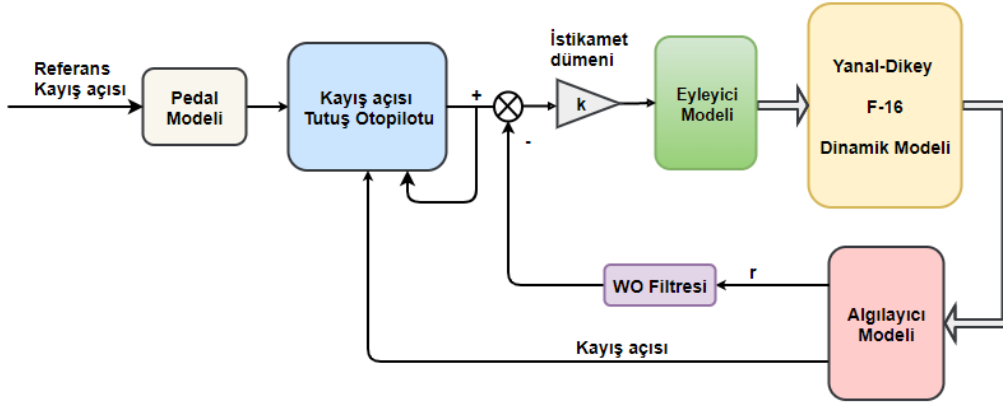
Şekil 4.1 SÜGÖNDE yöntemi şeması

4.2 pCAS ve Kayış Açısı Tutuş Otopilotu Tasarımı

Pilot destekleyici uçuş denetim sistemi tasarımı kapsamında yanal-dikey kararlık denetimi için kayış açısı tutuş otopilotu ile pCAS tasarımı yapılmıştır. pCAS tasarımı yapılırken Lewis'in önerdiği gibi sıralı bir tasarım yöntemi kullanılmıştır [2]. Sıralı tasarım yöntemi ile öncelikle "dutch roll" kipi iyileştirilmiş sonrasında dikey eksenin kararlılığı ve denetimi sağlanmıştır. Bu kapsamda öncelikle "dutch roll" kipini iyileştirmek adına "washout" filtre kullanılarak rSAS, ardından ise SÜGÖNDE yöntemi ile kayış açısı tutuş otopilotu tasarlanmıştır. Dikey eksen için yapılan sistem mimarisi Şekil 4.2 ile verilmektedir. Dikkat edilecek olursa, istikamet dümenine doğrudan "washout" filtreden geçmiş sapma açısı değişim hızı (r_{wo}) sinyali eklenmektedir. Bu durum sinyalde oluşabilecek gürültünün aynen oynar yüzeye iletilmesine sebep olacaktır. Bu sebeple algılayıcı modeli içerisinde sapma açısı değişim hızı (r) sinyali birinci dereceden alçak geçiren filtre kullanılarak filtrelenmiştir. Bu sayede hem gürültünün servoya gitmesi önlenmiş hem de gürültü bastırma başarımının artırılması sağlanmış olur.

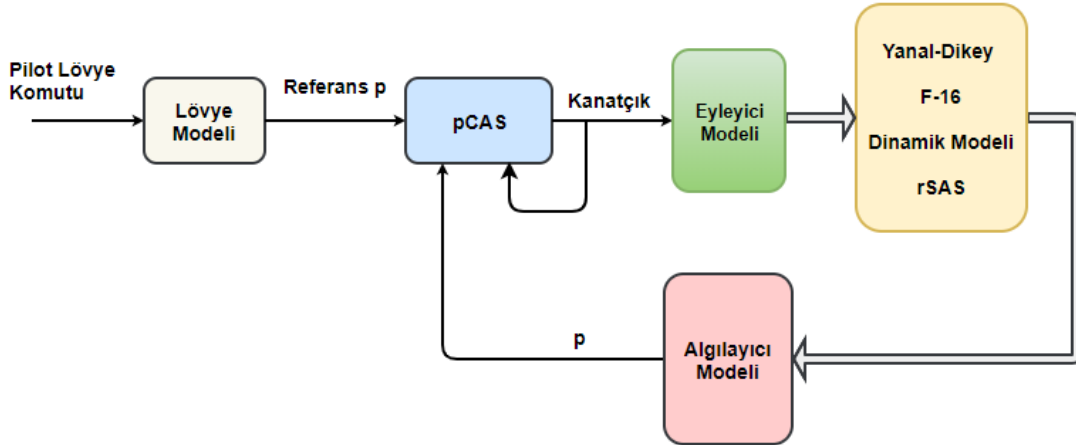
Kullanılan alçak geçiren filtre Eş. 4.41 ile verilmiştir.

$$G_{lp} = \frac{20}{s + 20} \quad (4.41)$$



Şekil 4.2 Kayış açısı tutuş otopilotu ve rSAS tasarım mimarisi

pCAS tasarımı ise “Dutch Roll” modunun sönümlenmesi için eklenen rSAS ile elde edilen genişletilmiş sistem (augmented system) üzerinden yapılmış olup sistem mimarisi Şekil 4.3’te verilmiştir. Sıralı tasarım yöntemi ile hava aracı dikey eksen dinamiklerinin pCAS tasarımına etkisi minimuma indirilmektedir.



Şekil 4.3 pCAS tasarım mimarisi

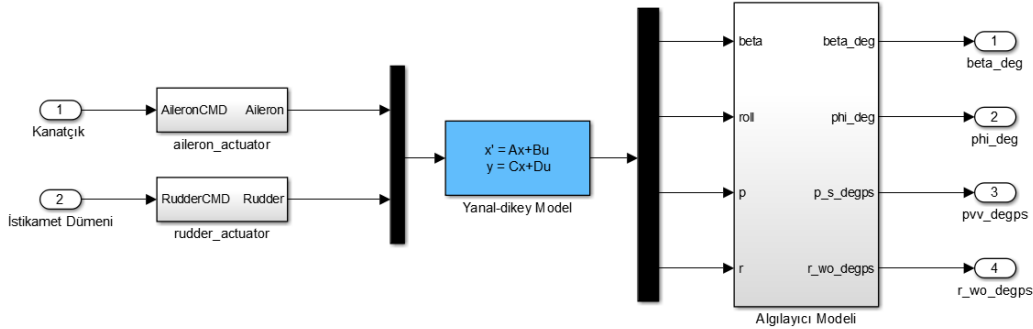
Tasarımlar yapılırken Eş. 4.42’de verilmiş dört durum değişkenli (β, ϕ, p, r) ve iki girişli (δ_a, δ_r) yanal-dikey model kullanılmış ve sıralı bir şekilde bu model rSAS, kayış açısı tutuş otopilotu ve pCAS tasarımlarıyla genişletilmiştir (augmented).

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1823 & 0.0643 & 4.8256e-4 & -0.9918 \\ 0 & 0 & 1 & 0.0798 \\ -22.3865 & 0 & -2.2313 & 0.5465 \\ 4.8584 & 0 & -0.042 & -0.3139 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2.175e-4 & 5.3831e-4 \\ 0 & 0 \\ -0.4611 & 0.0807 \\ -0.0192 & -0.0402 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

Yapılan benzetim çalışmasının mümkün olduğunca gerçekçi olmasını sağlayabilmek adına, SAS tasarımı yapılmadan önce sisteme daha önce hazırlanmış olan eyleyici modelleri, algılayıcı modelleri ve zaman gecikmeleri de eklenmiştir (Şekil 4.4). rSAS için sapma açısı değişim hızı sinyalinin önüne Eş. 3.1’de verilen “washout” filtresinden geçirilmiş (r_{wo}) ve pCAS geri beslemesi için kararlılık eksen takımındaki yatış açısı değişim hızı sinyali (p_s) (Eş. 4.43) oluşturulmuştur. Ayrıca birim çevirme işlemleri de yapılarak ilk sistem genişletme işlemi tamamlanmıştır.

$$p_s = p \cos(\alpha) + r \sin(\alpha) \quad (4.43)$$

Şekil 4.4’te verilen model üzerinden istikamet dümeninden (δ_r) “washout” filtreli sapma açısı hızına (r_{wo}) olan aktarım işlevi $G_1(s)$ çıkarılmıştır.

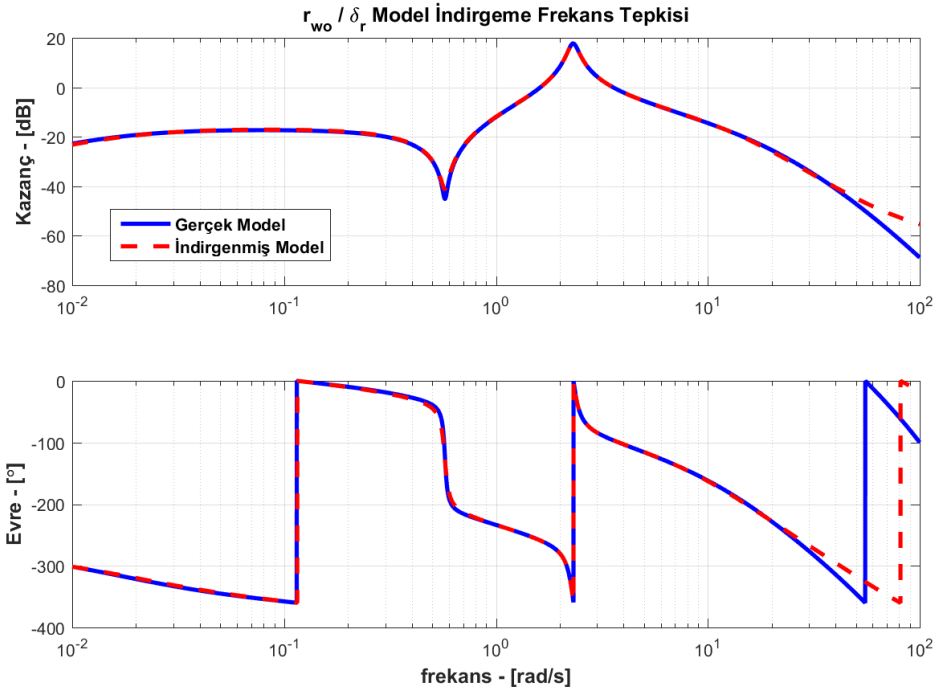


Şekil 4.4 F-16 yanal-dikey eksen genişletilmiş modeli

Sisteme eklenen ekstra modeller ve zaman gecikmelerinden dolayı ilgili aktarım işlevi $G_1(s)$ 13. dereceden çıkmaktadır. Doğrudan bu yüksek dereceli sistemi kullanmak yerine Matlab’ta hazır olarak bulunan “minreal” ve “reduce” komutları kullanılarak sistemin derecesi düşürülmüştür. İlgili fonksiyonlar için detaylı bilgi [57][58] ile verilmiştir. Model indirgeme sonrası elde edilen 6. dereceden sistem

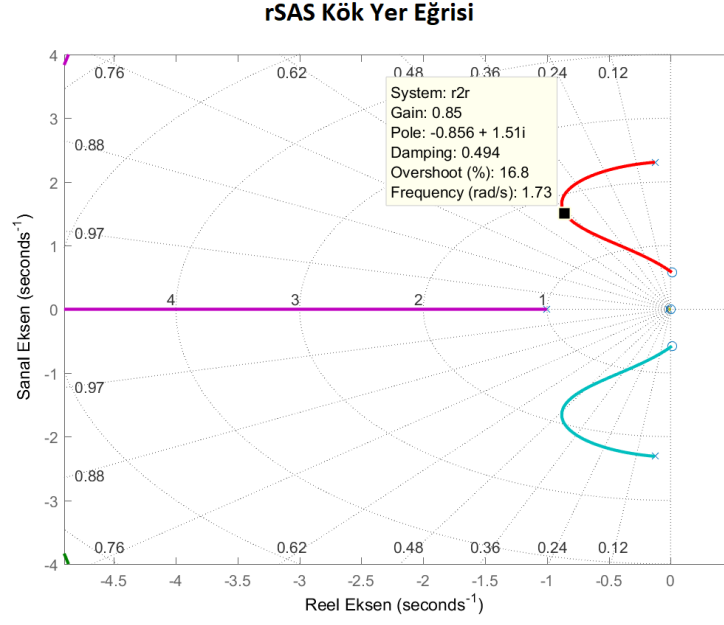
$G_{1r}(s)$ Eş. 4.44'te verilmiş olup, yüksek dereceli model ve indirgenmiş modelin frekans tepkilerinin karşılaştırılması ise Şekil 4.5'te verilmiştir. Görüleceği üzere model indirgeme sonrası elde edilen sistem denetleyici tasarımı dışındaki yüksek frekans bölgesinde ayrılmaya başlamış ancak tasarım için gerekli olan frekans bölgesinde son derece tutarlı görülmektedir.

$$G_{1r}(s) = \frac{0.14019(s + 0.0004272)(s^2 - 0.03803s + 0.3289)(s^2 - 104.2s + 3672)}{(s + 0.9566)(s + 0.01857)(s^2 + 0.2539s + 5.347)(s^2 + 25.68s + 226.5)} \quad (4.44)$$

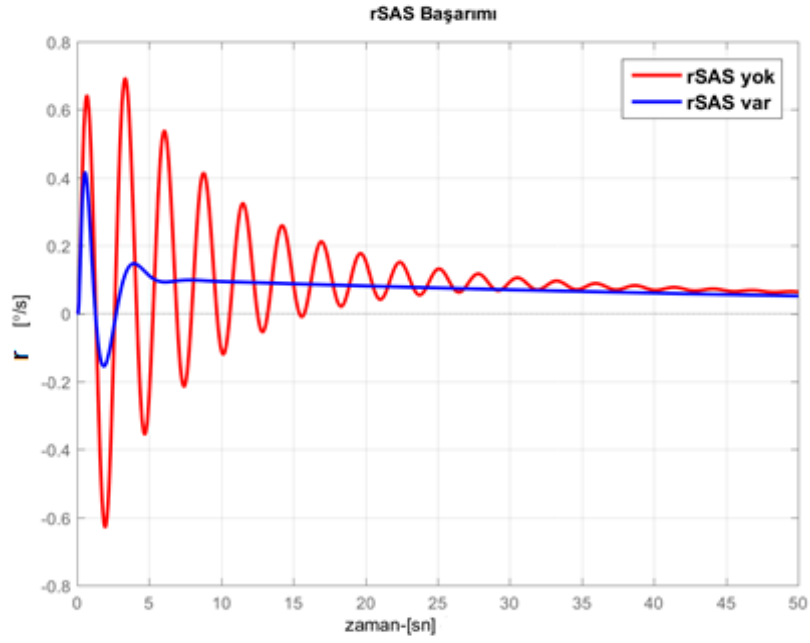


Şekil 4.5 r_{w0} döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması

rSAS tasarımı için elde edilen $G_{1r}(s)$ sisteminin kök yer eğrisi çizdirilerek, sönümlenme oranını arttıracak kazanç değeri k_{w0} seçilir. Kök yer eğrisine bakıldığında (Şekil 4.6), kazancın artmasıyla “dutch roll” kipinin sönümlenme oranının arttığı ancak doğal frekansının azaldığı görülmektedir. “Dutch roll” kipi ölçütüne bağlı kalıp kazanç değeri $k_{w0} = 0.85$ seçildiğinde ilgili kipin sönümlenme oranı ciddi miktarda iyileşirken doğal frekansı da çok fazla azalmamaktadır. Bölüm 3.4’te belirtilen F-16 için *Kategori – A* uçuş evresinde *Seviye – 1* uçuş kalitesi için gerekli “dutch roll” ölçütüne bakıldığında SAS eklenmesi ile ilgili ölçütün sağlandığı Tablo 4.1’de verilen değerler ile görülmektedir. Ayrıca Şekil 4.7 ile rSAS etkisi görülmektedir.



Şekil 4.6 rSAS sistemi kök yer eğrisi



Şekil 4.7 rSAS başarım sonucu

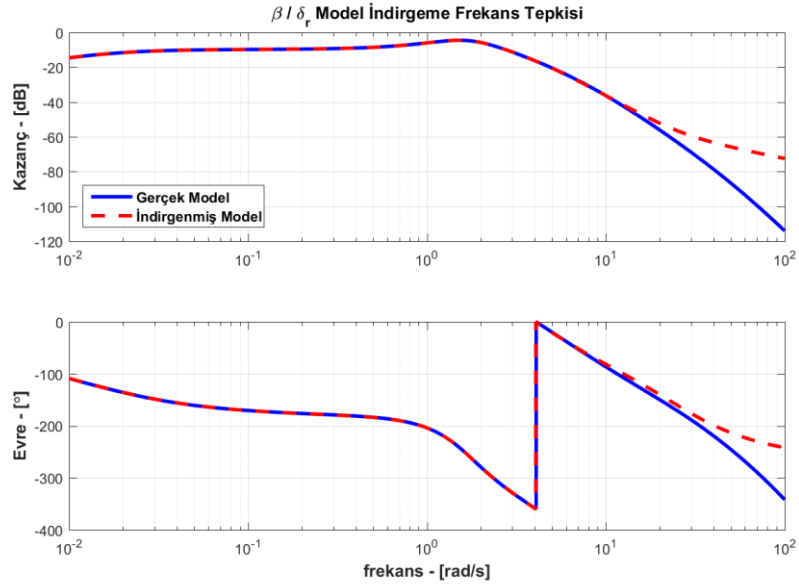
Tablo 4.1 SAS eklenmesi sonrası "Dutch Roll"  l t  başarımı

SAS	ζ_{dr}	ω_{ndr}	$\zeta_{dr}\omega_{ndr}$	Dutch Roll �l�t�
yok	0.055	2.31	0.127	X
var	0.494	1.73	0.855	√

SAS tasarımı sonrasında elde edilen model üzerinden kayış açısı tutuş otopilotu tasarlanarak dikey eksenin kararlılık ve denetimi de sağlanmıştır. Bu kapsamda kayış açısından (β) istikamet dümenine (δ_r) olan aktarım işlevi $G_2(s)$ çıkarılmıştır. $G_2(s)$ modeli 16. dereceden çıkmış olup bir önceki süreçteki gibi 5. dereceye indirgenerek $G_{2r}(s)$ modeli oluşturulmuş ve tasarımda kullanılmıştır (Eş.4.45).

$$G_{2r}(s) = \frac{-0.02329(s + 1.089)(s - 0.00261)(s^2 - 40.85s + 666.2)}{(s + 0.01521)(s^2 + 1.654s + 2.898)(s^2 + 7.08s + 17.86)} \quad (4.45)$$

Model indirilmesi sonrası sistemlerin frekans tepkilerinin karşılaştırılması ise Şekil 4.8'de verilmiştir. Görüleceği üzere indirgenmiş model ile indirgenmemiş modelin frekans tepkisi tasarım yapılacak frekans bandında örtüşmektedir.



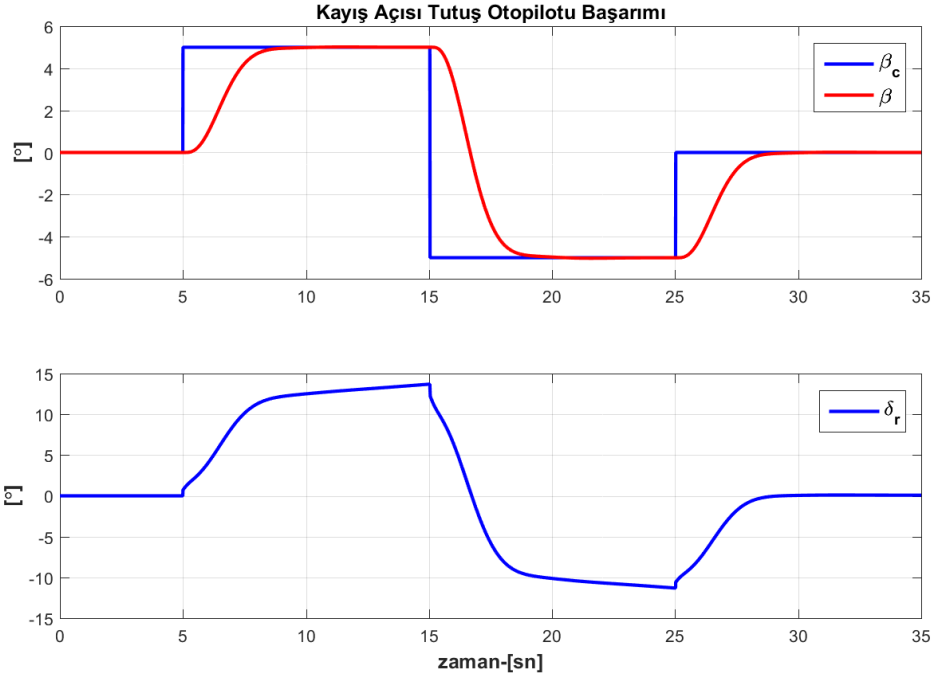
Şekil 4.8 β döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması

Kayış açısı tutuş otopilotu için Eş. 4.44'te verilen aktarım işlevi kullanılarak SÜGÖNDE yöntemi ile denetleyici tasarımı yapılmıştır. Sistem 5. dereceden olduğu için $C(s)$ çokterimlisi 5. dereceden seçilmiştir. SÜGÖNDE tasarım parametreleri aşağıda Tablo 4.2'de verilmiştir.

Tablo 4.2 Kayış açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri

$C(s) = 3.2e - 5s^5 + 0.0022s^4 + 0.0368s^3 + 0.256s^2 + 0.82s + 1$		
$N_y = 6$	$N_u = 1$	$T_2 = 2.75$

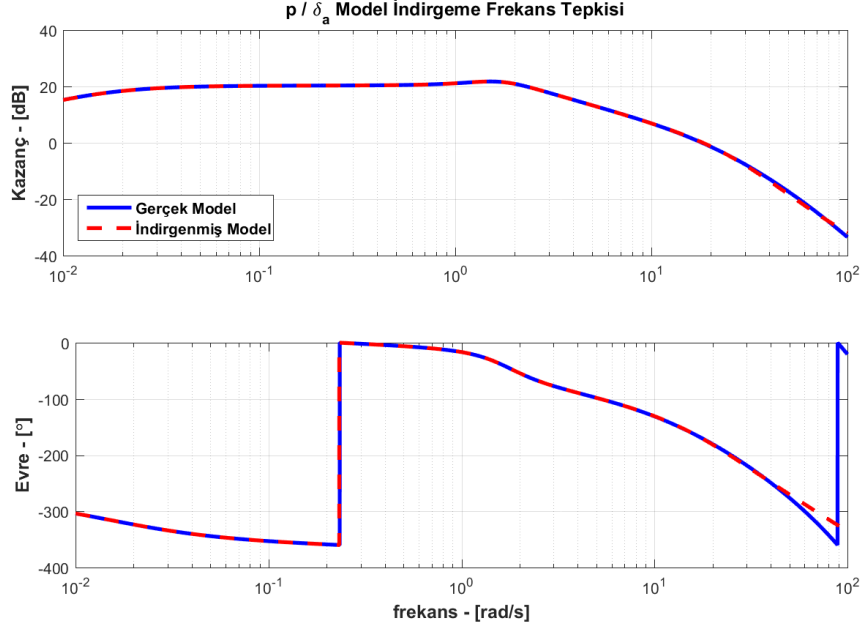
Kayış açısı tutuş otopilotunun basamak giriş tepkisi başarımları ise Şekil 4.9'da verilmiştir. Sistemin kararlılık ve gürbüzlük analizleri ise bütünleşik yanal-dikey modeli olarak pCAS tasarımında sonra Bölüm 3.5'te anlatıldığı gibi döngüler kırılarak yapılacaktır.



Şekil 4.9 Kayış açısı tutuş otopilotu basamak giriş tepkisi

Kayış açısı tutuş otopilotu tasarımı ile birlikte hava aracının dikey eksen dinamiklerinin kararlılık ve denetimi sağlanmıştır. pCAS tasarımı için ise elde edilen modelden kararlılık eksen takımındaki yatış açısı değişim hızından (p_s) kanatçığa (δ_a) olan aktarım işlevi $G_3(s)$ kullanılacaktır. İlgili model çıkarımı yapıldığında eklenen denetleyiciler ile birlikte sistem 16. dereceden çıkmaktadır. Model indirgemesi sonucu $G_{3r}(s)$ sistemi Eş. 4.46'da verildiği gibi 6. dereceden yazılabilmektedir. İndirgenmiş model ile yüksek dereceli modelin frekans tepkilerinin karşılaştırılması ise Şekil 4.10'da verilmiştir.

$$G_{3r}(s) = \frac{1.5062(s + 1.383e - 5)(s^2 + 2.326s + 2.626)(s^2 - 175.8s + 9892)}{(s + 2.032)(s + 0.01502)(s^2 + 1.737s + 2.965)(s^2 + 42.27s + 625.8)} \quad (4.46)$$



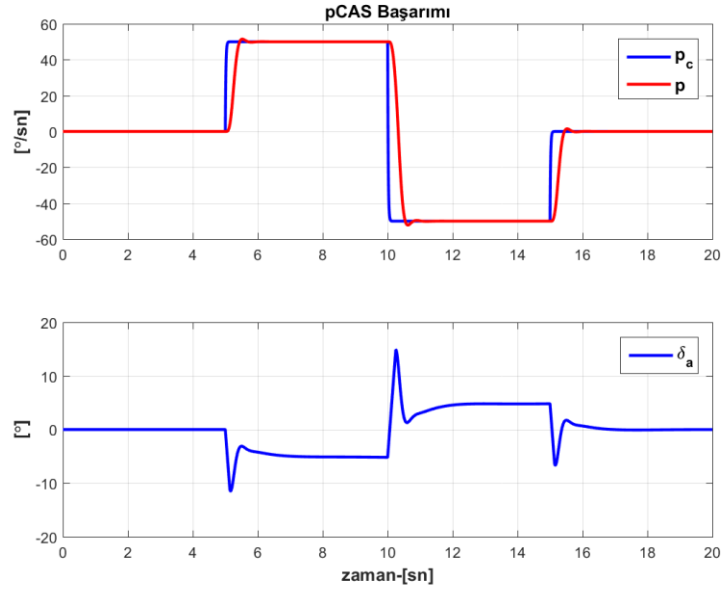
Şekil 4.10 p döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması

Denetleyici tasarımında kullanılan parametreler Tablo 4.3'te verilmiştir. SÜGÖNDE parametrelerinden $C(s)$ sistem derecesine eşit olarak 6. dereceden seçilmiştir.

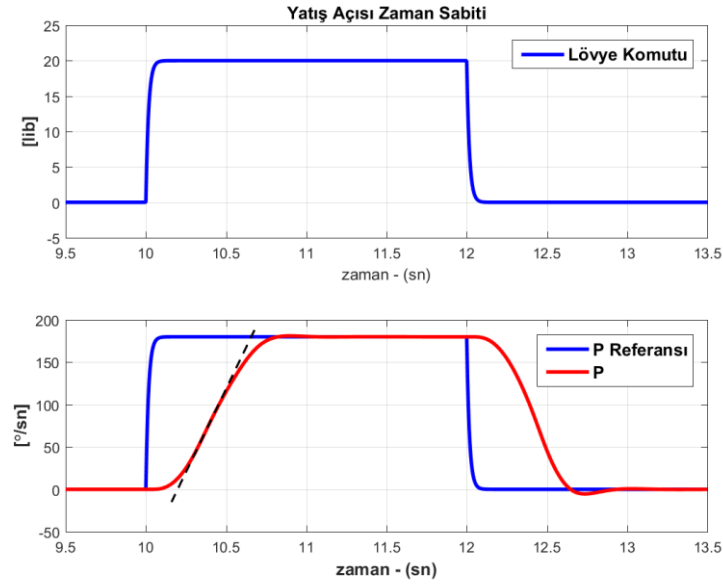
Tablo 4.3 pCAS SÜGÖNDE parametreleri

$C(s) = 3.3319e - 6s^6 + 3.4652e - 4s^5 + 0.0111s^4 + 0.1159s^3 + 0.5417s^2 + 1.1879s + 1$		
$N_y = 6$	$N_u = 3$	$T_2 = 0.7$

Sistemin basamak girişi başarımı ise Şekil 4.11'de verilmiştir. pCAS tasarımıyla birlikte pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemi kapsamında F-16 uçağının yanal-dikey ekseninde kararlılık ve denetimi sağlanmıştır. Yatış kipi zaman sabiti ölçütüne göre, F-16 uçağı ve uçuş evresi *Kategori - A* için zaman sabitinin 1 saniyenin altında olması gerekmektedir. Şekil 4.12'de görüleceği üzere basamak girişi uygulandığında sistemin tepkisi 1 saniyenin altında olmaktadır ve ilgili ölçütün sağlandığı görülmektedir.

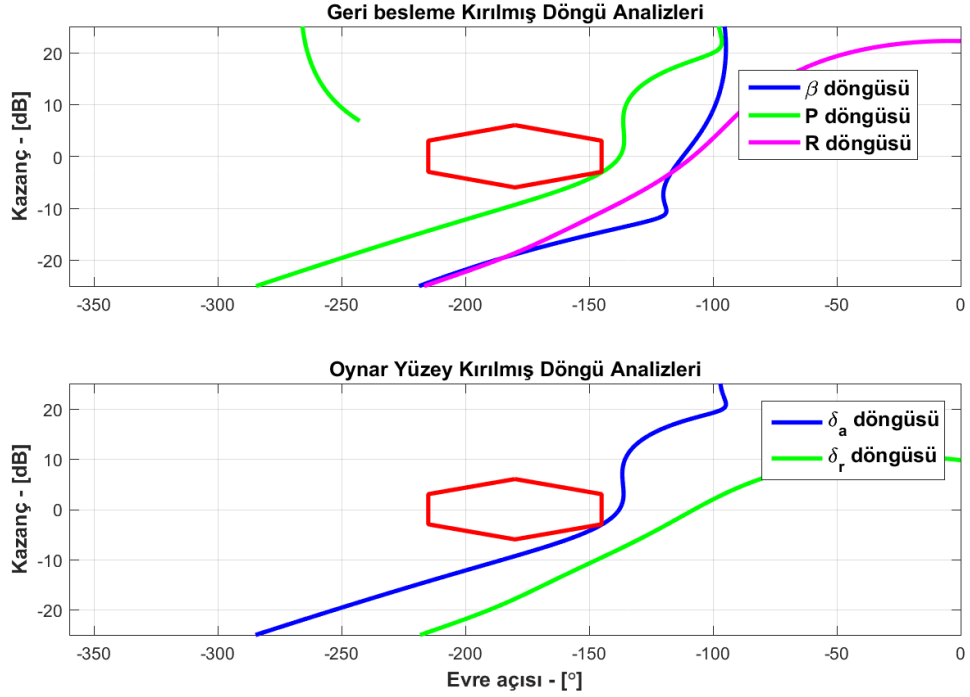


Şekil 4.11 pCAS basamak girişi başarımı



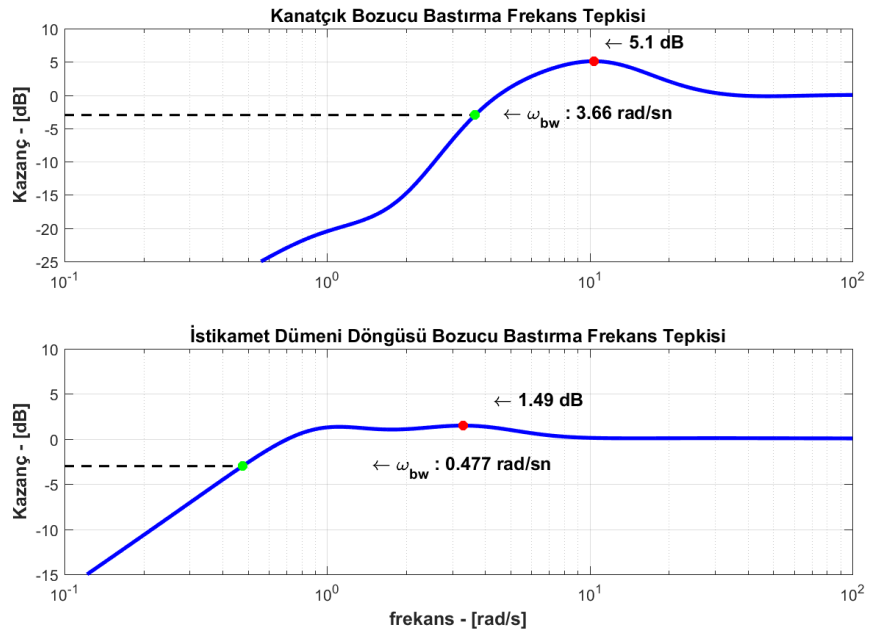
Şekil 4.12 Yatış kipi zaman sabiti ölçütü

Kararlılık ve gürbüzlük analizleri kapsamında elde edilen bütünleşik model üzerinden öncelikle kırılmış açık döngü analizleri yapılmıştır. Bölüm 3.5'te belirtildiği gibi eyleyiciye giden kanatçık (δ_a) ile istikamet dümeni (δ_r) sinyalleri ve algılayıcı modeline girip geri besleme olarak kullanılan p_s, r_{wo}, β sinyalleri üzerinden kırılan döngülerin Nichols grafikleri Şekil 4.13'te verilmiştir. Görüleceği üzere bütün kırılmış döngü analizlerinde kararlılık payını ifade eden çokgenin dışında kalınmış ve ilgili ölçüt sağlanmıştır.



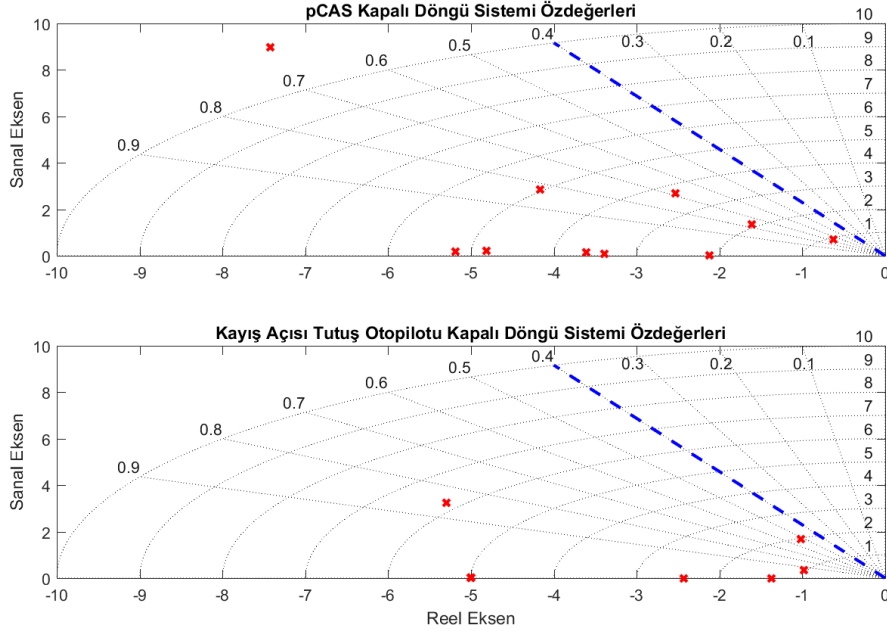
Şekil 4.13 Kırılmış döngü kararlılık analizleri

Kanatçık ve istikamet dümeni üzerinde sistemin duyarlılık aktarım işlevleri çıkarılıp bozucu bastırma karakteristiğine bakıldığında (Şekil 4.14) ise bozucu bastırma bant genişliği ile bozucu bastırma rezonans değerlerinin uygun olduğu görülmektedir.



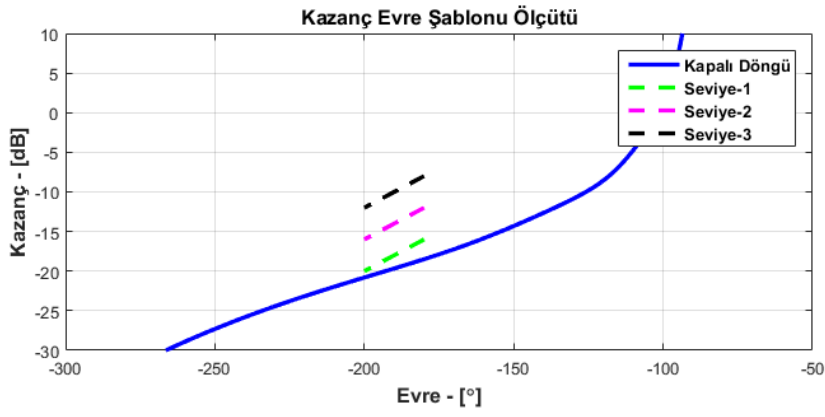
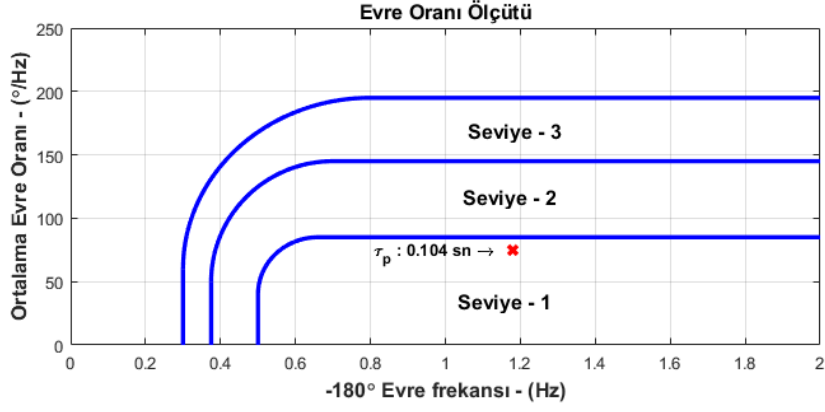
Şekil 4.14 Bozucu bastırma analizleri

Son olarak hem pCAS hem de kayış açısı tutuş otopilotunun ekli olduğu modelde ilgili kapalı döngü sistemlerinin özdeğerlerinin sönümlenme oranlarının minimum 0.4 olduğu Şekil 4.15'te görülmektedir.

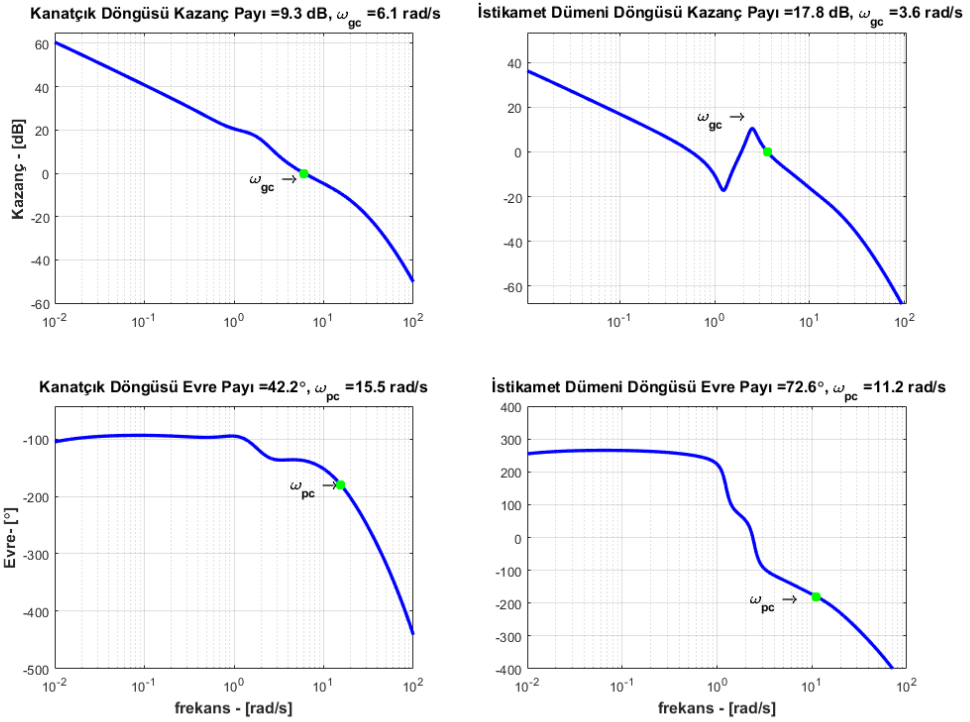


Şekil 4.15 Kapalı döngü sistem özdeğerleri

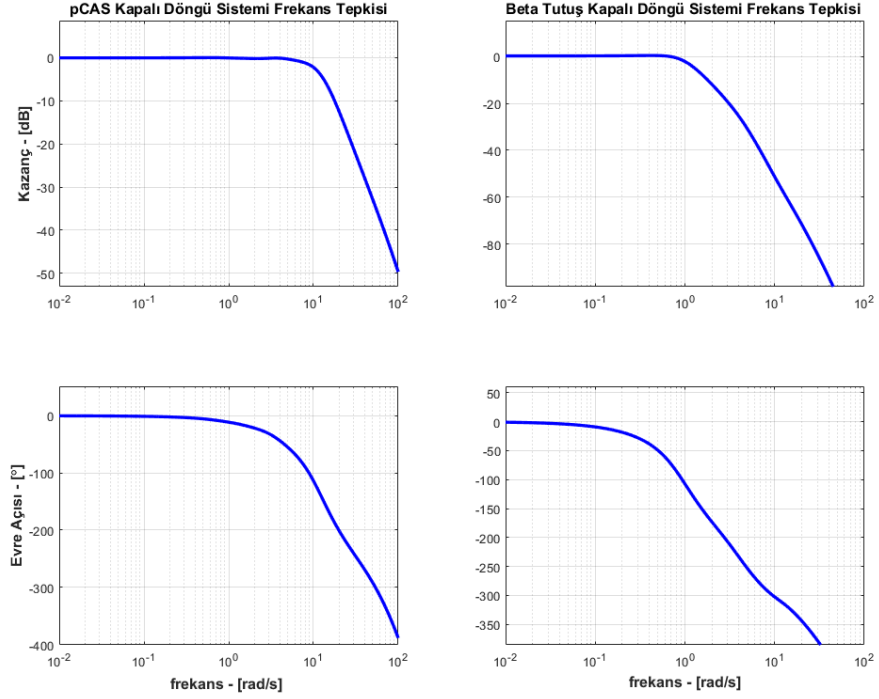
PIO ve kullanım kalitesi kapsamında yanıl-dikey eksen için Bölüm 3.6.3'te belirtildiği gibi evre oranı ve evre kazanç şablonu ölçütüne bakılmıştır. SÜGÖNDE ile yapılan denetleyici tasarımlarıyla birlikte yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında F-16 uçağı için kullanım kalitesi *Seviye – 1* olan bölgeye ulaşıldığı görülmektedir (Şekil 4.16). Açık döngü kanatçık sisteminin geçiş frekansının da 3 rad/s 'nin üzerinde olduğu Şekil 4.17'de görülmektedir. pCAS ve kayış açısı tutuş otopilotlarının kapalı döngü frekans tepkileri Şekil 4.18'de verilmiş olup, yüksek frekans bandındaki kazanç düşüşü (high roll off) bir hayli fazla olup sistemin gürültülere karşı da gürbüz olduğu değerlendirilmektedir.



Şekil 4.16 Evre oranı & Kazanç evre şablonu ölçütü analizleri



Şekil 4.17 Kanatçık ve İstikamet dümeni döngüleri geçiş frekansları

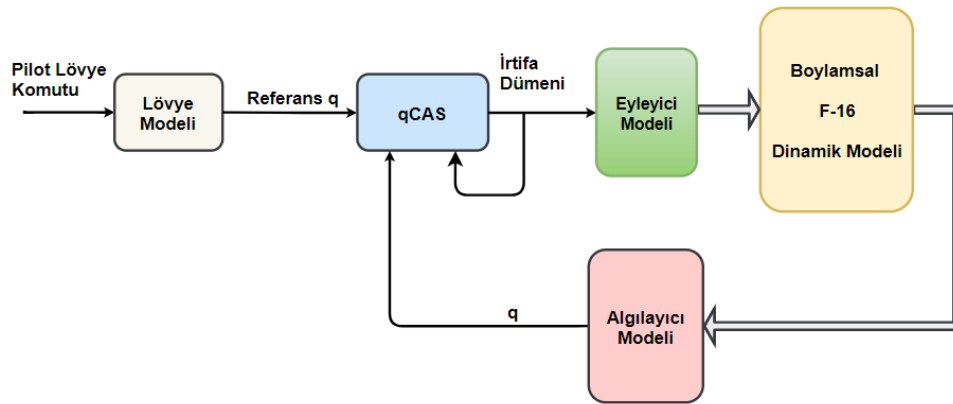


Şekil 4.18 pCAS ve Kayış açısı tutuş otopilotu frekans tepkisi

Bu tasarım süreci sonunda hem uçuş kalitesi, hem kullanım kalitesi hem de kararlılık ve gürbüzlük ölçütleri kapsamında hava aracının yanal-dikey eksen kararlık ve denetimi için hedeflenen başarımlarına ulaşılmıştır.

4.3 qCAS Tasarımı

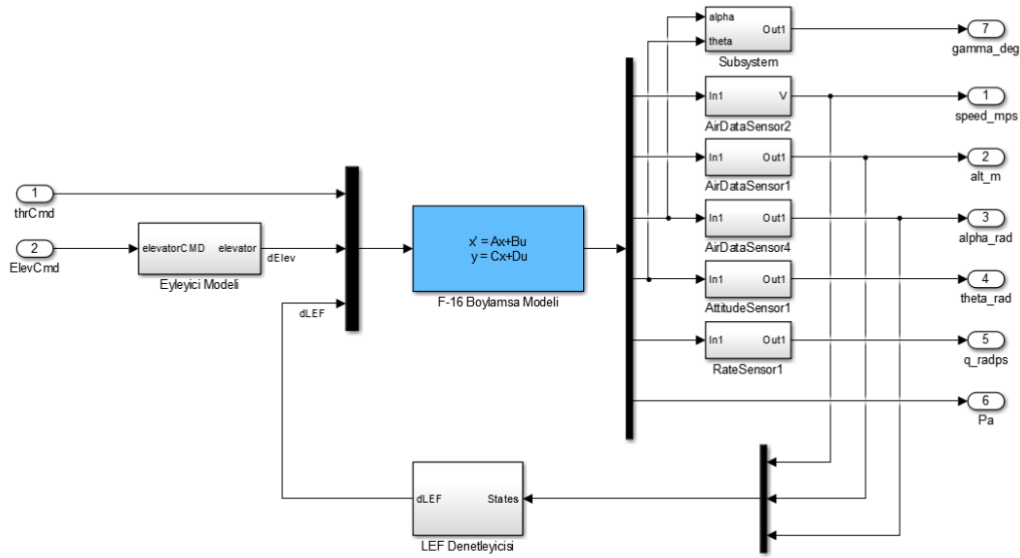
Yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında yapılacak son işlem ise boylamsal eksen denetimini sağlayabilmek adına qCAS tasarımıdır. qCAS tasarım mimarisi Şekil 4.19'da tasarım için kullanılacak model Eş. 4.47'de verilmiştir.



Şekil 4.19 qCAS tasarım mimarisi

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_T \\ \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{p}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.984e-5 & -0.01602 & -0.8536 & -9.8065 & -0.3832 & 0.0783 \\ 0 & -1.542e-10 & -152 & 152 & 0 & 0 \\ 6.781e-6 & -0.00084 & -0.6746 & -3.226e-7 & 0.9376 & -4.1103e-5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -1.4e-17 & 1.73e-13 & -0.5743 & 0 & -0.877 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \\ h \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ p_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.0116 & -5.9359e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0014 & 4.3985e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1181 & -0.0152 \\ 64.94 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{th} \\ \delta_e \\ \delta_{lef} \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

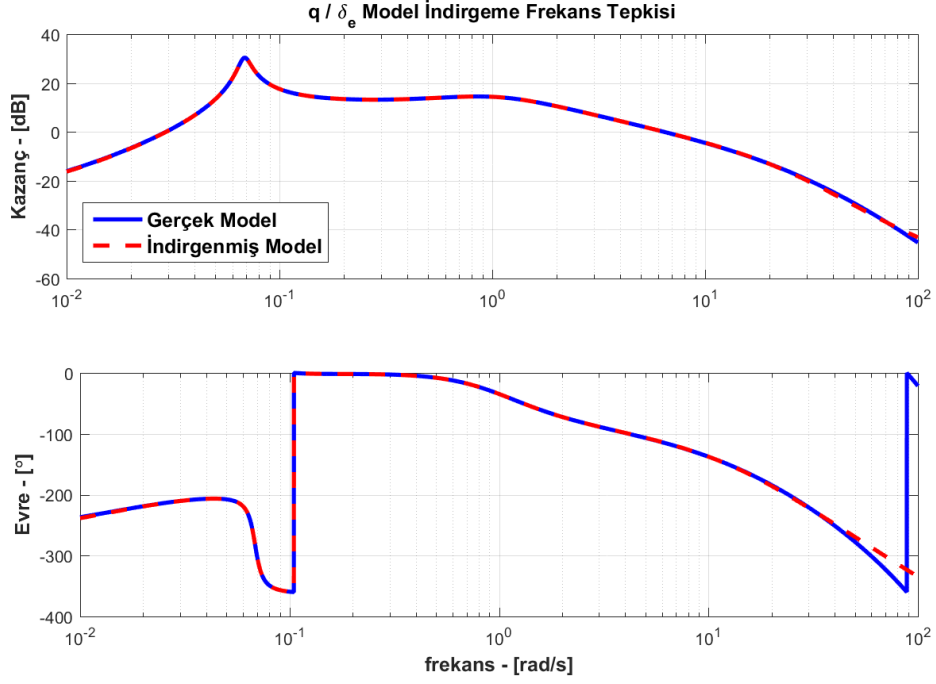
Sisteme pCAS tasarımında yapıldığı gibi eyleyici modeli, algılayıcı modelleri ve zaman gecikmeleri de eklenmiş olup denetleyici tasarımında kullanılacak olan aktarım işlevi Şekil 4.20’de gösterilen modelden elde edilmiştir. Bu sayede tasarlanacak denetleyicinin daha gerçekçi sonuçlar vermesi sağlanmıştır.



Şekil 4.20 qCAS tasarım modeli

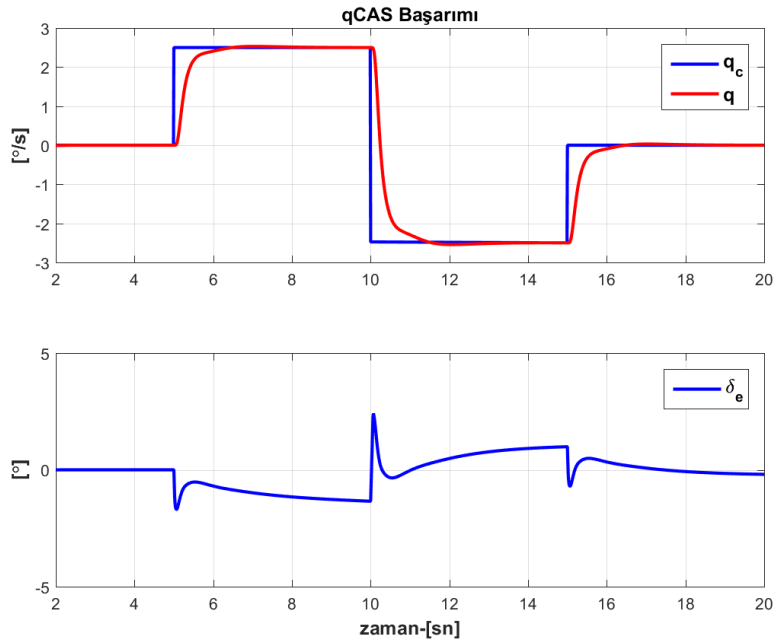
Yunuslama açısı değişim hızından (q) irtifa dümenine (δ_e) olan aktarım işlevi $G_4(s)$ çıkarıldığında sistemin 13. dereceden olduğu görülmektedir. Model derecesi düşürüldüğünde ise Eş. 4.48’de verildiği gibi 6. dereceden $G_{4_r}(s)$ sistemi şeklinde yazılabilmektedir. Yüksek dereceli sistem ile indirgenmiş sistemin frekans tepkisi karşılaştırması Şekil 4.21’de verilmiştir.

$$G_{4_r}(s) = \frac{0.41734(s + 0.6803)(s + 0.01458)(s + 0.000346)(s^2 - 174.8s + 9699)}{(s^2 + 0.008528s + 0.004688)(s^2 + 1.554s + 1.147)(s^2 + 45.67s + 602.4)} \quad (4.48)$$



Şekil 4.21 q döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması

qCAS tasarımı için kullanılan SÜGÖNDE parametreleri Tablo 4.4'te verilmiştir. Aktarım işlevi 6. dereceden olduğu için $C(s)$ çok terimli 6. dereceden seçilmiştir. Denetleyici tasarımı sonrası elde edilen basamak girişi başarımı ise Şekil 4.22'de verilmiştir.

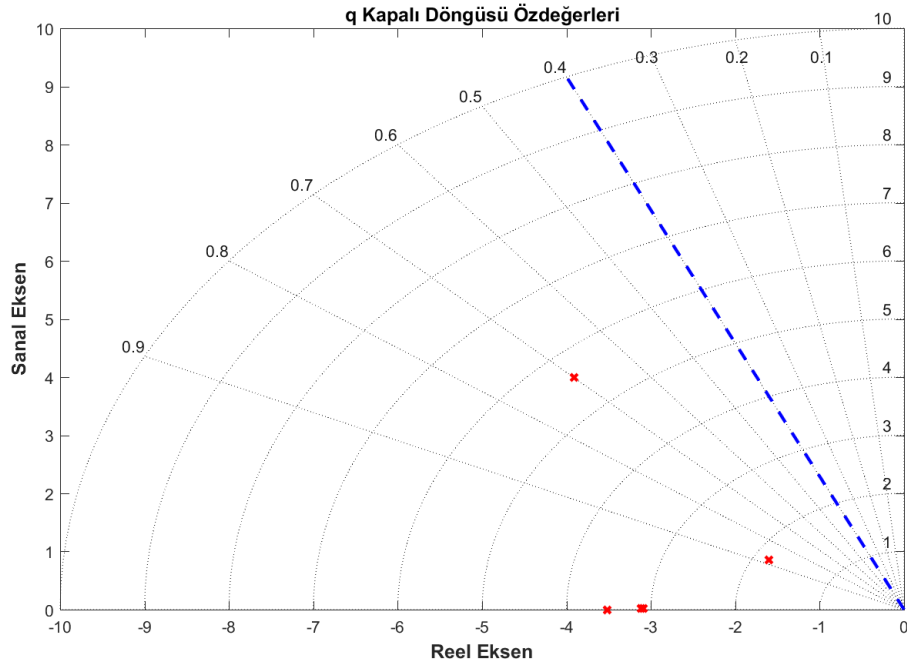


Şekil 4.22 qCAS basamak girişi başarımı

Tablo 4.4 qCAS SÜGÖNDE parametreleri

$C(s) = 4.3312e - 6s^6 + 4.9683e - 4s^5 + 0.0164s^4 + 0.1598s^3 + 0.6764s^2 + 1.3303s + 1$		
$N_y = 9$	$N_u = 2$	$T_2 = 0.31$

Kapalı döngü sisteminin öz değerlerine bakıldığında hepsinin sönümlenme oranının 0.4 değerinden büyük olduğu görülmektedir (Şekil 4.23). Bu kapsamda uçuş kalitesi uzun periyod gereksinimi ve kararlılık gürbüzlük ölçütlerinde belirtilen kapalı döngü sistemi öz değerleri gereksinimi karşılanmış olmaktadır.

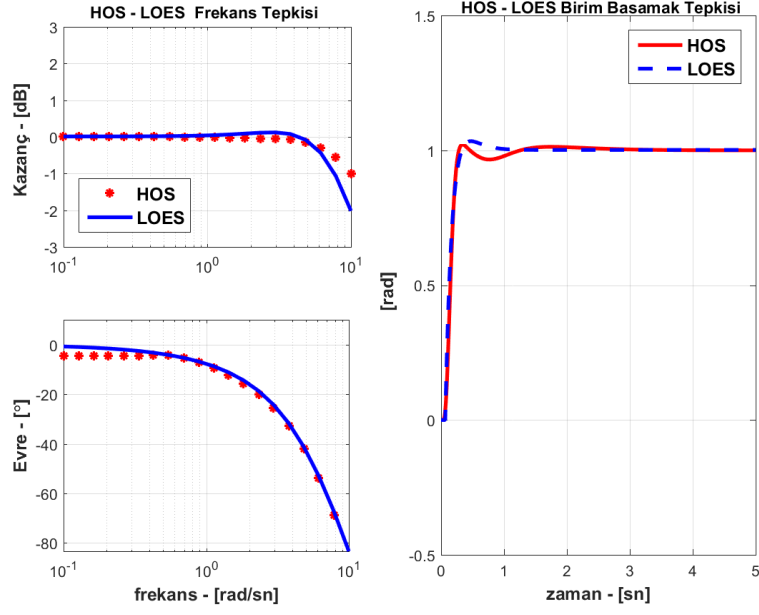


Şekil 4.23 qCAS kapalı döngü sistemi özdeğerleri

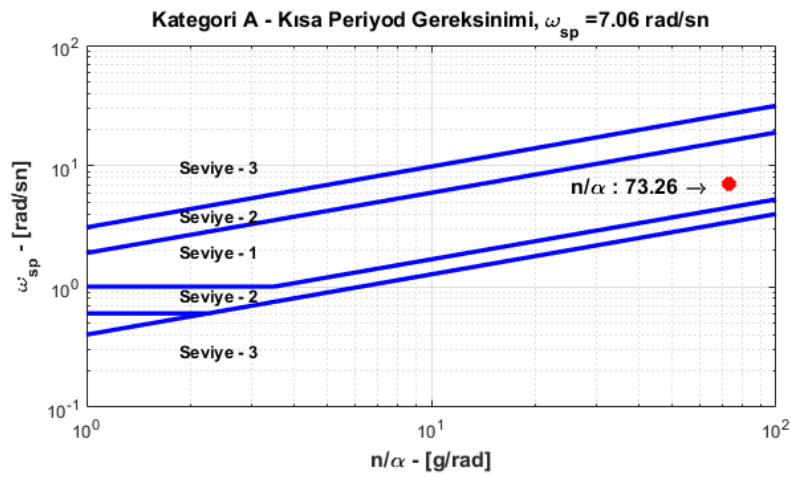
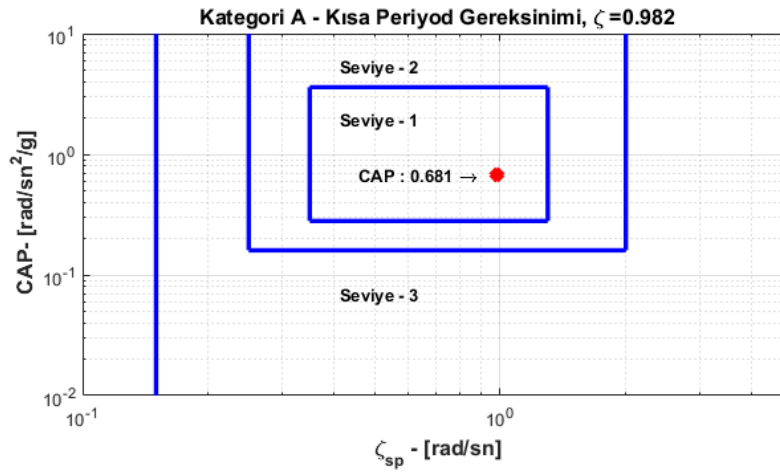
Uçuş kalitesi kısa periyod kip ölçütü için kapalı döngü yüksek dereceli (HOS) sisteminin 2. dereceden düşük dereceli eşdeğer sisteme (LOES) indirgenmesi gerekmektedir. Bölüm 3.4'te belirtildiği gibi LOES modeli oluşturulmuştur (Eş. 4.49).

$$G_{LOES}(s) = \frac{10.5773(s + 1/0.2117)}{s^2 + 13.88s + 49.9} e^{-0.0667s} \quad (4.49)$$

Şekil 4.24'te gösterildiği üzere LOES modeli ile HOS modeli arasındaki frekans tepkisi karşılaştırması ve basamak tepkisi karşılaştırması istenilen frekans bandında örtüşmektedir.

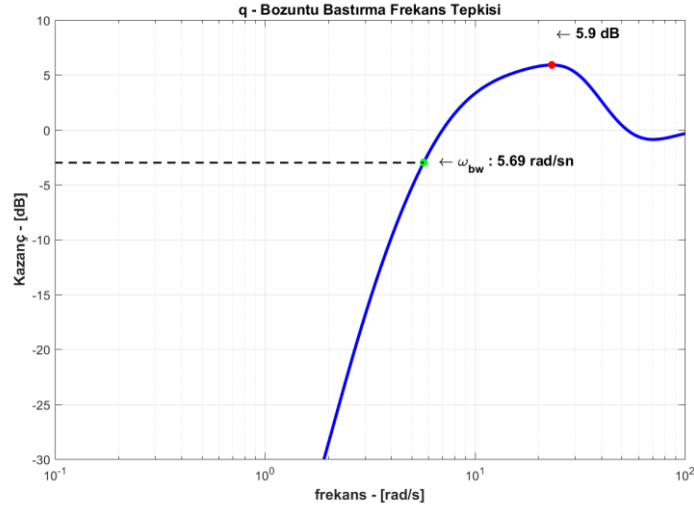


Şekil 4.24 LOES modeli ile HOS modeli karşılaştırması



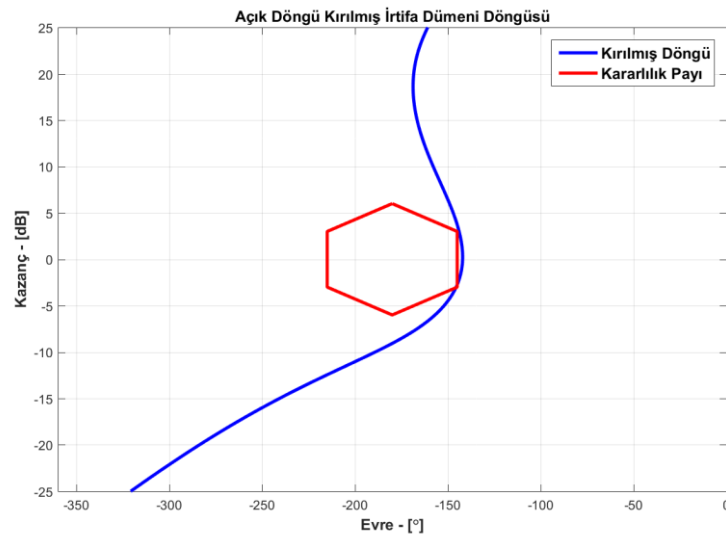
Şekil 4.25 Kısa periyod kip CAP ölçütleri

Bulunan LOES modeli ve denge koşulları göz önünde alınarak hava aracı uçuş kalitesi kısa periyod kipi CAP sönümlenme oranı ile CAP doğal frekans ölçütü sonuçları Şekil 4.25'te verilmiştir. Her iki ölçütte de uçuş kalitesinin *Seviye – 1* bölgesinde yer alındığı görülmektedir. İrtifa dümeni döngüsü üzerinde sistemin duyarlılık aktarım işlevine bakıldığında ise bozucu bastırma karakteristiği Şekil 4.26'da olduğu gibi görülmektedir ve ilgili gereksinimi sağlamaktadır.



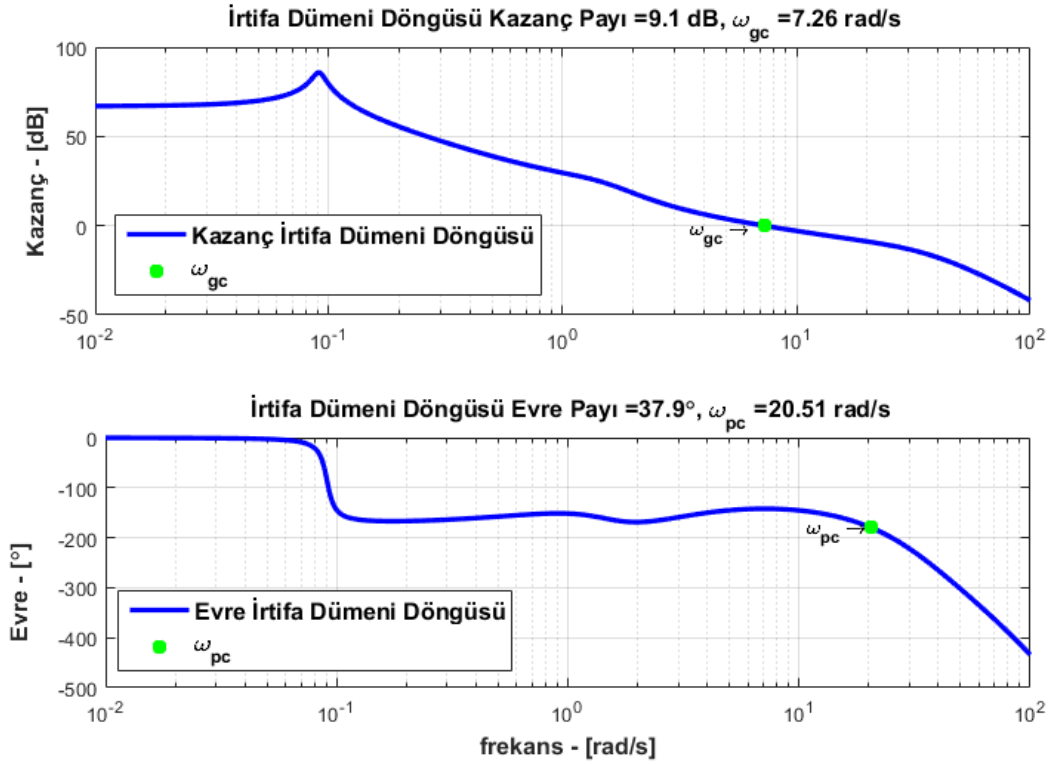
Şekil 4.26 İrtifa dümeni bozucu bastırma analizi

qCAS sistemi tek bir döngüden oluştuğu için döngünün her yerinde kararlılık payları aynı olmaktadır. Bu sebeple sadece irtifa dümeninden kırılmış açık sistem döngüsü kararlılık analizi Şekil 4.27'de verilmiştir.



Şekil 4.27 İrtifa dümeni kırılmış döngü kararlılık analizi

Ayrıca aynı döngü üzerinde irtifa dümenine ait geçiş frekansının 3 rad/s üzerinde olduğu ve ilgili ölçütü sağladığı da Şekil 4.28'de görülmektedir.

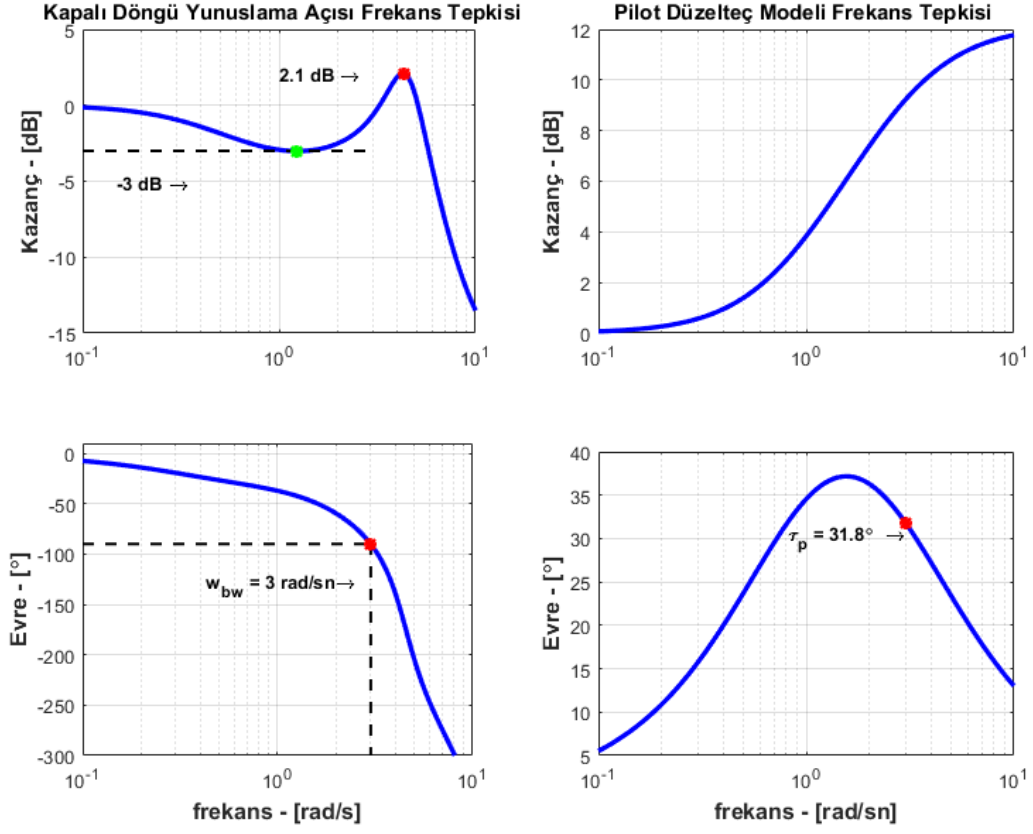


Şekil 4.28 İrtifa dümeni kırılmış döngü frekans tepkisi

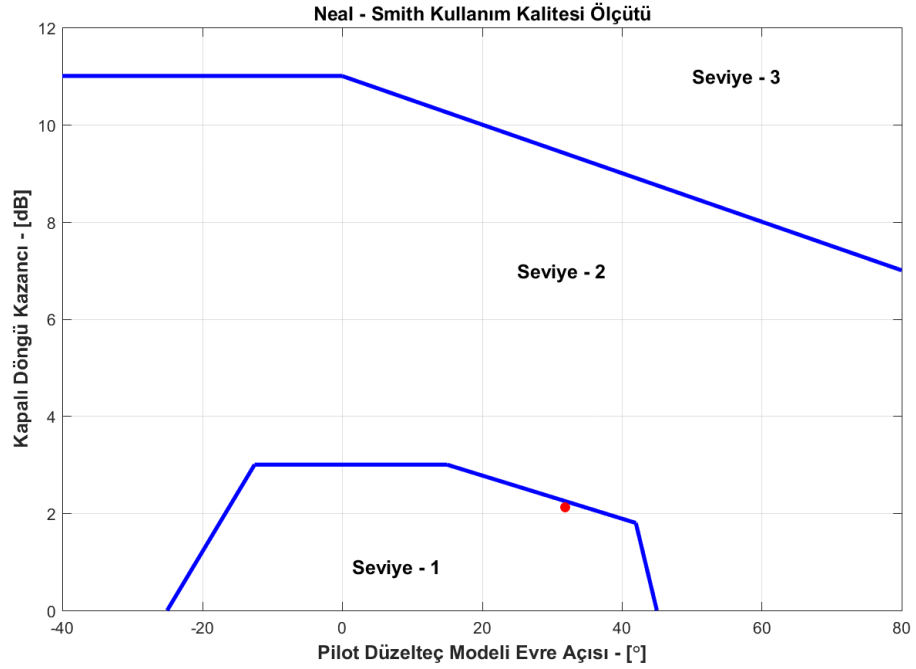
Kullanım kalitesi ölçütleri analizi kapsamında qCAS için Neal-Smith, bant genişliği ve evre oranı ile evre kazanç şablonu ölçütleri analizi yapılmıştır. Neal-Smith ölçütü kapsamında hesaplanan pilot modeli Eş. 4.50'de verilmiştir. Pilot modeli oluşturulurken mümkün olduğunca gerçekçi olabilmek adına 300 ms zaman gecikmesi kullanılmış olup 3 rad/s bant genişliğinde ilgili ölçütler Şekil 4.29'de gösterildiği gibi sağlanmaktadır.

$$G_{pilot}(s) = 1.5048 \frac{1.2891s + 1}{0.318s + 1} e^{-0.3s} \quad (4.50)$$

Elde edilen pilot düzelteç modelinin frekans tepkisindeki evre açısı kullanım kalitesi için hazırlanmış olan grafiğin içine oturtulduğunda (Şekil 4.30) *Seviye – 1* kullanım kalitesi bölgesinde olduğu ve PIO koşulundan uzak olduğu görülmektedir.

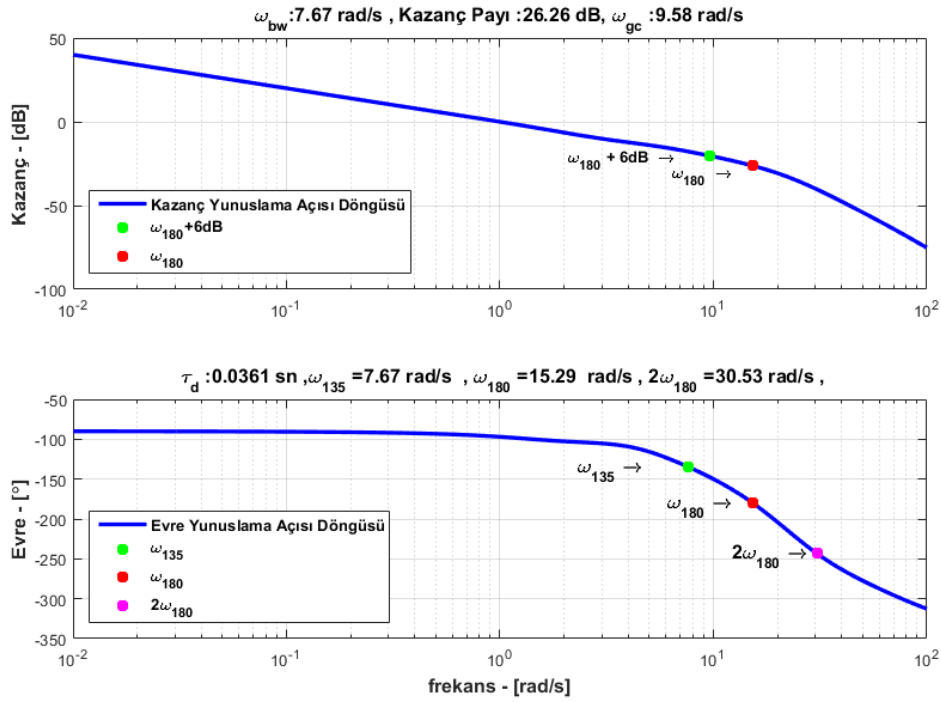


Şekil 4.29 Neal-Smith pilot modeli çıkarımı



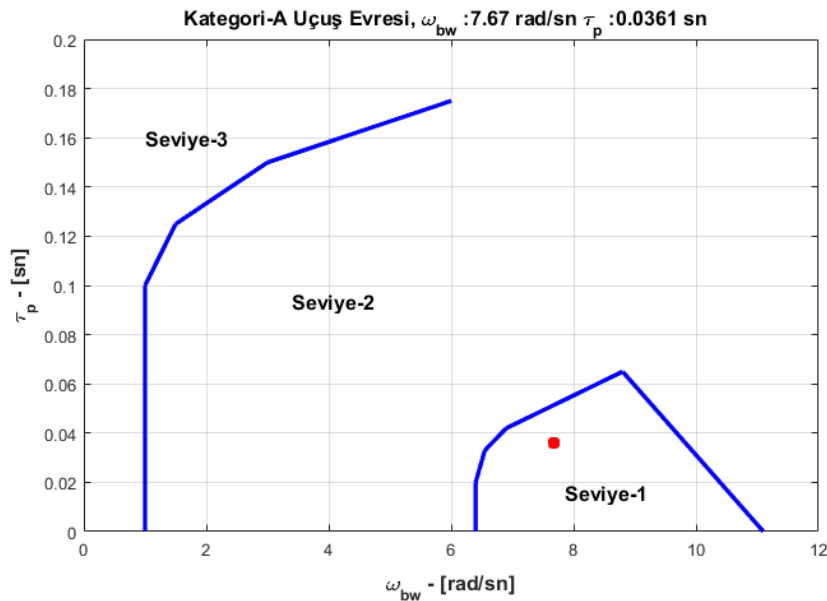
Şekil 4.30 Neal-Smith ölçütü analizi

Bant genişliği ölçütünün analizi yapıldığında ise sistemin evre limitli olduğu ve bant genişliğinin $\omega_{bw} = 7.67 \text{ rad/s}$ olduğu Şekil 4.31’de görülmektedir.



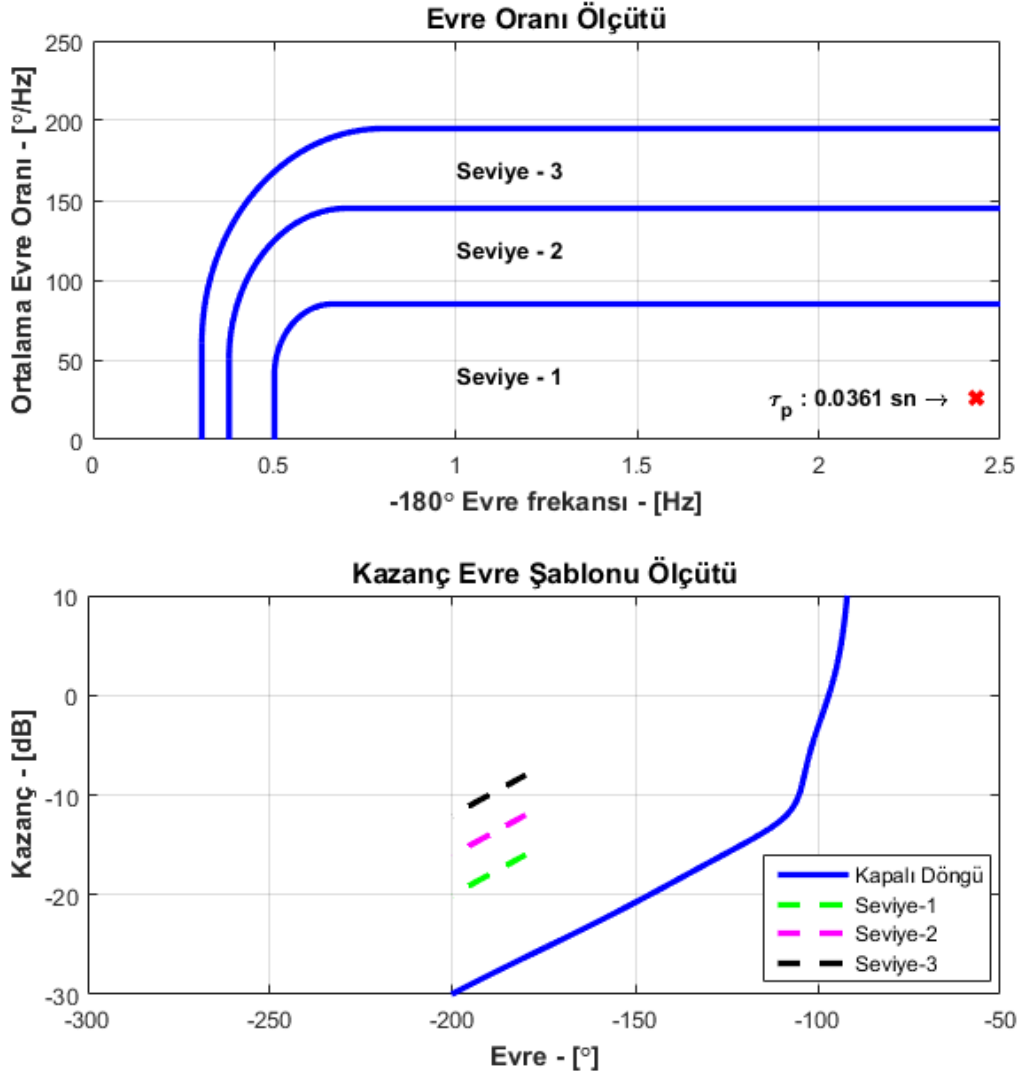
Şekil 4.31 Yunuslama açısı döngüsü bant genişliği ölçütü analizi

Elde edilen bant genişliği değerini Şekil 4.32’de kullanım kalitesi seviyelerini belirten grafiğin içine oturtulduğunda F-16 uçağı ve *Kategori – A* uçuş evresi için qCAS tasarımının kullanım kalitesi *Seviye – 1* bölgesinde ve PIO koşulundan uzak olduğu görülmektedir.



Şekil 4.32 Kullanım kalitesi bant genişliği ölçütü analizi

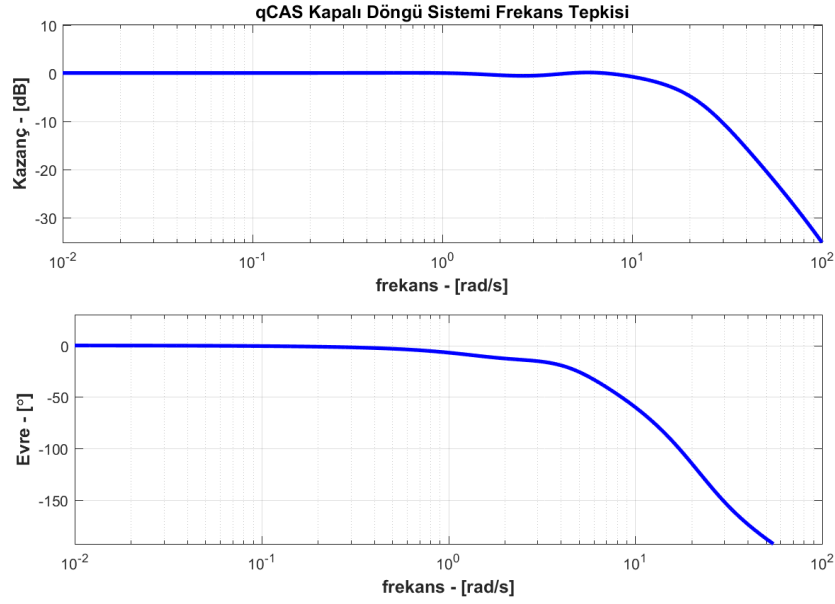
qCAS için kullanım kalitesi analizleri kapsamında son olarak evre oranı ve kazanç evre şablonu ölçütü analizi yapılmıştır. Şekil 4.33'de görüleceği üzere bu ölçütte de kullanım kalitesi bakımından qCAS tasarımı *Seviye – 1* bölgesindedir.



Şekil 4.33 Kullanım kalitesi evre oranı ile kazanç evre şablonu ölçütü analizi

Ayrıca qCAS tasarımının kapalı döngü frekans tepkisine (Şekil 4.34) bakıldığında da sistemin yüksek frekans bölgelerindeki yüksek kazanç düşüşü (high roll off) ile gürültülere karşıda gürbüz olduğu anlaşılmaktadır.

Bütün bu analizler kapsamında, yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisinin boylamsal ekseninde de ilgili bütün uçuş kalitesi, kullanım kalitesi ile kararlılık ve gürbüzlük ölçütlerini karşıladığı ve hedeflenen başarımlarına ulaştığı görülmektedir.



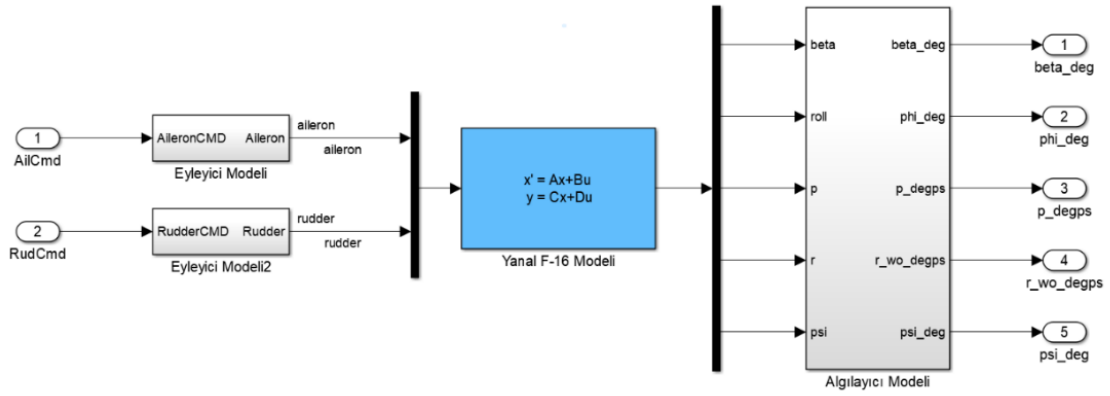
Şekil 4.34 qCAS kapalı döngü sistemi frekans tepkisi

4.4 Baş Açısı Tutuş Otopilotu Tasarımı

Yarı otonom uçuş denetim sistemi tasarımı kapsamında yanal-dikey eksen kararlılık ve denetimi için baş açısı tutuş otopilotu (Şekil 4.36) tasarımı yapılmıştır. Sistemde ayrıca “dutch roll” kipini sönmölemek ve koordineli dönüşleri sağlayabilmek adına “washout” filtreli rSAS da mevcuttur. Otopilot tasarımları yapılırken Eş. 4.51’de verilmiş olan yanal-dikey eksen sistem modeli kullanılmıştır.

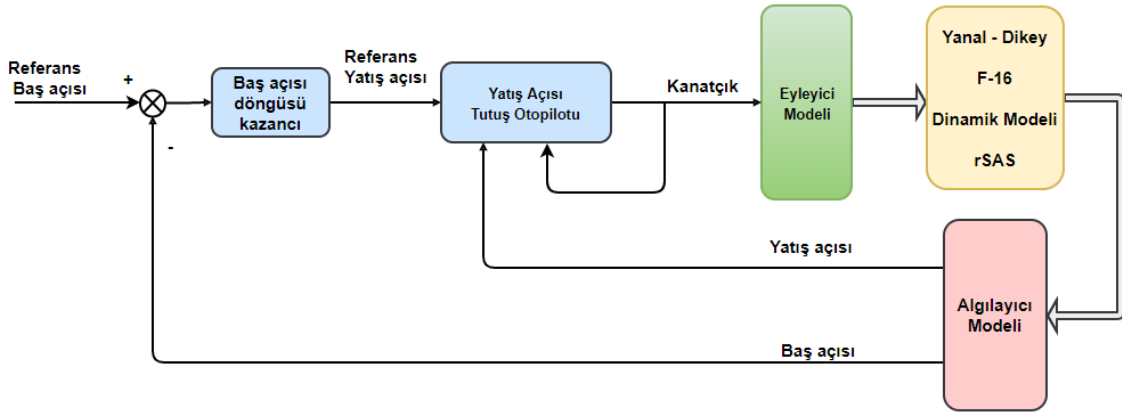
$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1823 & 0.0643 & 4.8256e-4 & -0.9918 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0.0798 & 0 \\ -22.3865 & 0 & -2.2313 & 0.5465 & 0 \\ 4.8584 & 0 & -0.042 & -0.3139 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.003 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2.175e-4 & 5.3831e-4 \\ 0 & 0 \\ -0.4611 & 0.0807 \\ -0.0192 & -0.0402 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

Sisteme yarı otonom uçuş denetim sistemi tasarımı olduğu gibi yine eyleyici modelleri, algılayıcı modelleri ve zaman gecikmeleri ile “washout” filtre eklenmiş ve denetleyici tasarımları bu genişletilmiş model üzerinden yapılmıştır. F-16 hava aracı yanal-dikey eksenlerde yarı otonom uçuş denetim sistemi tasarımı yapılırken Bölüm 4.2’de belirtildiği gibi yine sıralı tasarım yöntemi kullanılmıştır. Öncelikle rSAS tasarlanmıştır. Bu kapsamda Bölüm 4.2’de rSAS tasarımı için kullanılan kazanç değeri aynen kullanılmıştır.



Şekil 4.35 F-16 yanal-dikey genişletilmiş modeli

Baş açısı tutuş otopilotu tasarımı için ise çoklu döngü yöntemi kullanılmış olup sistem mimarisi Şekil 4.36'da verilmiştir. İç döngüde hava aracının yatış açısı kanatçık ile denetlenmekte olup, dış döngüde ise istenilen baş açısını denetlemek adına referans yatış açısı oluşturulmaktadır. İç döngü denetimi için SÜGÖNDE kullanılmış olup dış döngü denetimi için ise sistemin kök yer eğrisine bakılarak sadece bir kazanç değeri kullanılmış ve baş açısı tutuş otopilotu tasarımı tamamlanmıştır.

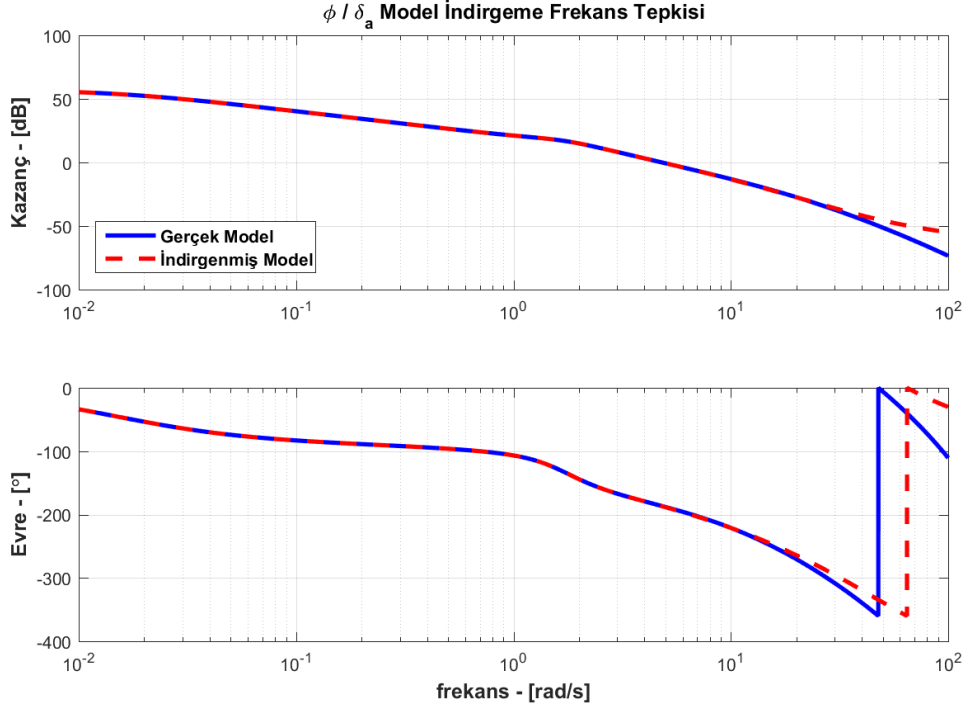


Şekil 4.36 Baş açısı tutuş otopilotu mimarisi

Yatış açısı denetimi için öncelikle rSAS eklenerek genişletilmiş olan model kullanılıp kanatçıktan yatış açısına olan aktarım işlevi bulunmuştur. Genişletilmiş model kullanılarak elde edilen kanatçıktan (δ_a) yatış açısına (ϕ) olan aktarım işlevi $G_5(s)$ 21. dereceden çıkmakta olup model derece indirgemesi yapıldığında ise Eş. 4.52'de verildiği gibi 5. dereceden yazılabilmektedir.

$$G_{5r}(s) = \frac{0.15745(s^2 + 2.373s + 2.963)(s^2 - 86.78s + 2609)}{(s + 16.27)(s + 2.366)(s + 0.01496)(s^2 + 1.691s + 3.041)} \quad (4.52)$$

Her iki modelin frekans tepkilerinin karşılaştırılması Şekil 4.37'de verilmiş olup tasarım yapılacak frekans aralığında her iki modelin örtüştüğü görülmektedir.

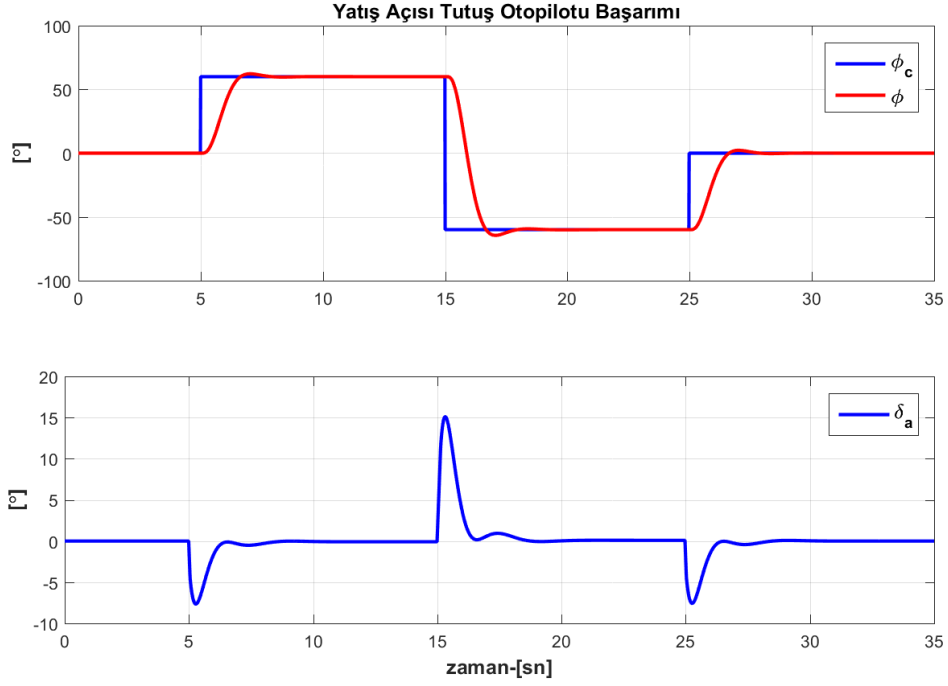


Şekil 4.37 ϕ döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması

Yatış açısı için tasarlanan SÜGÖNDE parametreleri Tablo 4.5'te verilmiştir. Aktarım işlevi 5. dereceden olduğu için $C(s)$ 5. dereceden seçilmiştir. Denetleyicinin basamak girişine karşı başarımı ise Şekil 4.38'de verilmiştir.

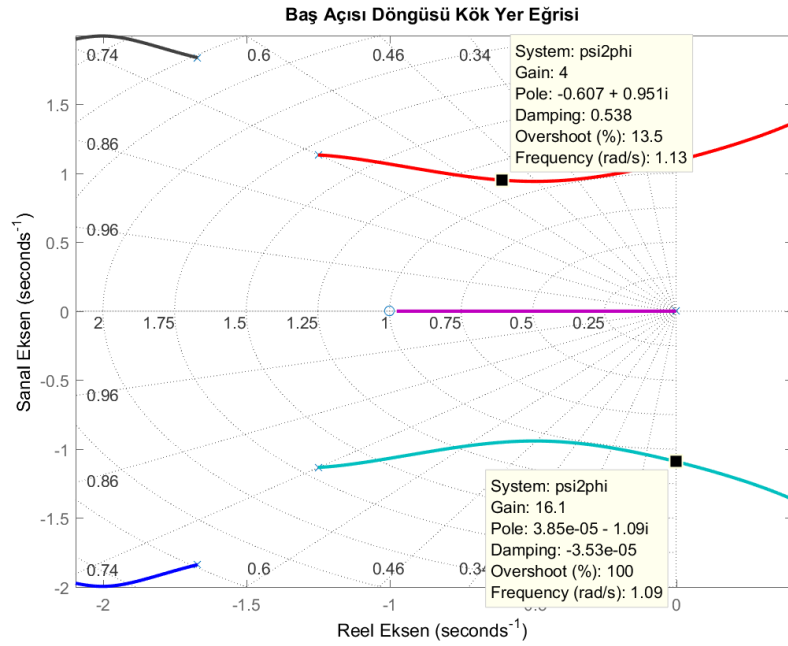
Tablo 4.5 Yatış açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri

$C(s) = 8.3299e - 6s^5 + 6.4973e - 4s^4 + 0.0141s^3 + 0.1339s^2 + 0.5914s + 1$		
$N_y = 6$	$N_u = 2$	$T_2 = 2.35$



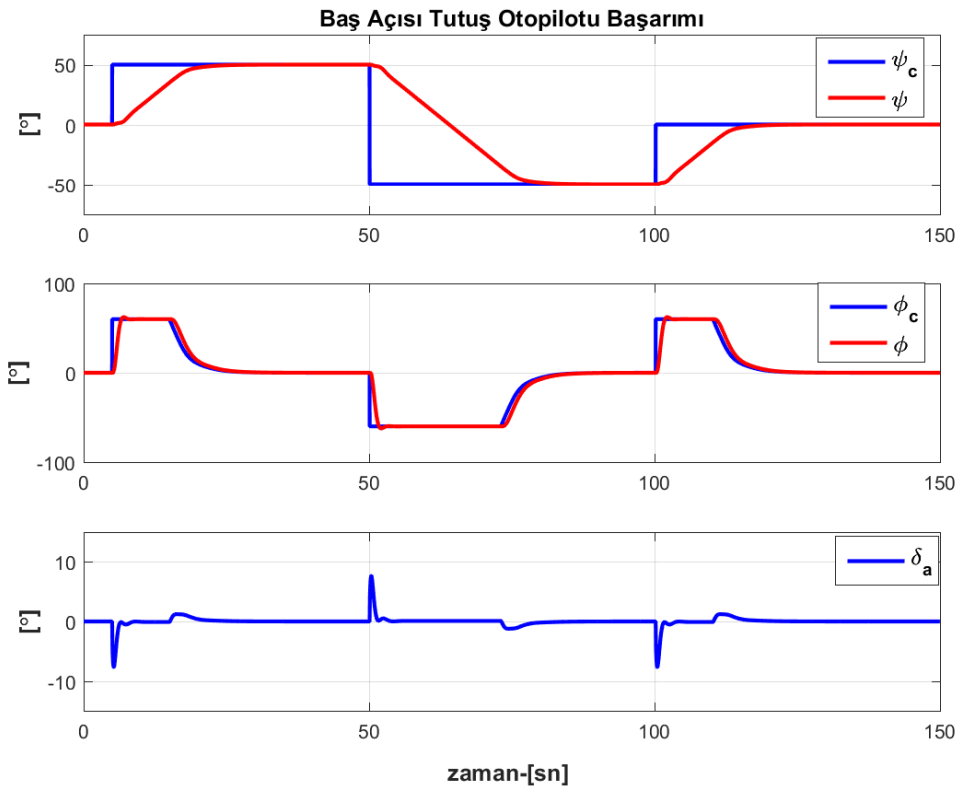
Şekil 4.38 Yatış açısı tutuş otopilotu basamak tepkisi başarımı

Yatış açısı denetimi sağlandıktan sonra baş açısı tutuş otopilotu için genişletilmiş model kullanılarak, yatış açısından baş açısına olan aktarım işlevi bulunur ve kök yer eğrisine bakılır.



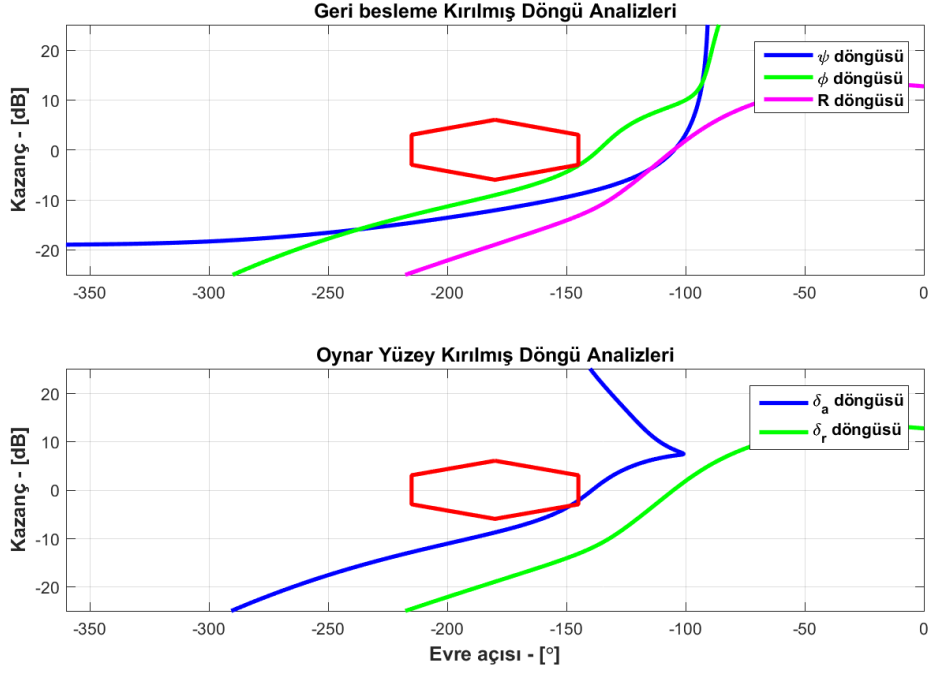
Şekil 4.39 Baş açısı döngüsü kök yer eğrisi

Şekil 4.39'dan görüleceği üzere kazanç değeri 16.1 değerinden büyük olursa sistem kararsızlığa gitmektedir. Ayrıca ardışık tasarlanan denetleyici döngülerinde iç döngünün daha hızlı olması gerekmektedir. Kapalı iç döngü sisteminin bant genişliği yaklaşık $\omega_{bw} = 2.37 \text{ rad/s}$ olup kapalı dış döngü sisteminin bant genişliğinin ise beşte birinden daha küçük olması önerilmektedir [59]. Sistemin basamak tepkisine karşı başarımı ve kapalı dış döngünün sisteminin bant genişliği de incelenerek (Şekil 4.40) kazanç değerinin $k_{psi} = 4$ seçilmesine karar verilmiştir. Bu kazanç değeri ile birlikte dış döngünün bant genişliği 0.244 rad/s olmuş ve ilgili ölçüt sağlanmıştır.



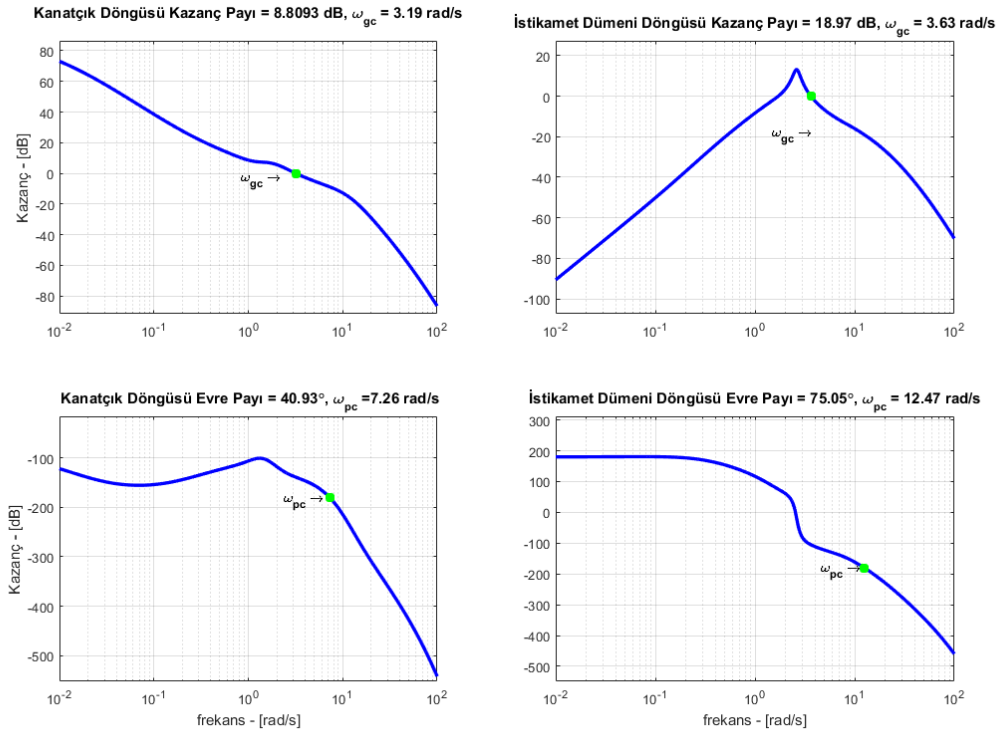
Şekil 4.40 Baş açısı tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi başarımı

Baş açısı tutuş otopilotu ve SAS tasarımının tamamlanmasıyla birlikte yarı otonom uçuş denetim sistemi tasarımı kapsamında hava aracının yan-dikiy eksende kararlılık ve denetimi sağlanmıştır. Tasarlanan denetleyicilerin uçuş kalitesi ölçütleri ile kararlılık ve gürbüzlük analizleri ise elde edilen bütünleşik genişletilmiş yan model üzerinden yapılmıştır. Şekil 4.41'da görüleceği üzere geri besleme sinyalleri ve eyleyici sinyalleri üzerinden kırılmış açık döngü kararlılık analizi yapıldığında her döngü ilgili ölçütü karşılamaktadır.



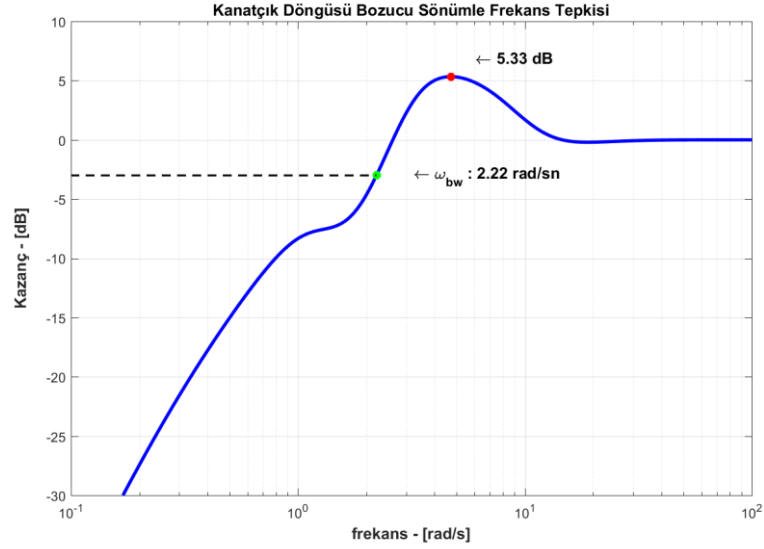
Şekil 4.41 Yarı otonom yanıl uçuş denetim sistemi kararlılık analizi

Kanatçık üzerinden kırılan döngünün frekans tepkisine bakıldığında ise geçiş frekansının 3 rad/s 'den büyük olup ilgili ölçütü sağladığı görülmektedir (Şekil 4.42).



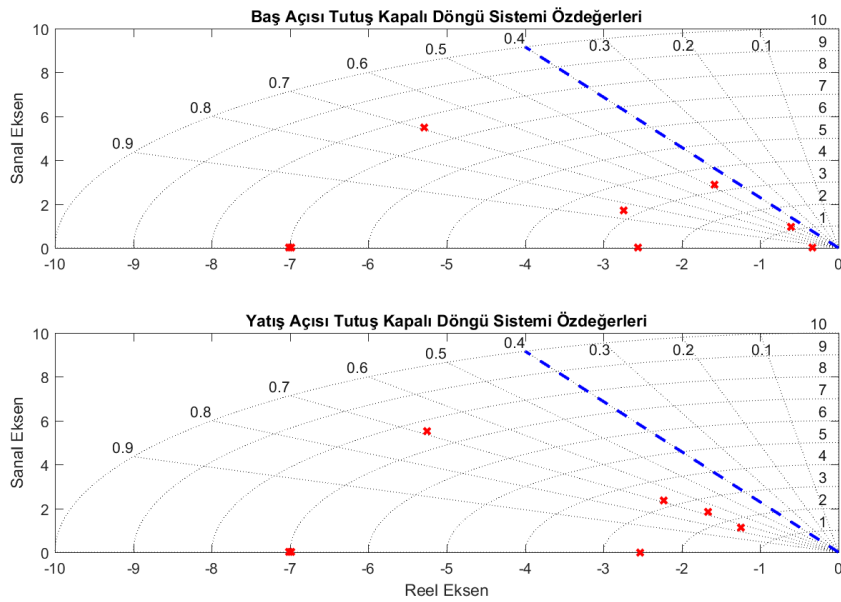
Şekil 4.42 Kanatçık ve istikamet dümeni frekans tepkileri

Yine kanatçık döngüsündeki duyarlılık aktarım işlevlerinin frekans tepkisine bakıldığında bozucu bastırma ölçütü de Şekil 4.43'de gösterildiği gibi sağlanmaktadır.

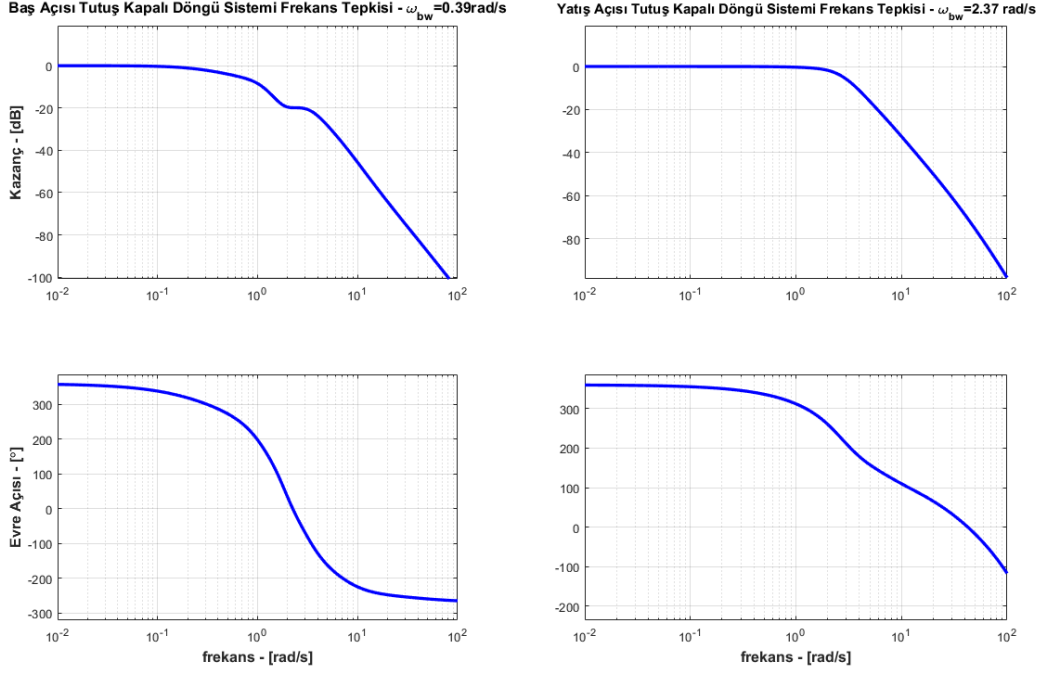


Şekil 4.43 Kanatçık ve istikamet dümeni bozucu bastırma analizi

Yatış açısı tutuş ve baş açısı tutuş kapalı döngü sistemlerinin özdeğerlerine bakıldığında da ise bütün kutupların sönümlenme oranlarının 0.4 değerinden büyük olduğu görülmektedir (Şekil 4.44).



Şekil 4.44 Yatış açısı tutuş kapalı döngü sistemi özdeğerleri



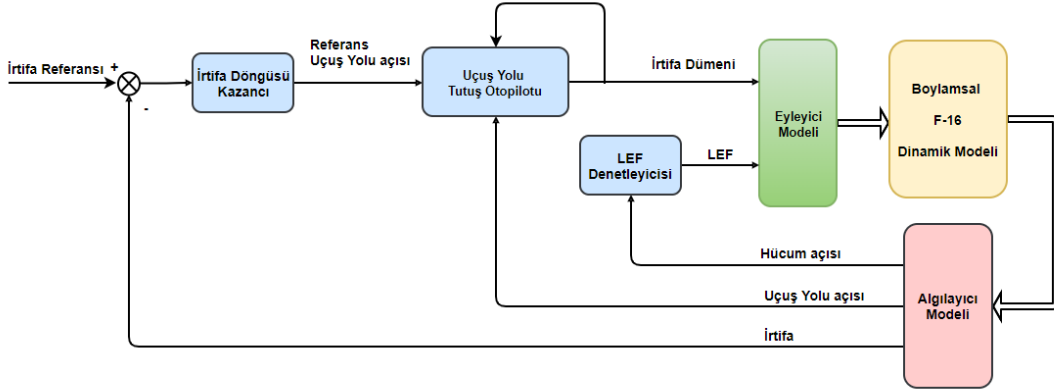
Şekil 4.45 Kapalı döngü sistemleri frekans tepkileri

Ayrıca kapalı döngü sistemlerinin frekans tepkileri Şekil 4.45'te verilmiş olup yüksek frekans bandındaki kazanç düşüş oranı sebebiyle sistemin gürültülere de dayanıklı olduğu görülmektedir. Yapılan bütün bu tasarımlar ve analizler ile yarı otonom uçuş denetim sistemi mimarisi kapsamında hava aracının yanıl-dikey ekseninde kararlılık ve denetimi sağlanmış ve ilgili uçuş kalitesi ve kararlılık ölçütlerinin sağlandığı görülmektedir.

4.5 Hız Tutuş ve İrtifa Tutuş Otopilotu Tasarımı

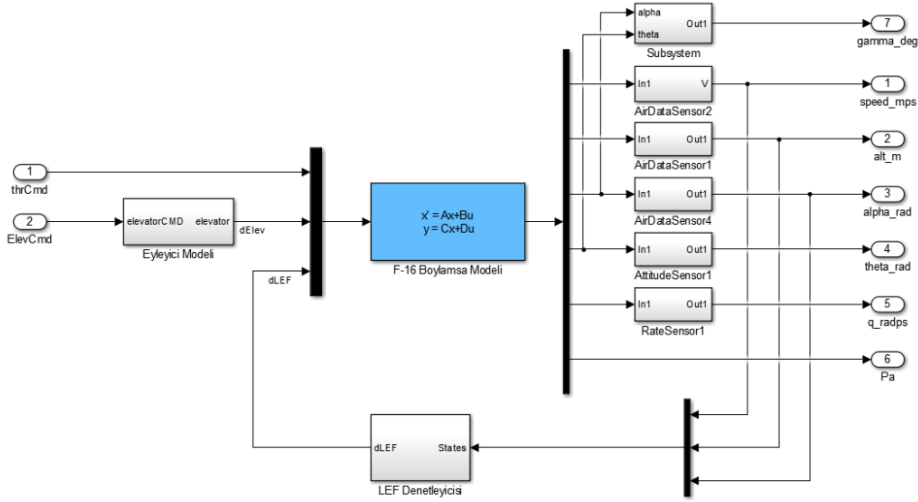
Yarı otonom uçuş denetim sistemi kapsamında boylamsal eksen kararlılık ve denetimi için hava aracının hızı ve irtifası denetlenecektir. Öncelikle irtifa tutuş otopilotu sonrasında ise hız tutuş otopilotu tasarımı yapılmış ve elde edilen bütünleşik model üzerinde uçuş kalitesi ile kararlılık analizleri yapılmıştır.

Mimarisi Şekil 4.46'te verilmiş olan irtifa tutuş otopilotu ise çoklu döngü yöntemi kullanılarak iç ve dış döngü olmak üzere iki döngü ile tasarlanmıştır. İç döngüde hava aracının uçuş yolu açısı (γ) irtifa dümeni ile denetlenmiş olup dış döngüde ise hava aracının istenilen irtifaya göre referans uçuş yolu açısı oluşturması sağlanmıştır. İç döngü için SÜGÖNDE tasarımı yapılmış, dış döngü denetleyicisi için ise sistemin kök yer eğrisine bakılarak bulunan tek bir kazanç değeri kullanılmıştır.



Şekil 4.46 İrtifa tutuş otopilotu mimarisi

Uçuş yolu tutuş otopilotu tasarımı için Eş. 4.53'te verilmiş olan doğrusal modelin eyleyici, algılayıcı ve zaman gecikmeleriyle birlikte genişletilmiş olan model (Şekil 4.47) kullanılarak irtifa dümeninden (δ_e) uçuş yolu açısına (γ) olan aktarım işlevi $G_6(s)$ çıkarılmıştır.



Şekil 4.47 Boylamsal eksen genişletilmiş model

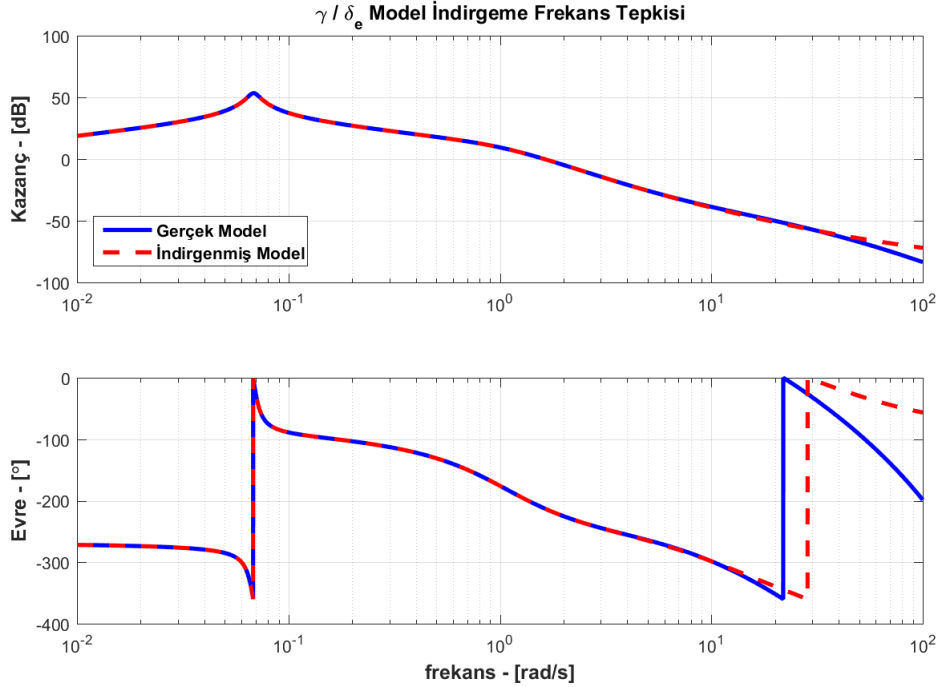
Eş. 4.53'de verilmiş olan doğrusal modelin durum değişkeni ve çıkışlarında uçuş yolu açısının (γ) olmaması ve doğrusal modelin düz uçuş anında denge noktasına getirildiği bilgisiyle, Eş. 2.1 kullanılarak sisteme uçuş yolu açısı çıkış olarak eklenmiştir. Bu işlem sonrasında irtifa dümeninden (δ_e) uçuş yolu açısına (γ) olan aktarım işlevi ($G_6(s)$) çıkarıldığında elde edilen sistem 12. dereceden çıkmaktadır.

Model derecesi indirgeme işlemi yapıldığında ise Eş. 4.54'te verildiği gibi 5. dereceden yazılabilmektedir.

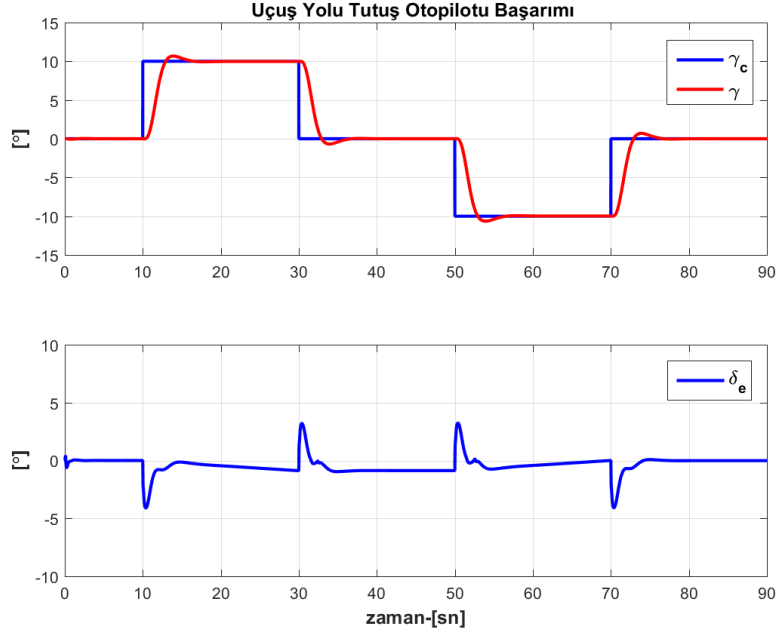
$$\begin{bmatrix} \dot{V}_T \\ \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{p}_\alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.984e-5 & -0.01602 & -0.8536 & -9.8065 & -0.3832 & 0.0783 \\ 0 & -1.542e-10 & -152 & 152 & 0 & 0 \\ 6.781e-6 & -0.00084 & -0.6746 & -3.226e-7 & 0.9376 & -4.1103e-5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -1.4e-17 & 1.73e-13 & -0.5743 & 0 & -0.877 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \\ h \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ p_\alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.0116 & -5.9359e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0014 & 4.3985e-4 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1181 & -0.0152 \\ 64.94 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{th} \\ \delta_e \\ \delta_{tef} \end{bmatrix} \quad (4.53)$$

$$G_{6_r}(s) = \frac{0.023016(s - 43.46)(s - 9.9862)(s + 5.012)(s + 8.511e - 7)}{(s + 10.97)(s^2 + 0.008527s + 0.004688)(s^2 + 1.556s + 1.132)} \quad (4.54)$$

Her iki modelin frekans tepkilerine bakıldığında ise Şekil 4.48 tasarım için gerekli frekans bandında örtüşükleri görülmektedir.



Şekil 4.48 γ döngüsü modelinin indirgenmiş model ile frekans tepkisinin karşılaştırması



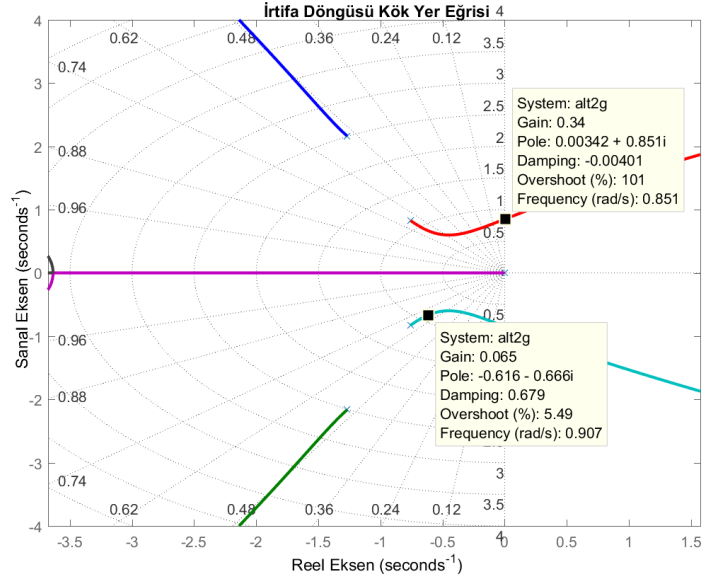
Şekil 4.49 Uçuş yolu tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi

Bu sistem üzerinden SÜGÖNDE tasarımı yapıldığında ise kullanılan parametreler Tablo 4.6'da verilmiştir. SÜGÖNDE tasarımı sonrası kapalı döngü sisteminin basamak tepkisine karşı başarımı ise Şekil 4.49'de verilmiştir. $C(s)$ çokterimlisinin derecesi sistem derecesine eşit olarak 5. dereceden seçilmiştir.

Tablo 4.6 Uçuş yolu açısı tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri

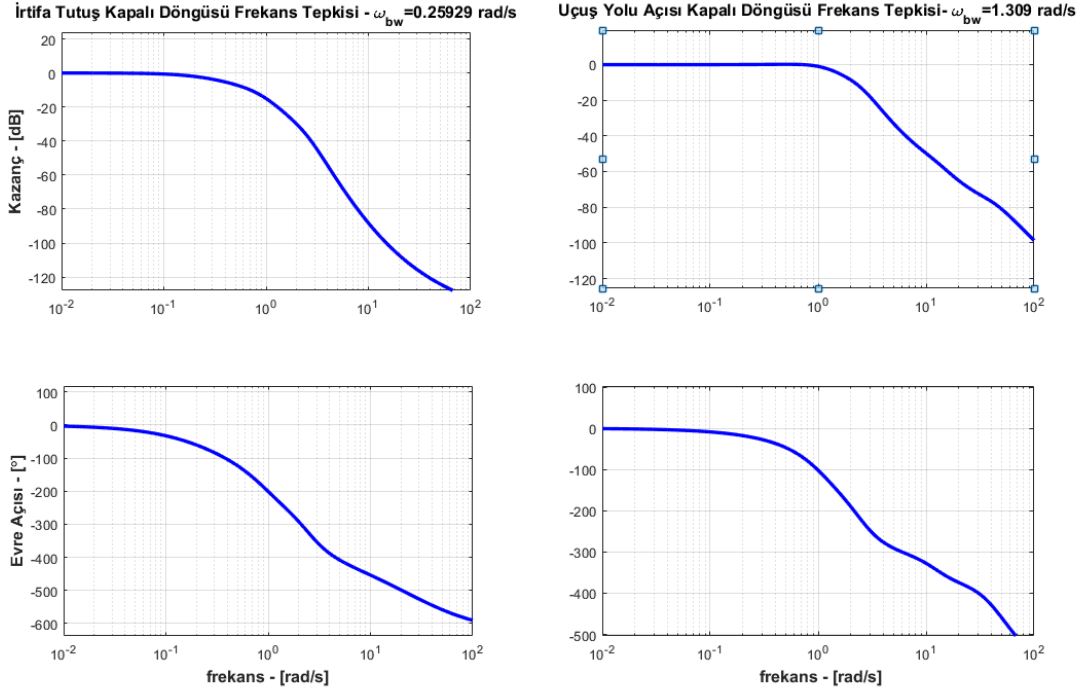
$C(s) = 3.9506e - 7s^5 + 4.3457e - 5s^4 + 0.0017s^3 + 0.032s^2 + 0.2867s + 1$		
$N_y = 9$	$N_u = 2$	$T_2 = 3.5$

Uçuş yolu tutuş otopilotu tasarımından sonra dış döngü için gerekli kazanç değeri ise referans uçuş yolu açısından (γ_c) irtifaya (h) olan aktarım işlevinin kök yer eğrisine ve sistemin zaman alanındaki başarımına bakılarak bulunmuştur. İç içe döngülü denetleyici tasarımlarında uyulması gereken bir diğer unsur ise, iç döngünün dış döngüye nazaran daha hızlı olması gerektiğidir [59]. Bu kapsamda kapalı iç döngü sisteminin bant genişliği, kapalı dış döngü sistemi bant genişliğinden minimum beş kat daha fazla olması önerilmektedir [59]. Kapalı iç döngü sisteminin bant genişliği Şekil 4.51'de belirtildiği gibi yaklaşık $\omega_{bw} = 1.3 \text{ rad/s}$ olup dış döngü bant genişliği ise maksimum 0.26 rad/s civarında olması önerilmektedir. Bant genişliği ölçütü de göz önüne alınarak ilgili kazanç değeri seçimi yapılmıştır.



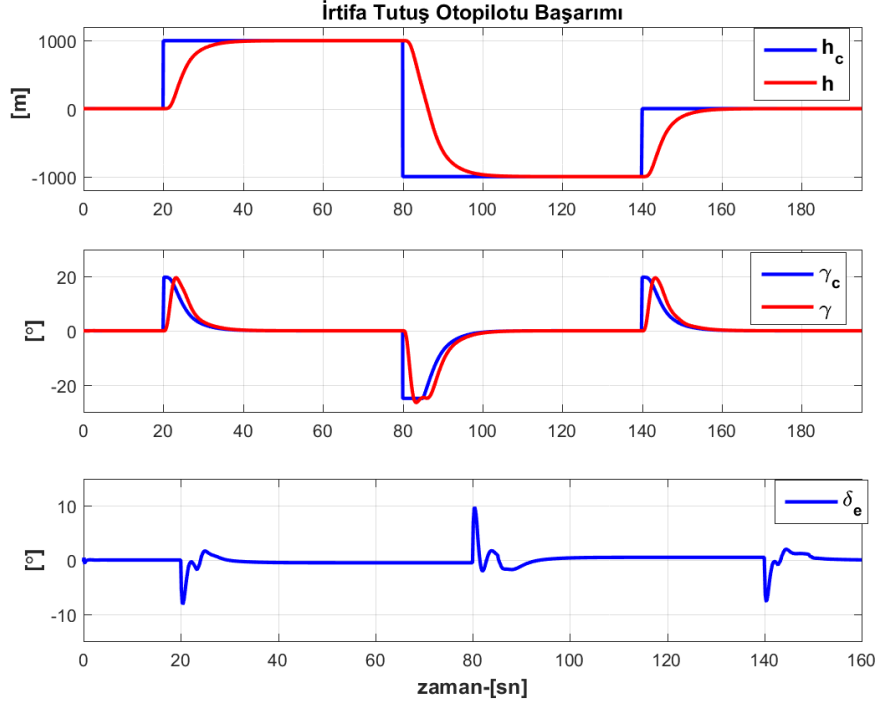
Şekil 4.50 İrtifa döngüsü kök yer eğrisi

Şekil 4.50’de verilen kök yer eğrisinde görüleceği üzere kazanç değeri k_{g2e} 0.34’ten büyük seçilirse sistem kararsızlığa gitmektedir. Bu sebeple en iyi zaman tepkisinin alındığı ve bant genişliği ölçütünün sağlandığı değer olan 0.065 seçilmiş ve dış döngü tasarımı da tamamlanmıştır.



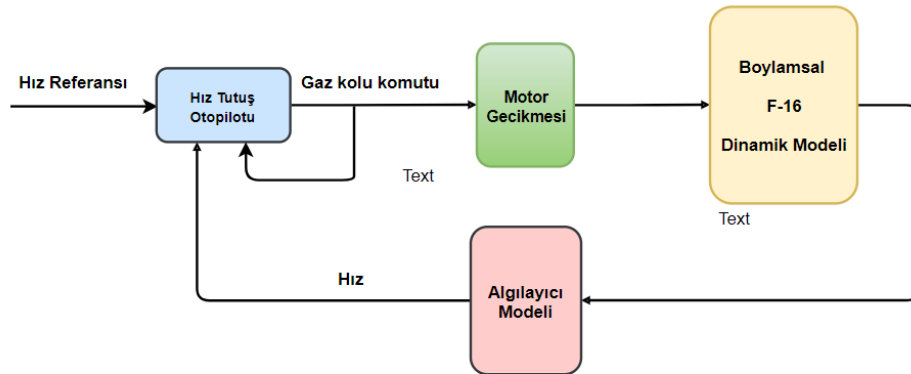
Şekil 4.51 Kapalı döngü γ tutuş otopilotu frekans tepkisi

İrtifa tutuş otopilotunun basamak girişine karşı başarımı Şekil 4.52’de verilmiştir. İrtifa referansına karşı bir referans uçuş yolu açısı oluşturulmuş ve uçuş yolu açısı da irtifa dümeni ile denetlenmektedir.



Şekil 4.52 İrtifa tutuş otopilotu basamak girişi tepkisi başarımı

İrtifa tutuş otopilotunun tasarımıyla birlikte genişletilmiş model üzerinden hız tutuş otopilotu tasarımı yapılmıştır. Mimarisi Şekil 4.53’de verilmiş olan hız tutuş otopilotu SÜGÖNDE yöntemi ile tasarlanmış olup gaz kolu ile denetlenmektedir. Bölüm 2.4’te belirtilen motor modeline ait olan değişken zaman gecikmesi de sisteme NASA raporunda [10] belirtildiği gibi eklenmiş ve gaz kolundan (δ_t) hava hızına (V_t) olan aktarım işlevi $G_7(s)$ çıkarılmıştır.

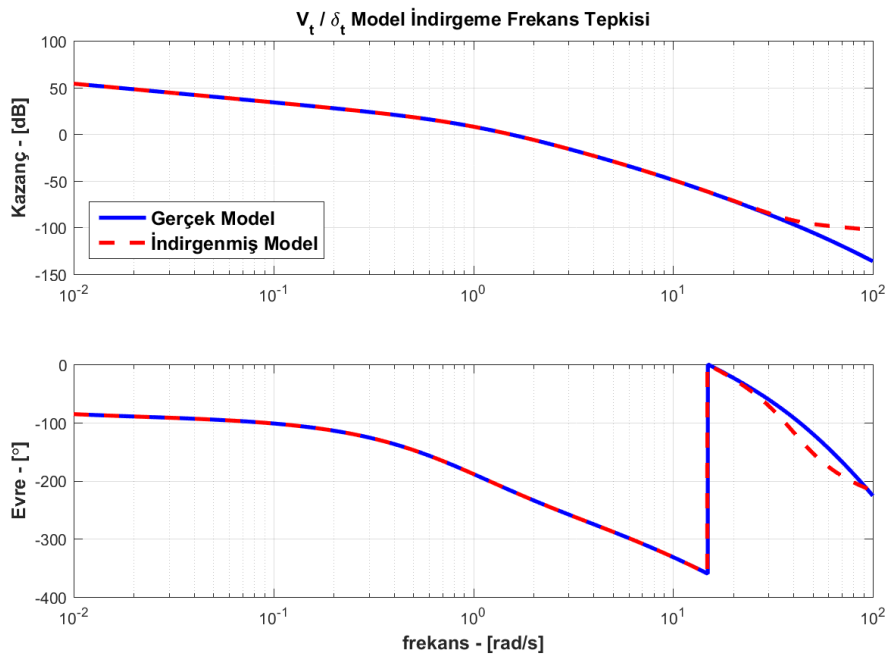


Şekil 4.53 Hız tutuş otopilotu mimarisi

Motor modelinin zaman gecikme sabiti Eş. 2.31 ve Eş. 2.32'de belirtildiği gibi değişken olup doğrusal model çıkarımı yapılırken sadece ilgili denge koşulu için modele yansımaktadır. Tasarlanacak olan denetleyici ile doğrusal olmayan model üzerinden benzetim çalışması yapıldığında motor modelinin sisteme olan etkisini görebilmek ve daha gerçekçi bir benzetim çalışması yapabilmek adına motor modelinin gecikmesi sabit kabul edilerek genişletilmiş doğrusal modele eklenmiş ve ortalama olarak $\tau_{eng} = 1$ seçilmiştir [10]. Genişletilmiş doğrusal model üzerinden elde edilen aktarım işlevi 18. dereceden olup model derecesi indirilmesi yapılarak Eş. 4.55'te verildiği gibi 4. dereceden olacak şekilde $G_{7r}(s)$ yazılabilmektedir.

$$G_{7r}(s) = \frac{-0.00075036(s - 40.4)(s^2 - 37.12s + 1646)}{(s + 9.861)(s + 1.008)(s + 0.9925)(s + 0.0009839)} \quad (4.55)$$

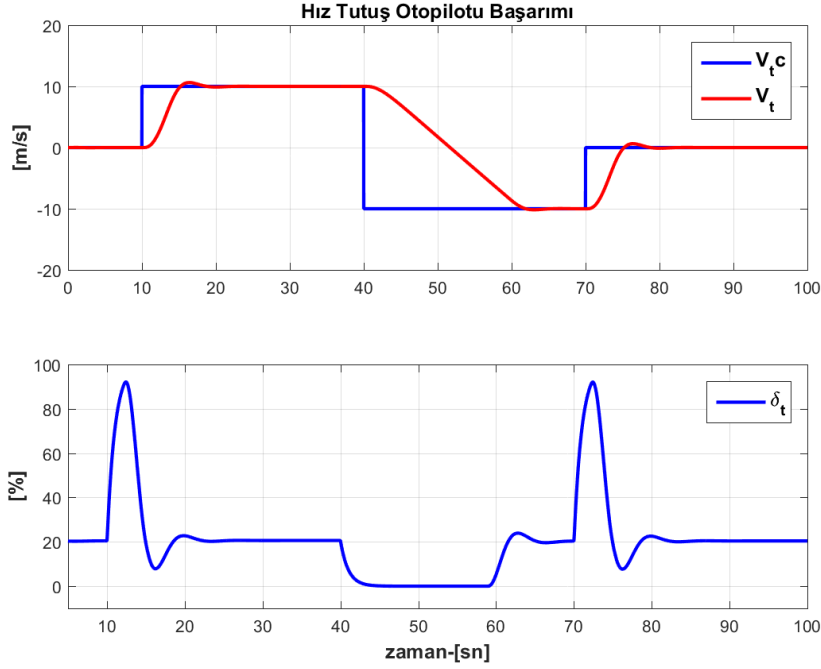
İndirgenmiş model ile yüksek dereceli modelin frekans tepkilerinin karşılaştırılması Şekil 4.54'te verilmiştir. Her iki modelin frekans tepkilerinin büyük bir ölçüde örtüştüğü görülmektedir. İndirgenmiş model üzerinden SÜGÖNDE tasarımı yapılmış ve basamak girişe karşı başarımı Şekil 4.55'te verilmiştir. İndirgenmiş model 4. dereceden olduğu için $C(s)$ çokterimlisi 4. dereceden seçilmiştir. Kullanılan SÜGÖNDE parametreleri ise Tablo 4.7'de verilmiştir.



Şekil 4.54 Hız döngüsü model indirgeme frekans tepkisi karşılaştırılması

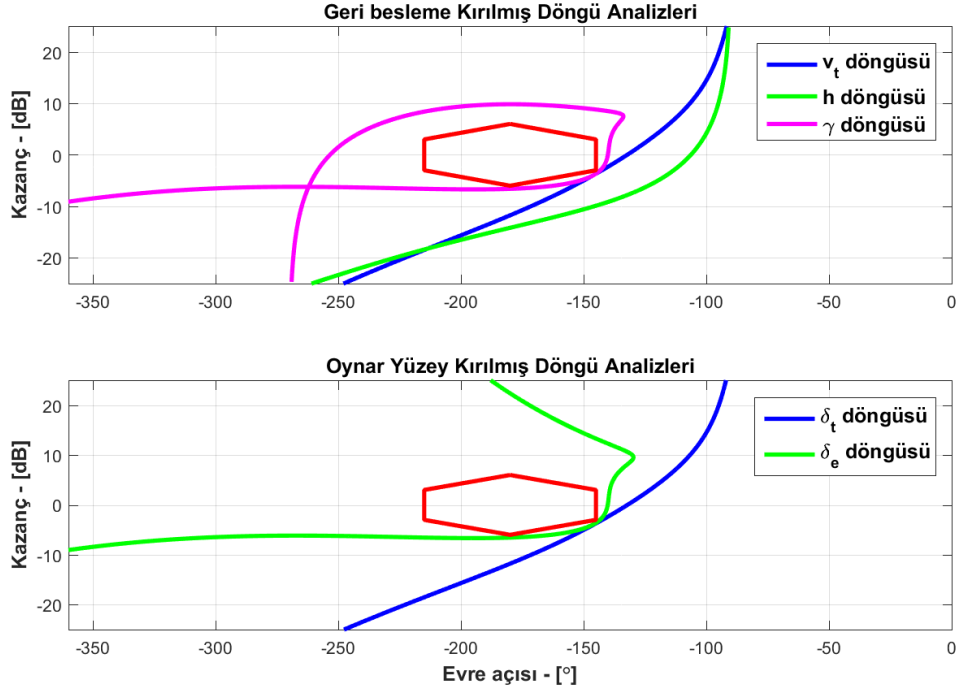
Tablo 4.7 Hız tutuş otopilotu SÜGÖNDE parametreleri

$C(s) = 0.0001s^4 + 0.0058s^3 + 0.0828s^2 + 0.4833s + 1$		
$N_y = 6$	$N_u = 1$	$T_2 = 4$



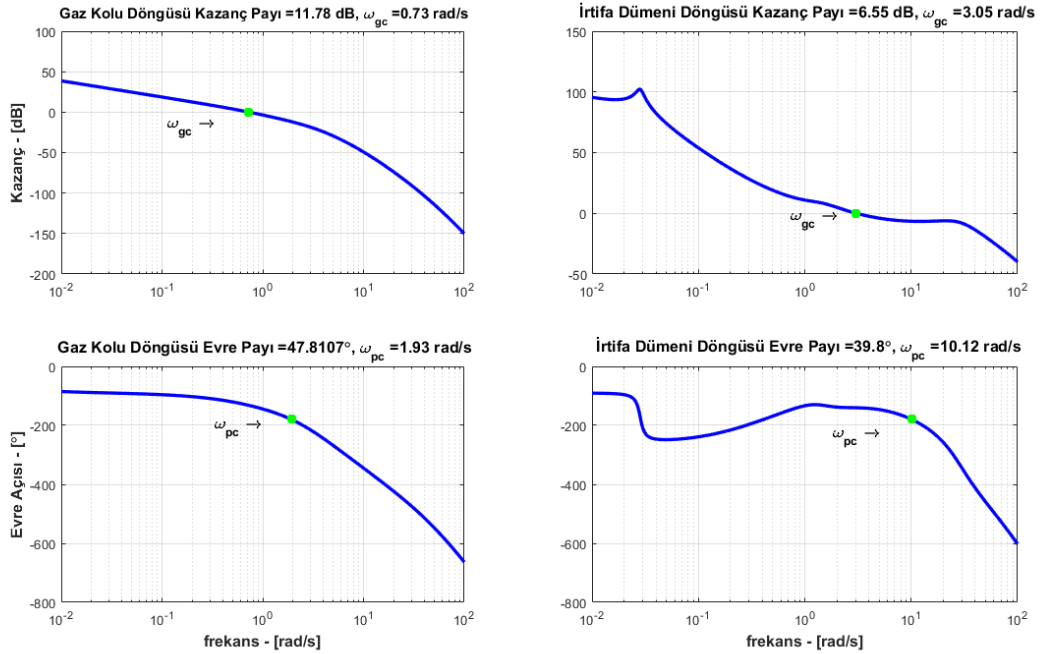
Şekil 4.55 Hız tutuş otopilotu basamak tepkisi başarımı

Hız tutuş otopilotu tasarımının tamamlanmasıyla birlikte yarı otonom uçuş denetim sistemi kapsamında hava aracının boylamsal eksende kararlılık ve denetimi de sağlanmıştır. Bu aşamadan sonra hız tutuş ve irtifa tutuş otopilotunun ekli olduğu bütünleşik model üzerinden uçuş kalitesi ile kararlılık gürbüzlük analizleri yapılmıştır. Kırılmış açık döngü kararlılık analizlerine bakıldığında geri besleme sinyalleri (V_t, h, γ) ile eyleyici komut sinyalleri (δ_t, δ_e) döngülerinin kararlılık payı ölçütünü sağladığı Şekil 4.56'te görülmektedir.

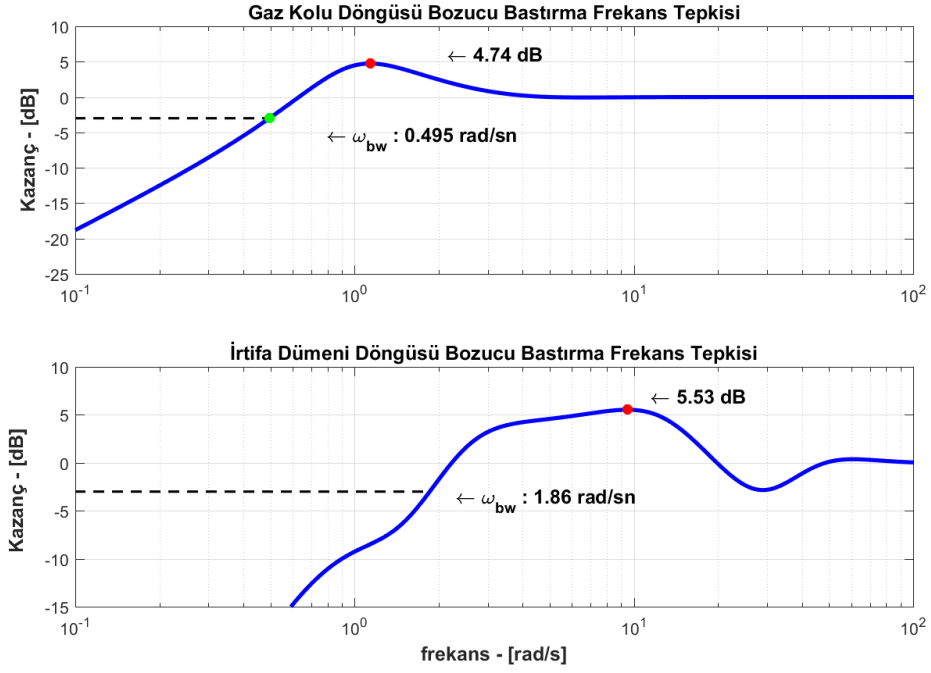


Şekil 4.56 Yarı otonom boylamsal uçuş denetim sistemi kararlılık analizi

Eyleyici komut sinyallerinin frekans tepkilerine bakıldığında ise geçiş frekanslarının 3 rad/s 'nin üzerinde olduğu da Şekil 4.57'da görülmektedir. Gaz kolu ve irtifa dümeni döngülerinin duyarlılık aktarım işlevlerine bakıldığında ise bozucu bastırma karakteristiğinin önerilen sınırlar dâhilinde olduğu Şekil 4.58'de görülmektedir.

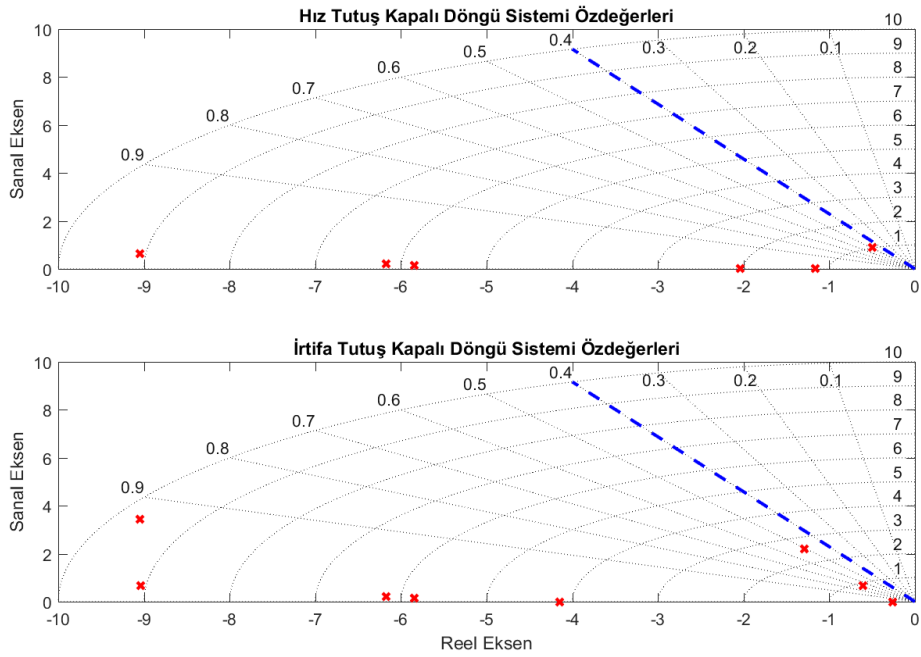


Şekil 4.57 Gaz kolu ve irtifa dümeni döngüleri frekans tepkileri



Şekil 4.58 Gaz kolu ve irtifa dümeni döngüleri bozucu bastırma analizi

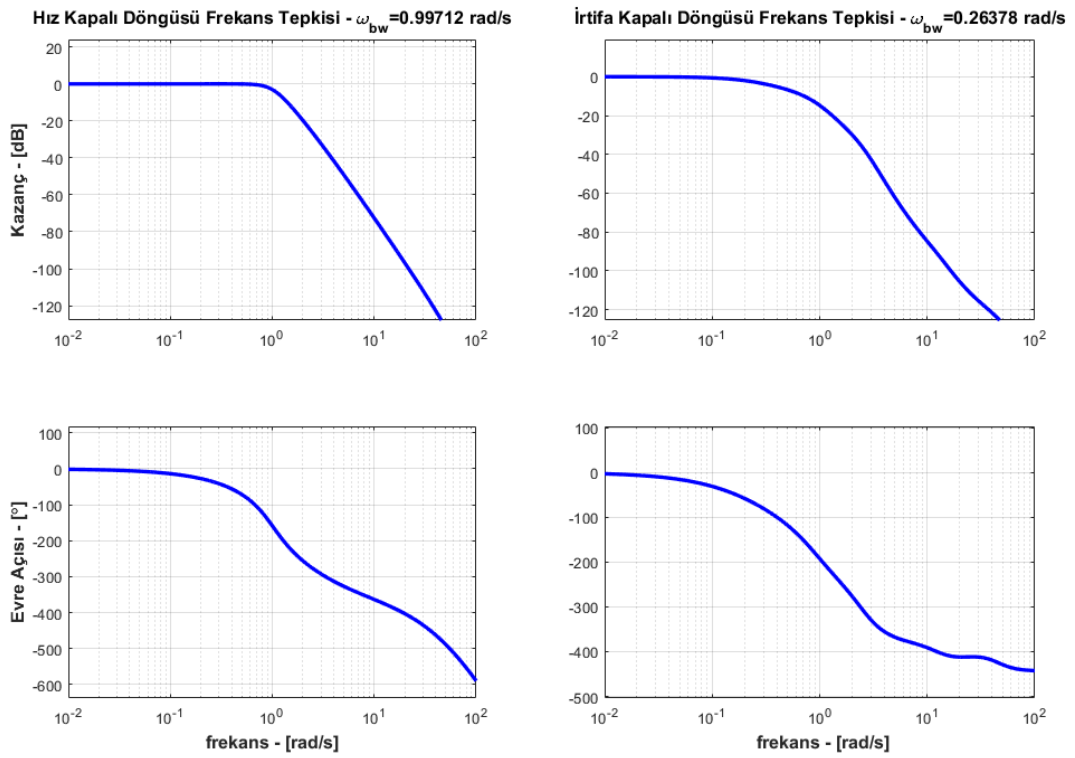
Hız tutuş ve irtifa tutuş kapalı döngü sistemlerinin Şekil 4.59’de verilmiş olan özdeğerlerine bakıldığında ise, her bir kutbun sönümlenme oranı 0.4 değerinden büyük olup uçuş kalitesi ölçütlerini sağlamaktadır.



Şekil 4.59 Hız tutuş ve İrtifa tutuş kapalı döngü sistemi özdeğerleri

Kapalı döngü sistemlerinin frekans tepkilerine (Şekil 4.60) bakıldığında yüksek frekans bandındaki kazanç düşüşü sebebiyle tasarlanan sistemlerin gürültülere karşıda dayanıklı olduğu anlaşılmaktadır. Ayrıca irtifa tutuş otopilotunun kapalı dış döngü bant genişliği yaklaşık $\omega_{bw} = 0.26 \text{ rad/s}$ olup kapalı iç döngü bant genişliğinin beşte biri oranını sağlamaktadır.

Bütün bu analizler ile yarı otonom uçuş denetim sistemi kapsamında hava aracının boylamsal ekseninde kararlılığı ve denetimi sağlanmış ve hedeflenen tasarım ölçütlerine ulaşılmıştır.



Şekil 4.60 Hız tutuş ve İrtifa tutuş kapalı döngü sistemi frekans tepkisi

5. BENZETİM ÇALIŞMASI VE BAŞARIM SONUÇLARI

Pilot destek ve yarı otonom uçuş denetim sistemlerinin tasarımlarının ardından doğrusal olmayan model üzerinden benzetim çalışmalarının ve ilgili denetleyicilerin başarımları analizleri bu bölümde verilmektedir. Doğrusal olmayan modele uçuş denetim sisteminin bozucu bastırma ve gürültü bastırma karakteristiklerini görebilmek adına sabit ve darbeli rüzgâr (gust) eklenmiş ve denetleyicilerin bozucu olması durumundaki tutuş başarımları incelenmiştir. Ayrıca sistemin oluşabilecek belirsizliklere ve model hatalarına karşı gürbüzlüğünü ölçmek adına doğrusal olmayan modelin aerodinamik toplam katsayıları değiştirilmiş ve uçuş denetim sisteminin başarımlarına bakılmıştır. Kararlılık gereksinimlerinin testi için geri besleme ile eyleyici komut sinyallerine gecikme ve büyüklük artışı eklenmiş ve kapalı döngü sisteminin zaman alanındaki tutuş başarımları analiz edilmiştir.

5.1 Pilot Destek Uçuş Denetim Sistemi Başarım Sonuçları

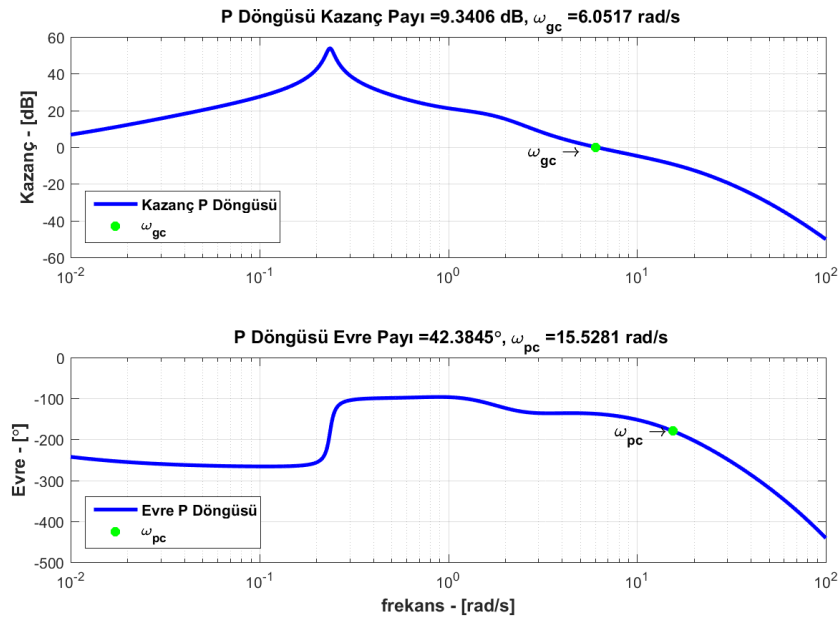
Pilot destekleyici uçuş denetim sistemi kapsamında tasarlanmış pCAS, kayış açısı tutuş ve qCAS denetleyicilerinin başarımları analizleri yapılmıştır. Başarım testleri beş aşamadan oluşmakta olup öncelikle normal koşullarda hava aracına yatış, tırmanış ve sapma manevraları yaptırılmıştır. İkinci testlerde ise sisteme gürültü eklenmiş ve birinci test tekrarlanmıştır. Açısal hızlara $(p, q, r) \pm 0.2^\circ/sn$, Euler açıları (ϕ, θ, ψ) , hücum açısı (α) ve kayış açısına $(\beta) \pm 0.2^\circ$, hıza $(V_t) \pm 0.2 m/s$ ve irtifaya (h) ise $\pm 0.2 m$ genliğinde beyaz gürültü (white noise) eklenmiştir. Üçüncü ve dördüncü test aşamalarında ise sistemin kararlılık analizlerini doğrulamak adına ilgili denetleyicilerin geri besleme sinyallerinin (p, q, β) kazançları iki kat artırılmış ve frekans tepkisine bağlı olarak gecikme eklenerek aynı test adımı tekrarlanmıştır. Son test aşamasında ise tasarlanan denetleyicilerin belirsizliklere (uncertainty) ve model hatalarına karşı gürbüzlüğünü görebilmek adına aerodinamik modele ait toplam moment katsayıları $(C_{L_T}, C_{M_T}, C_{N_T})$ %25 oranında değiştirilmiş ve ilk aşamada yapılan test tekrarlanmıştır. pCAS ve qCAS için tasarlanan denetleyicinin ani manevra kabiliyeti ve PIO karakteristiğini görebilmek adına fazladan bir test adımı daha eklemiştir.

Pilot destekli uçuş denetim sisteminde pilot hava aracını aktif olarak denetlemekte olup tasarlanan sistemin amacı pilotun iş yükünü azaltması ve daha hassas denetim sağlamasıdır. Benzetim çalışması sırasında hava aracına ait bağlı (coupled) dinamiklerden dolayı hava aracı denge koşulundan uzaklaşabilir. Bu kapsamda her

bir denetleyicinin testi yapılırken diğer döngülerin pilotun gözetiminde denge koşulunda tutulduğu varsayılmaktadır. İlgili qCAS testleri yapılırken Neal-Smith ölçütünde bulunan pilot modeli kullanılmıştır. Ayrıca sisteme NASA raporunda belirtilen lövyeye ile pedal modelleri eklenmiştir. Kayış açısı tutuş testleri sırasında ise basit bir pilot modeli ile hava aracının 0° yatış açısında tutulmaktadır. Ayrıca pilotun komutlarının önüne komut verebileceği bant genişliğini sayılabilecek ön filtreler (pre-filter) eklenmiştir [17][39]. Bu sayede benzetim çalışmasının mümkün olduğunca gerçeğe yakın olması sağlanmıştır. Bütün bu düzenlemeler ile birlikte bütünleşik doğrusal olmayan model üzerinden ilgili testler yapılmıştır.

5.1.1 pCAS Testleri

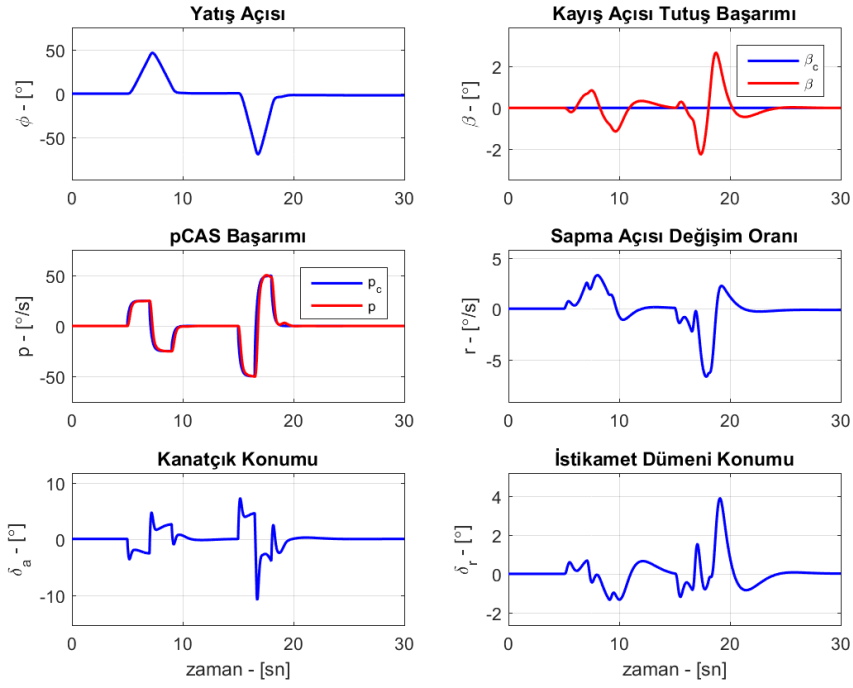
pCAS testleri sırasında hava aracının denge konumundaki hız ve irtifasını koruduğu öngörülmekte ve gaz kolu komutu ile kayış açısı komutu verilmemektedir. Bu kapsamda Neal-Smith ölçütünden elde edilen pilot modeli kullanılarak hava aracı mevcut yunuslama açısı sabit tutulmaktadır. Pilotun lövyeye üzerinden vermiş olduğu sağa sola yatış manevra komutlarıyla birlikte hava aracının tepkileri incelenmiştir.



Şekil 5.1 p sinyali, kırılmış döngü frekans tepkisi

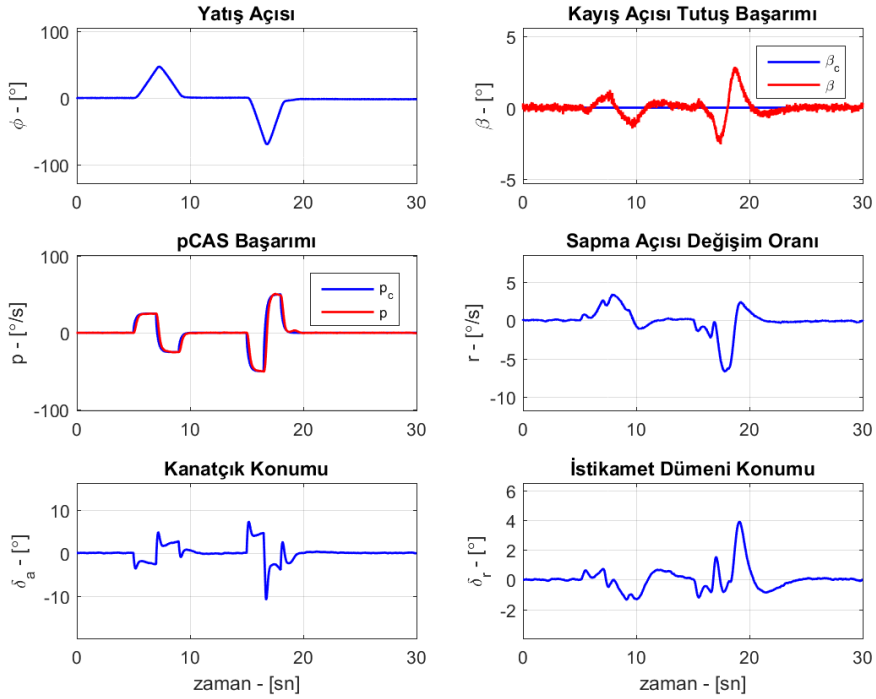
Kırılmış açık döngü p sinyali döngüsünün frekans tepkisine bakıldığında sistemin geçiş frekansının yaklaşık $\omega_{gc} = 6 \text{ rad/s}$ olduğu ve eyre payının ise yaklaşık 42° olduğu görülmektedir. Bu iki bilgi doğrultusunda sistemin gecikme payı yaklaşık 120 msn olup gecikme testi adımı için sisteme 100 msn gecikme eklenmiştir.

- **Test-1 Normal Koşullar: $\pm 25^\circ/s$, $\pm 50^\circ/s$ p Komutu**



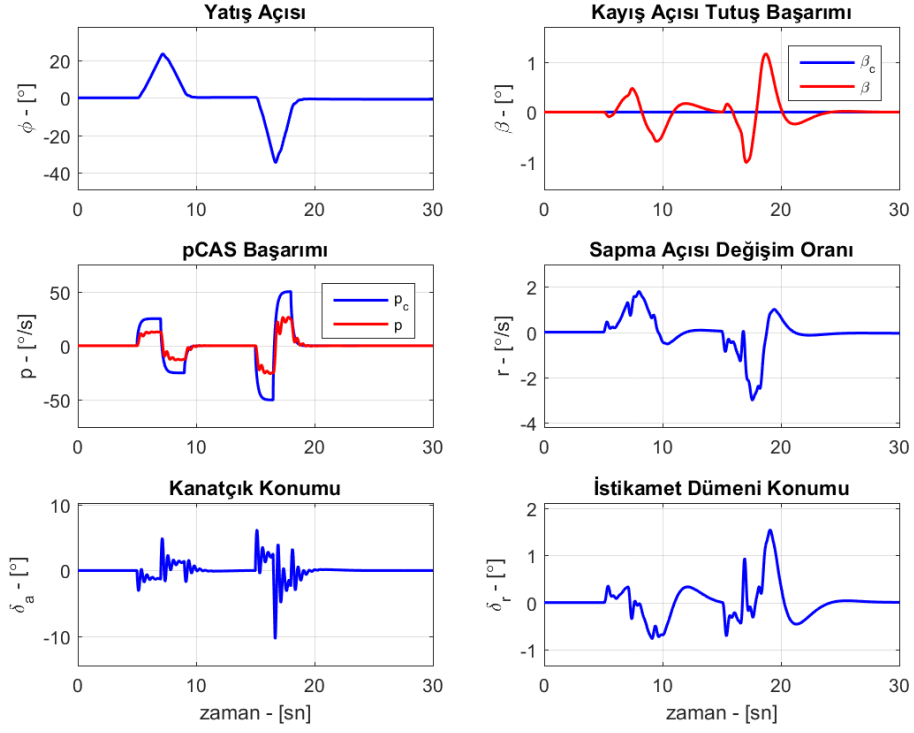
Şekil 5.2 pCAS testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



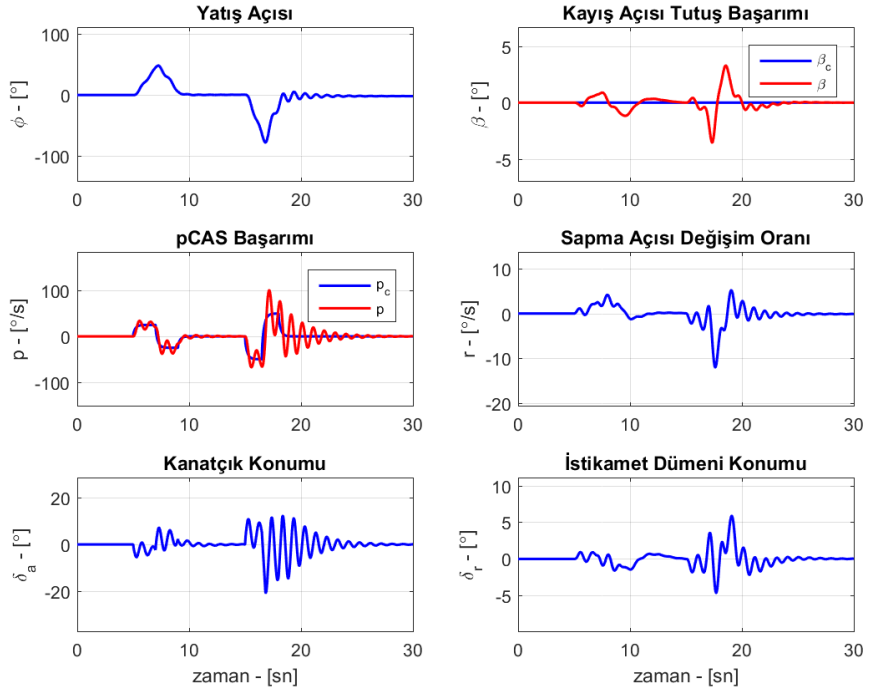
Şekil 5.3 Gürültü eklenmiş pCAS testi sonucu

- **Test-3 Kazanç Arttırma: p Sinyal Kazancının 2 Katına Çıkarılması**



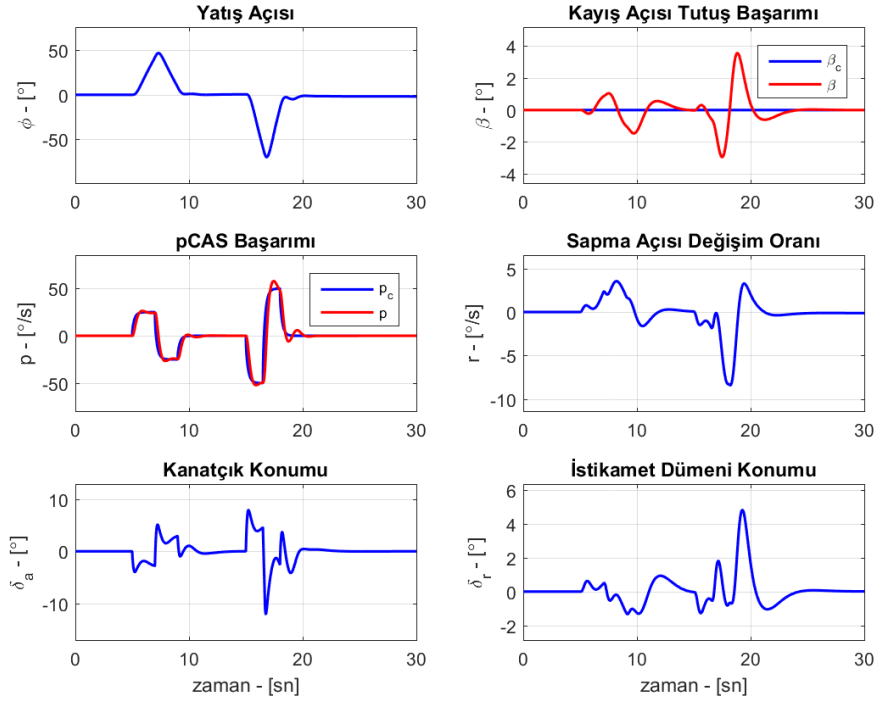
Şekil 5.4 p kazancı arttırılmış pCAS testi sonucu

- **Test-4 Gecikme Ekleme: p Sinyaline 100 msn Gecikme Eklenmesi**



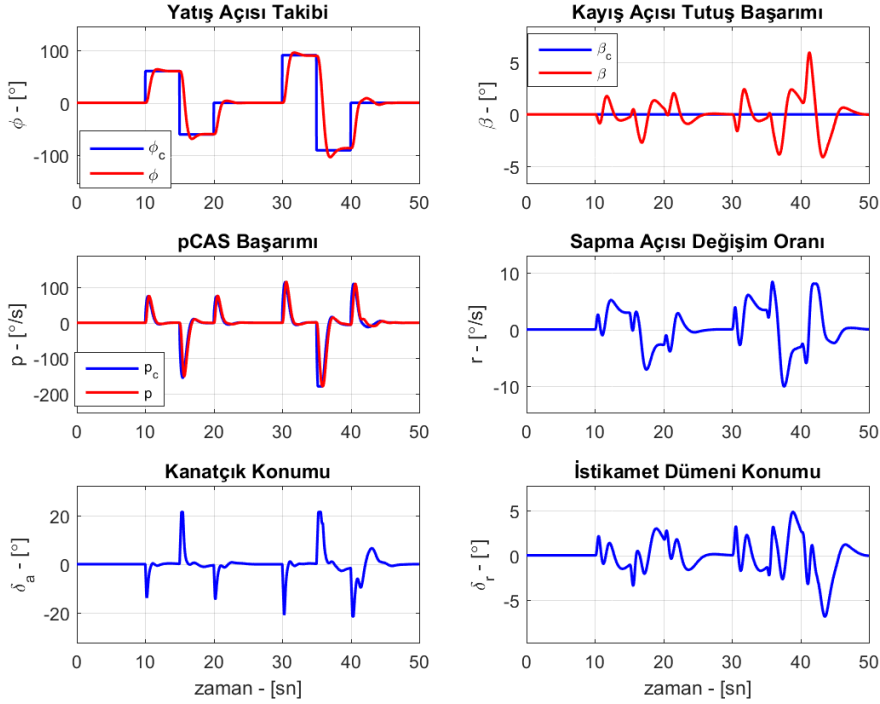
Şekil 5.5 Gecikme eklenmiş pCAS testi sonucu

- **Test-5 Model Hatası: C_{LT} , C_{MT} ve C_{NT} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**



Şekil 5.6 Model hatası eklenmiş pCAS testi sonucu

- **Test-6 Yatış Manevrası: $\pm 60^\circ$, $\pm 90^\circ$ Yatış Açısı Takibi**

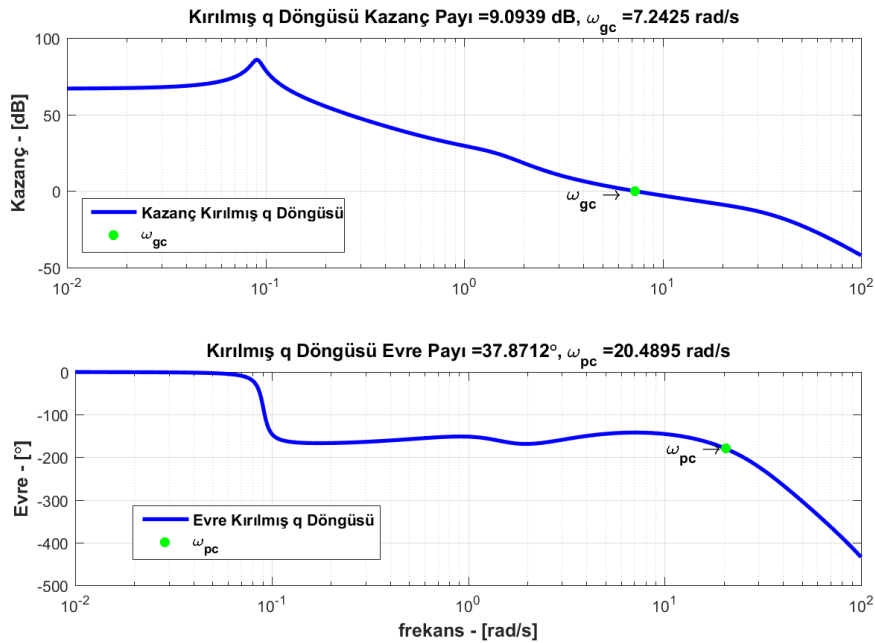


Şekil 5.7 Yatış manevrası pCAS testi sonucu

Test sonuçlarına bakıldığında, pCAS için tasarlanan denetleyicinin bütün adımlarda yüksek bir başarıma sahip olduğu görülmektedir. İlgili testlerle tasarım sırasında kullanılan bütün ölçütlerin sağlandığı açıkça gösterilmiştir. Geri besleme sinyalinin genliği iki katına çıkarıldığında (Şekil 5.4) ve gecikme eklendiğinde (Şekil 5.5) sistemde salınımlar başlamış ancak kararsızlığa gitmeden sönümlenmiştir. Son test adımında ise yapılan sağa-sola yatış manevrası (bank to bank) ile tasarlanan pCAS ile ani ve keskin manevraların da yapılabileceği ve PIO koşuluna girilmediği görülmektedir (Şekil 5.7). Ayrıca pCAS denetim sisteminin, pilotun verdiği komutları gürültü, bozucu ve belirsizlik olma durumunda bile yüksek doğrulukta takip ettiği ve iş yükünü azaltarak destek sağladığı teyit edilmiş ve hedeflenen sonuca ulaşılmıştır.

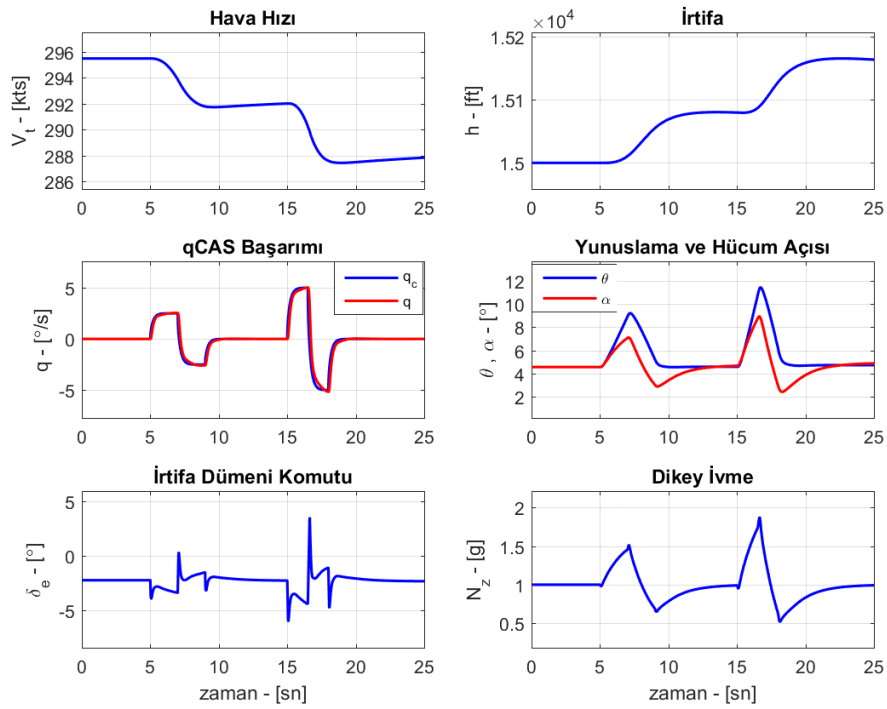
5.1.2 qCAS Testleri

qCAS testleri yapılırken hava aracının 0° yatış ve kayış açısında olduğu varsayılmaktadır. Bu kapsamda pilotun pedala basmadığı ve yanal dinamiklerde oluşabilecek bozuntulara karşı yatış açısını 0° de tutmak için ilgili manevraları yaptığı öngörülmektedir. Son test adımında ise PIO yatkınlığı ve ani manevra kabiliyeti için MIL-DTL 9490E dokümanında belirtilen yunuslama açısı takip görevi kullanılmıştır. Bu görev son pilotların gerçek uçuşlarda hava aracına ait uçuş kalitesi, kullanım kalitesi ve uçuş denetim sisteminin PIO yatkınlığını değerlendirebilmesi için kullanılmaktadır. Gecikme ekleme testinde ise sistemin frekans tepkisine ve gecikme payına bağlı olarak 75 ms gecikme eklenmiştir.



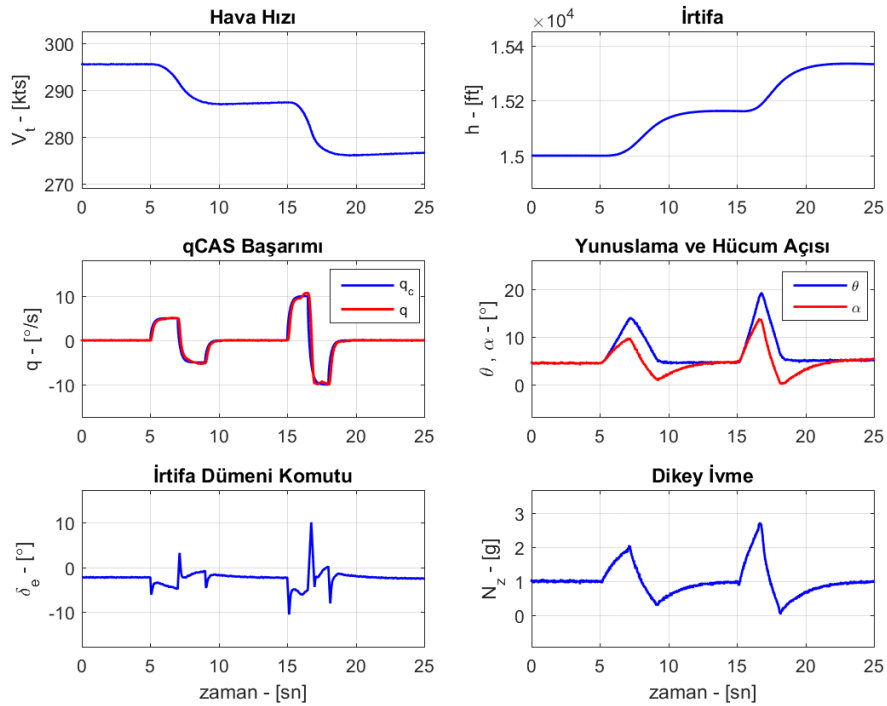
Şekil 5.8 q sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi

- **Test-1 Normal Koşullar: $\pm 2.5^\circ/s$, $\pm 5^\circ/s$ q Komutu**



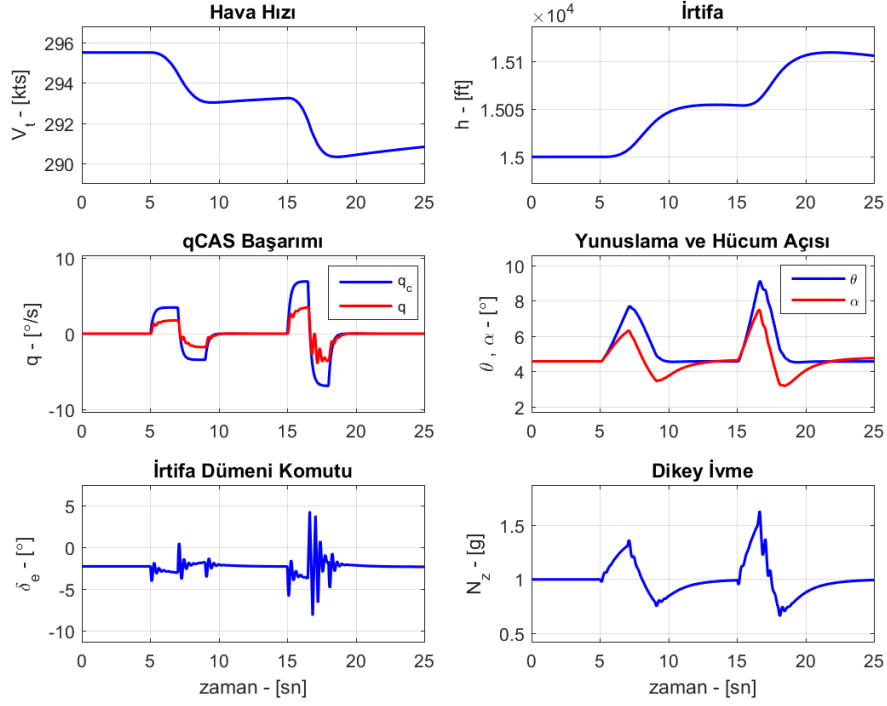
Şekil 5.9 qCAS testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



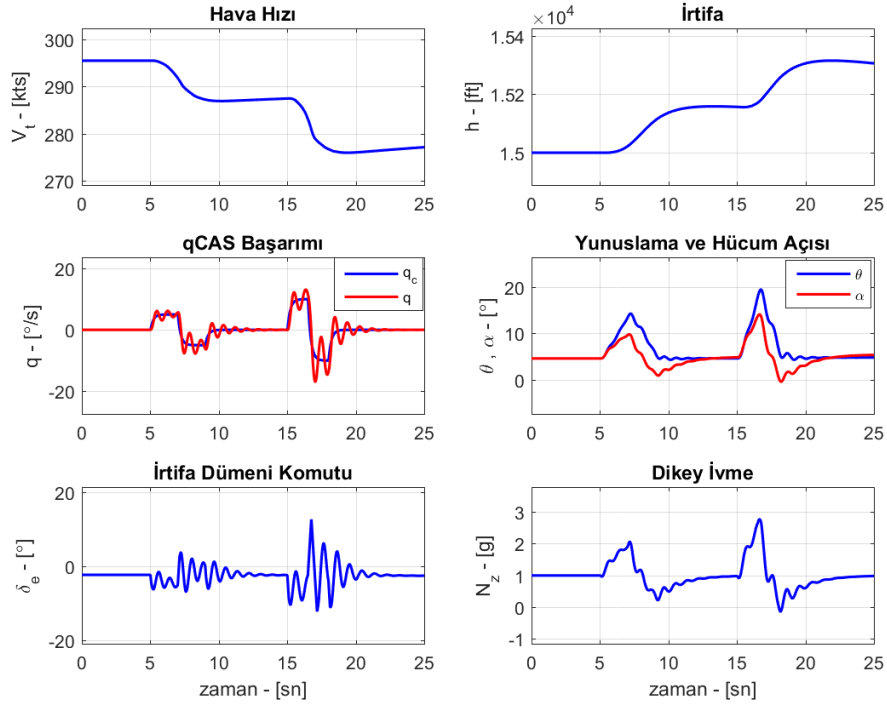
Şekil 5.10 Gürültü eklenmiş qCAS testi sonucu

- **Test-3 Kazanç Arttırma: q Sinyal Kazancının 2 Katına Çıkarılması**



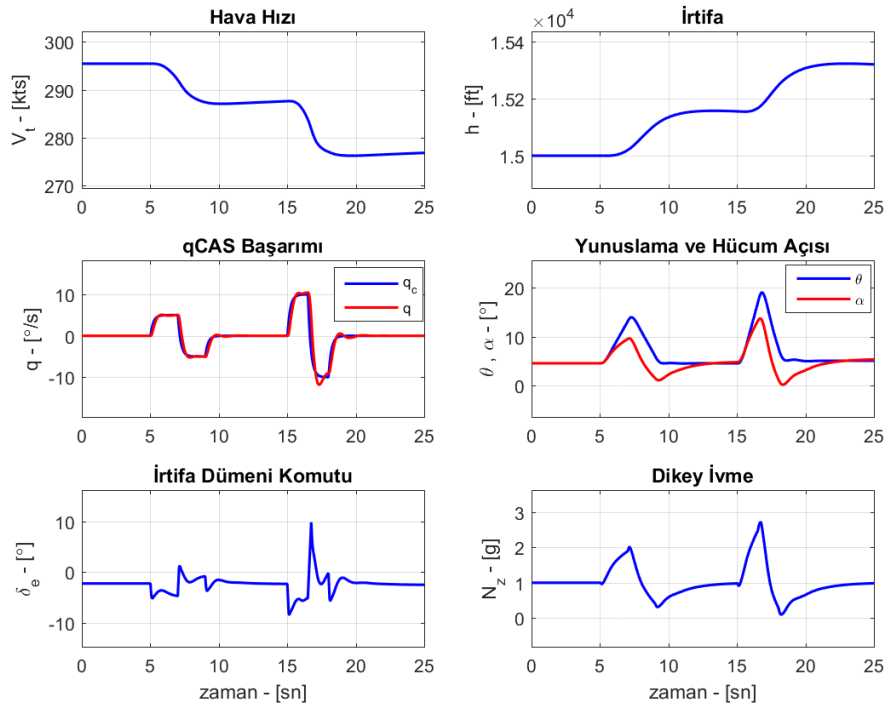
Şekil 5.11 q kazancı arttırılmış qCAS testi sonucu

- **Test-4 Gecikme Ekleme: q Sinyaline 75 msn Gecikme Eklenmesi**



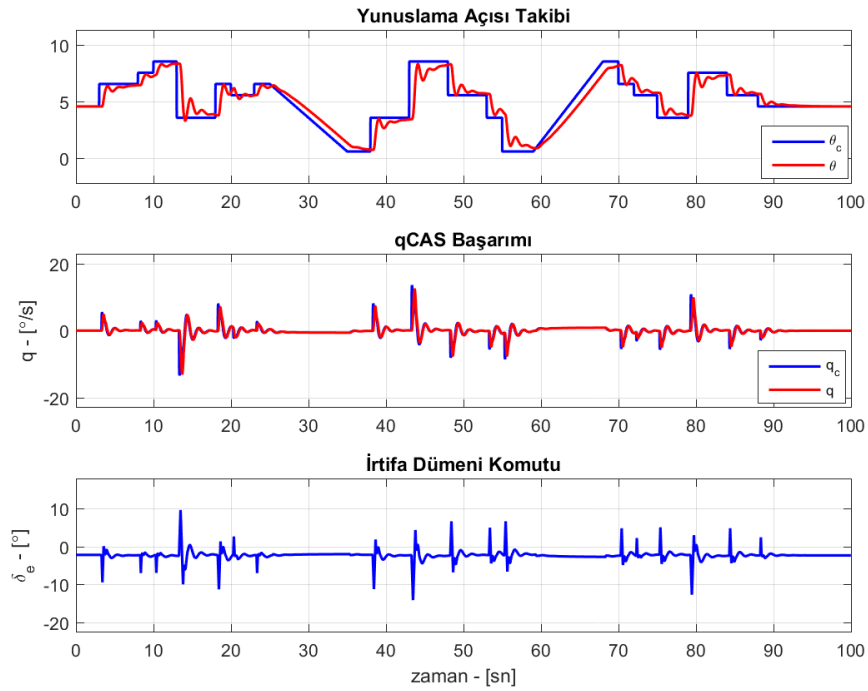
Şekil 5.12 Gecikme eklenmiş qCAS testi sonucu

- **Test-5 Model Hatası: C_{L_T} , C_{M_T} ve C_{N_T} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**



Şekil 5.13 Model hatası qCAS testi sonucu

- **Test-6: PIO Yatkinlık Testi**

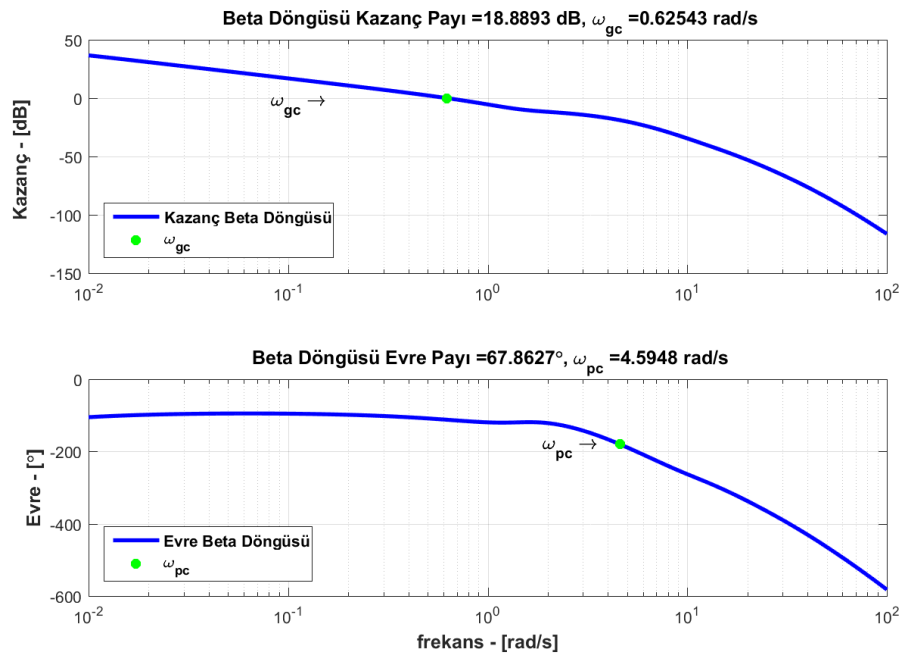


Şekil 5.14 qCAS PIO testi sonucu

Test sonuçlarına bakıldığında, qCAS tasarımının da başarılı olduğu ve ilgili bütün tasarım ölçütlerini karşıladığı ilk beş test adımında görülmektedir. Geri besleme sinyalinin kazancının artırılması (Şekil 5.11) ve gecikme eklenmesi test adımlarında (Şekil 5.12) sistemde salınımlar başlamış ancak kararsızlığa gitmeden sönümlenmiştir. Son test adımında Neal-Smith ölçütünde bulunan pilot modeli kullanılarak yunuslama açısı takip görevi yapılmıştır (Şekil 5.14). Kullanılan takip görevi MIL-DTL 9490E dokümanından alınmış olup gerçek uçuş testlerinde PIO testlerinde kullanılmaktadır. Pilot bu ani ve sürekli değişen görevi tasarlanan qCAS sistemi ile başarılı bir şekilde icra etmiş olup PIO koşulu da oluşmamıştır. Bu sonuçla birlikte SÜGÖNDE ile tasarlanan qCAS uçuş denetim sisteminin pilota destek sağlayarak zorlayıcı manevraları dahi başarılı bir şekilde yapabildiği benzetim çalışmalarında görülmektedir.

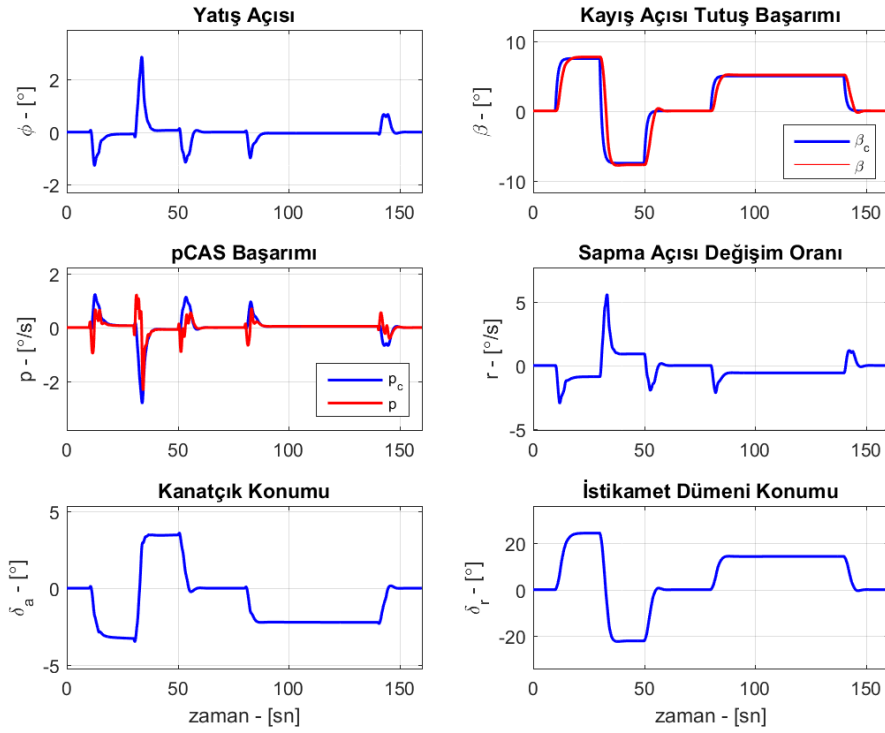
5.1.3 Kayış Açısı Tutuş Otopilotu Testleri

Kayış açısı tutuş otopilotu testi sırasında hava aracının denge koşulundaki mevcut hızı ile irtifasını koruduğu ve düz uçuşta olduğu öngörülmekte ve pilot tarafından gaz kolu komutu verilmemektedir. Bu kapsamda hava aracına pozitif ve negatif kayış açısı komutları gönderilmiş ve hava aracının tepkileri incelenmiştir. Kayış açısının frekans tepkisine bakıldığında (Şekil 5.15) gecikme payının yüksek olduğu görülmekte olup test için sisteme 1.5 sn gecikme eklenmiştir.



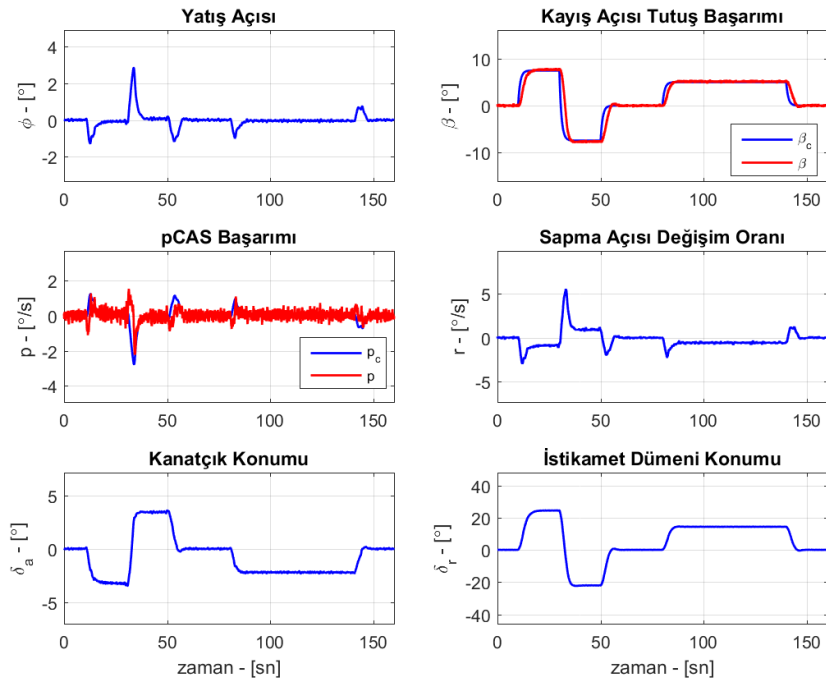
Şekil 5.15 β sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi

- **Test-1 Normal Koşullar: $\pm 7.5^\circ$, 5° β Açısı Komutu**



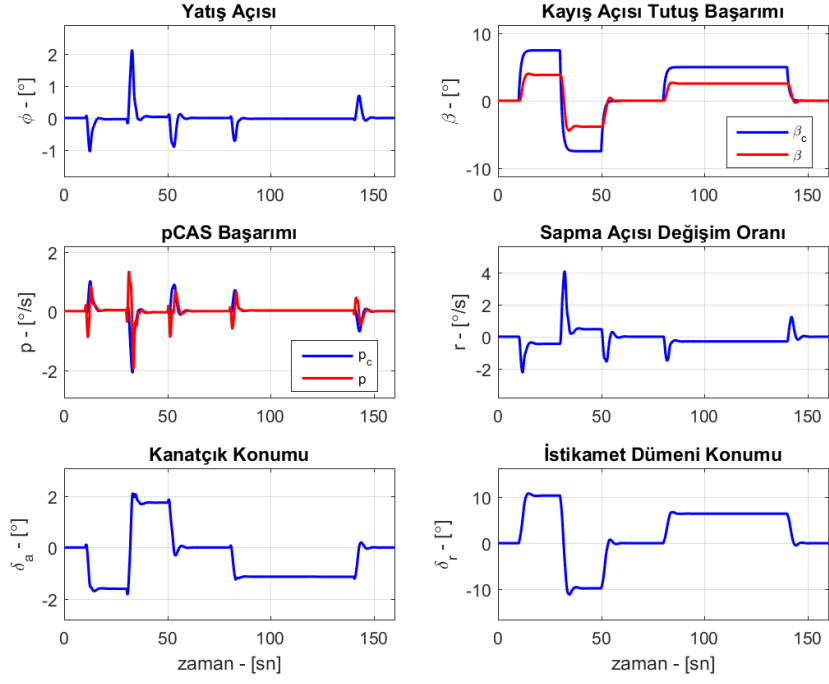
Şekil 5.16 Kayış açısı tutuş testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



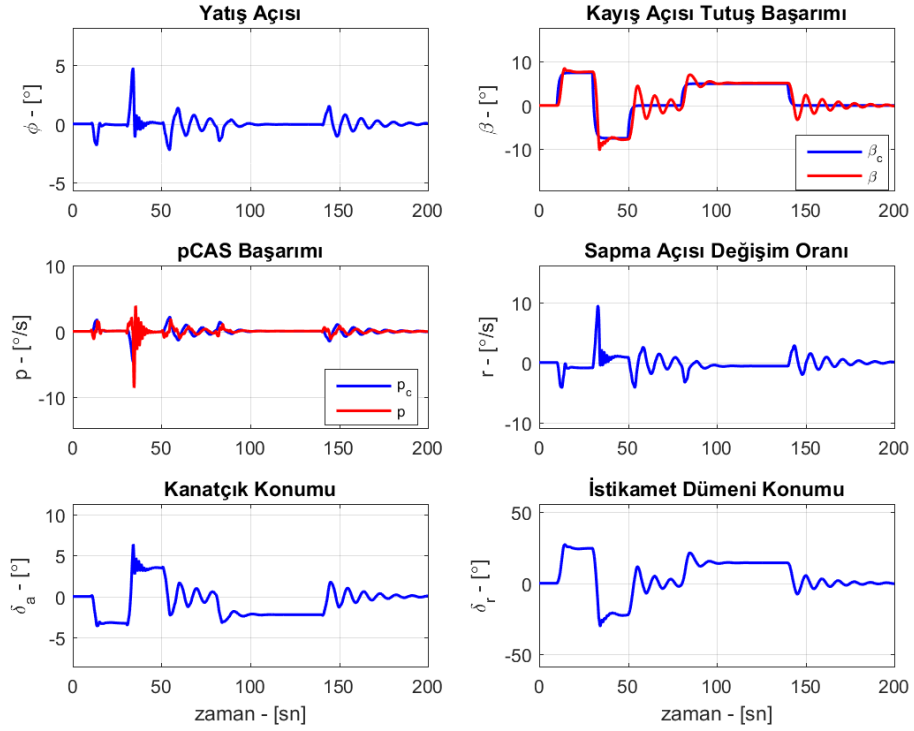
Şekil 5.17 Gürültü eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu

- **Test-3 Kazanç Arttırma: β Sinyal Kazancının 2 Katına Çıkarılması**



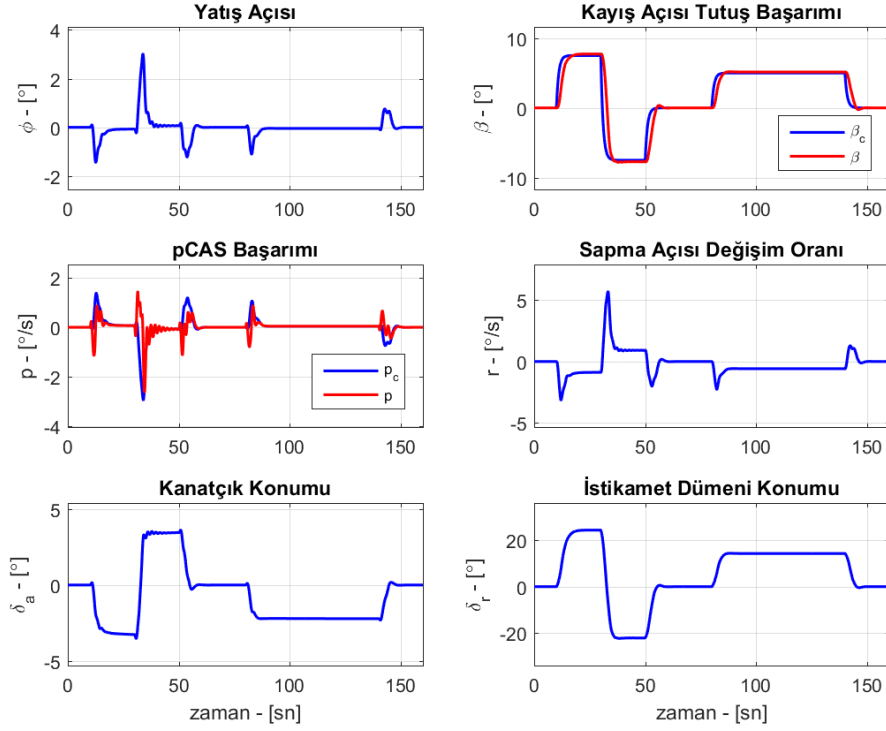
Şekil 5.18 β kazancı arttırılmış kayış açısı tutuş testi sonucu

- **Test-4 Gecikme Ekleme: β Sinyaline 1.5 sn Gecikme Eklenmesi**



Şekil 5.19 Gecikme eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu

- **Test-5 Model Hatası: C_{LT} , C_{MT} ve C_{NT} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**



Şekil 5.20 Model hatası eklenmiş kayış açısı tutuş testi sonucu

Kayış açısı tutuş otopilotu da test adımlarını başarılı bir şekilde tamamladığı görülmektedir. Uçuş sırasında çok kullanılmayan ancak özellikle inişte ya da mühimmat bırakımı gibi özel durumlarda kullanılabilecek bir uçuş denetim sistemi olan kayış açısı tutuş otopilotunun pilotun verdiği komutları yüksek başarı ile takip ettiği ve iş yükünü azalttığı görülmektedir. Diğer sistemlere nazaran daha yavaş bir cevaba sahip olan bu otopilotun gecikme payı da yüksek olup, sistemin 1.5 sn gecikme eklendiğinde dahi kararsızlığa gitmediği ve oluşan salınımların otopilot tarafından söndürüldüğü görülmektedir (Şekil 5.19). Yine diğer sistemlerde olduğu gibi tasarlanan denetleyicinin kararlılık, gürbüzlük, gürültü ve belirsizliklere karşı dayanım gibi tasarım sırasında kullanılan bütün ölçütleri sağlamış ve hedeflenen sonuca ulaşmıştır.

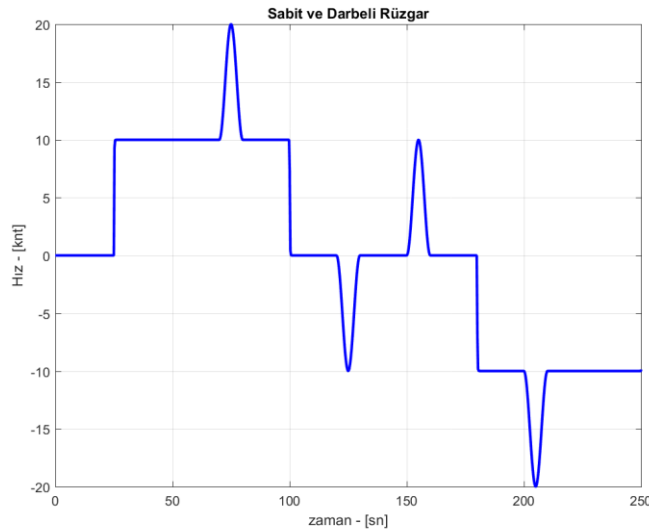
5.2 Yarı Otonom Uçuş Denetim Sistemi Başarım Sonuçları

Yarı otonom uçuş denetim sistemi kapsamında sırasıyla tasarlanmış olan hız tutuş, irtifa tutuş ve baş açısı tutuş otopilotlarının testleri yapılmıştır. Testler bütünleşik doğrusal olmayan model ile yapılmış olup dış döngülere iletilen komutların önüne hem iç döngülere ani ve yüksek komutlar gönderilmemesi hem oynar yüzeyleri

denetleyen servoların yüksek ve aşırı komutlarla yorulmaması hem de hava aracının limitler dâhilinde manevra yapabilmesi için komut hızı sınırlayıcısı ve Eş. 5.1'de verilmiş ön filtre konulmuştur [39][17].

$$G_{pre}(s) = \frac{0.5s + 1}{2s + 1} \quad (5.1)$$

Bu sayede çalışmanın mümkün olduğunca gerçekçi olması sağlanmıştır. Her bir otopilot testi altı adımdan oluşmakta olup öncelikle normal koşullarda pozitif ve negatif komutlar uygulanmıştır. İlk test adımının geri besleme sinyallerine gürültü eklenmesi ile yapılması ikinci test adımını, sabit ve darbeli rüzgâr eklenerek yapılması ise üçüncü test adımını oluşturmaktadır. Kullanılan gürültü büyüklükleri bir önceki bölümde verilmiştir. Rüzgârlı testler için uçağın burnundan kanadından ve uçağa dikey olacak şekilde hem sabit hem de darbeli rüzgâr (gust) oluşturularak doğrusal olmayan modele eklenmiştir (Şekil 5.21) . Darbeli rüzgâr için literatürde olan $1 - \cos$ şeklindeki rüzgâr kullanılmıştır [1].



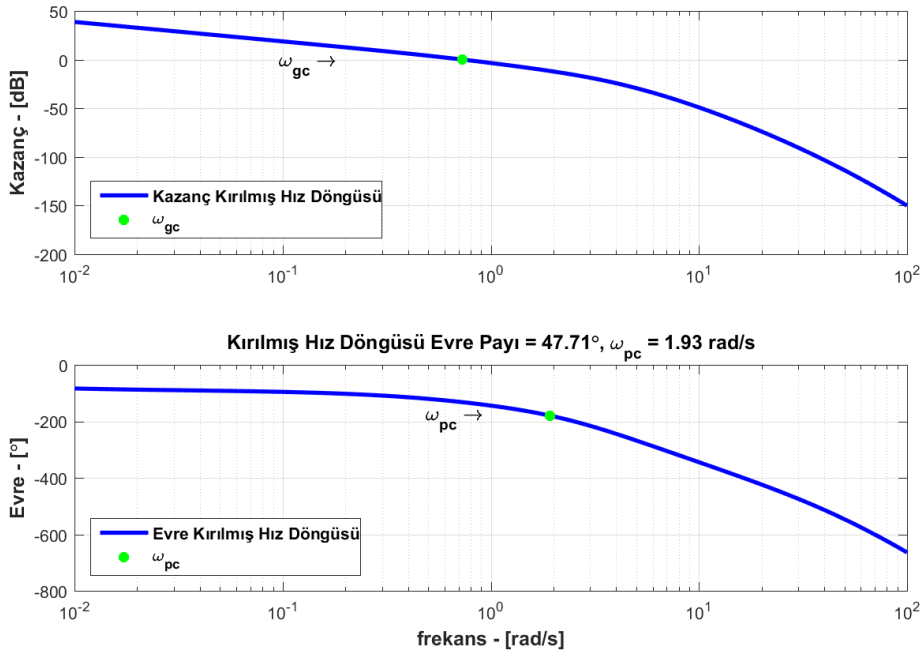
Şekil 5.21 Kullanılan sabit ve darbeli rüzgâr

Tasarlanan otopilotların kararlılık ve gürbüzlük analizlerinin doğrulanması adına dördüncü adımda geri besleme sinyalinin kazancı artırılmış, beşinci adımda ise gecikme eklenmiştir. Son test adımında ise sistemin belirsizliklere ve model hatalarına karşı dayanımını görmek adına doğrusal olmayan bütünleşik modelde aerodinamik moment katsayıları (C_{LT}, C_{MT}, C_{NT}) %25 oranında değiştirilerek aynı test adımı tekrarlanmıştır.

Tasarlanana bütünleşik model ve otopilot içerisinde kullanılan birimler MKS birim sistemine ait olup ilgili otopilot testlerinin grafiklerinde havacılıkta kullanılan hız birimi “knot” ve uzunluk birimi “feet” kullanılmıştır.

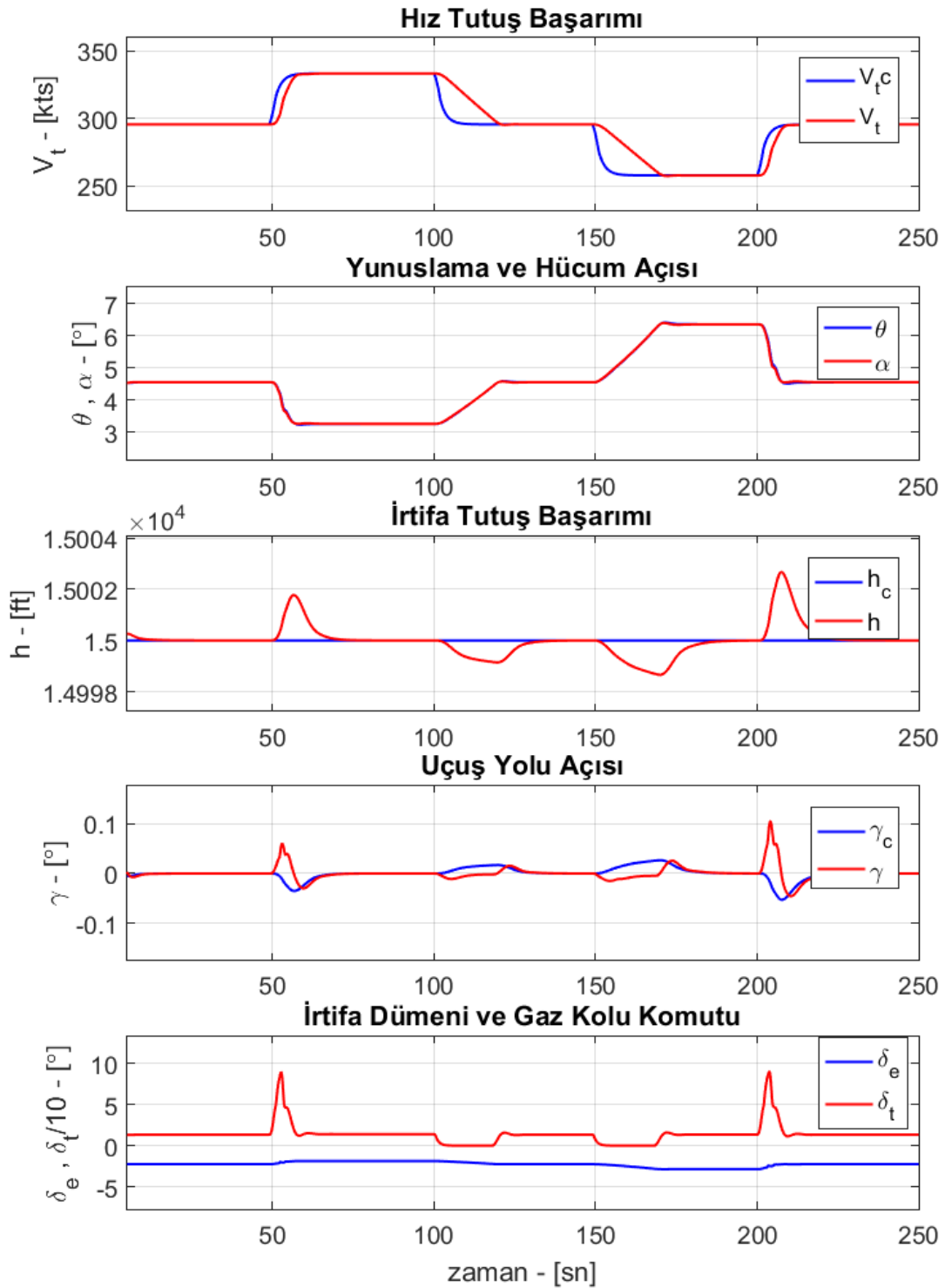
5.2.1 Hız Tutuş Otopilotu

Hız tutuş otopilotunun testi sırasında hava aracı sabit irtifada ve düz uçuşta olup, $\pm 20 m/s$ hız komutları uygulanmıştır. Test sırasında irtifa tutuş otopilotu ve baş açısı tutuş otopilotu da aktif olarak çalışmakta ve bağlı etkilerden dolayı hava aracının denge konumundan uzaklaşmasını önlemektedir. Zaman gecikmesi testinde hava hızı sinyalinin (V_t) kırılmış açık döngü frekans tepkisine bakıldığında gecikme payının yaklaşık $1.13 sn$ olduğu görülmektedir. Bu sebeple testte $1 sn$ gecikme kullanılmıştır. Ayrıca grafiklerde gaz kolu komutu daha net görülebilmesi için $[0 - 10]$ aralığında çizdirilmiştir.



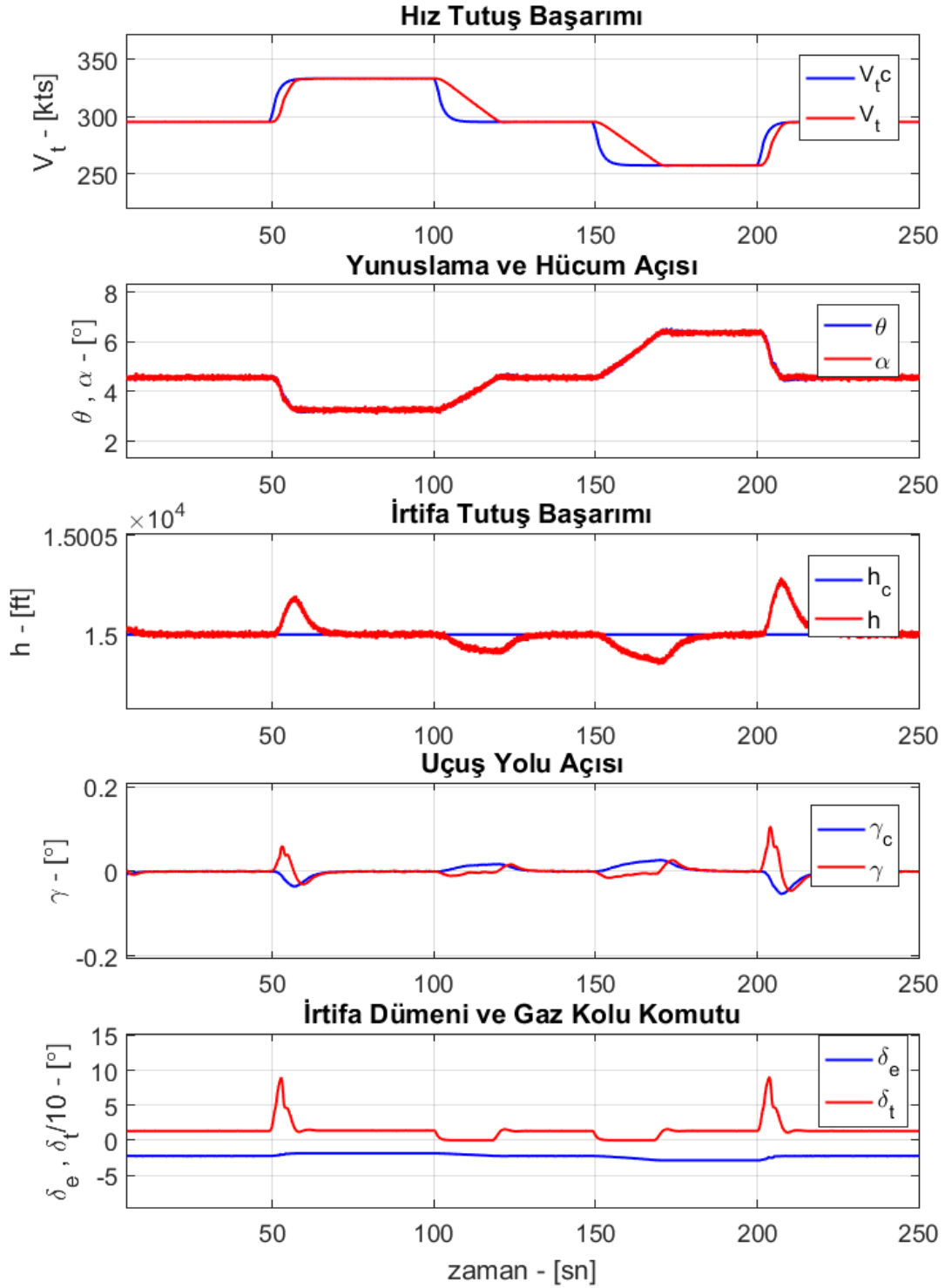
Şekil 5.22 V_t sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi

- **Test-1 Normal Koşullar: ± 40 knt Hız Komutu**



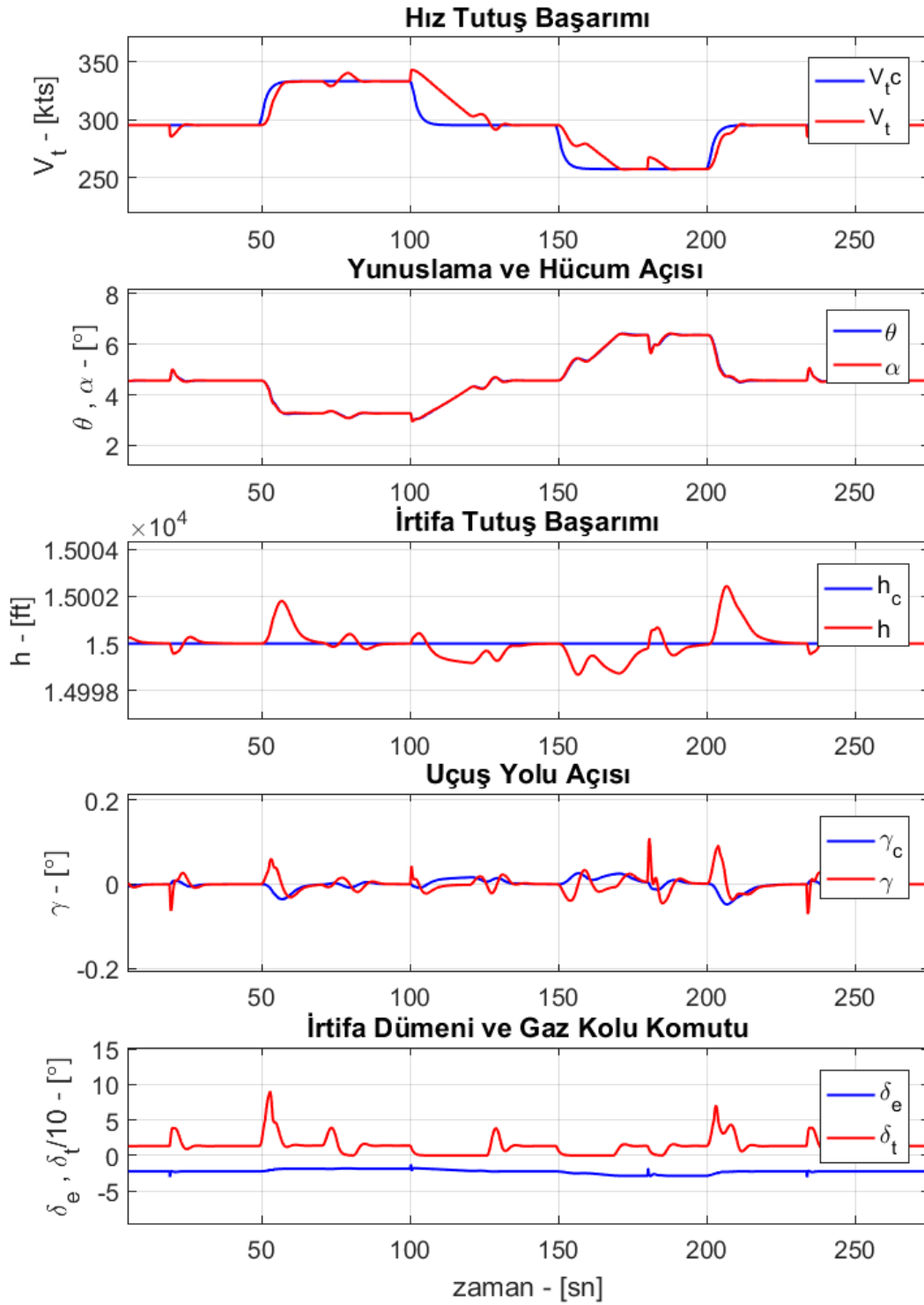
Şekil 5.23 Hız tutuş testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



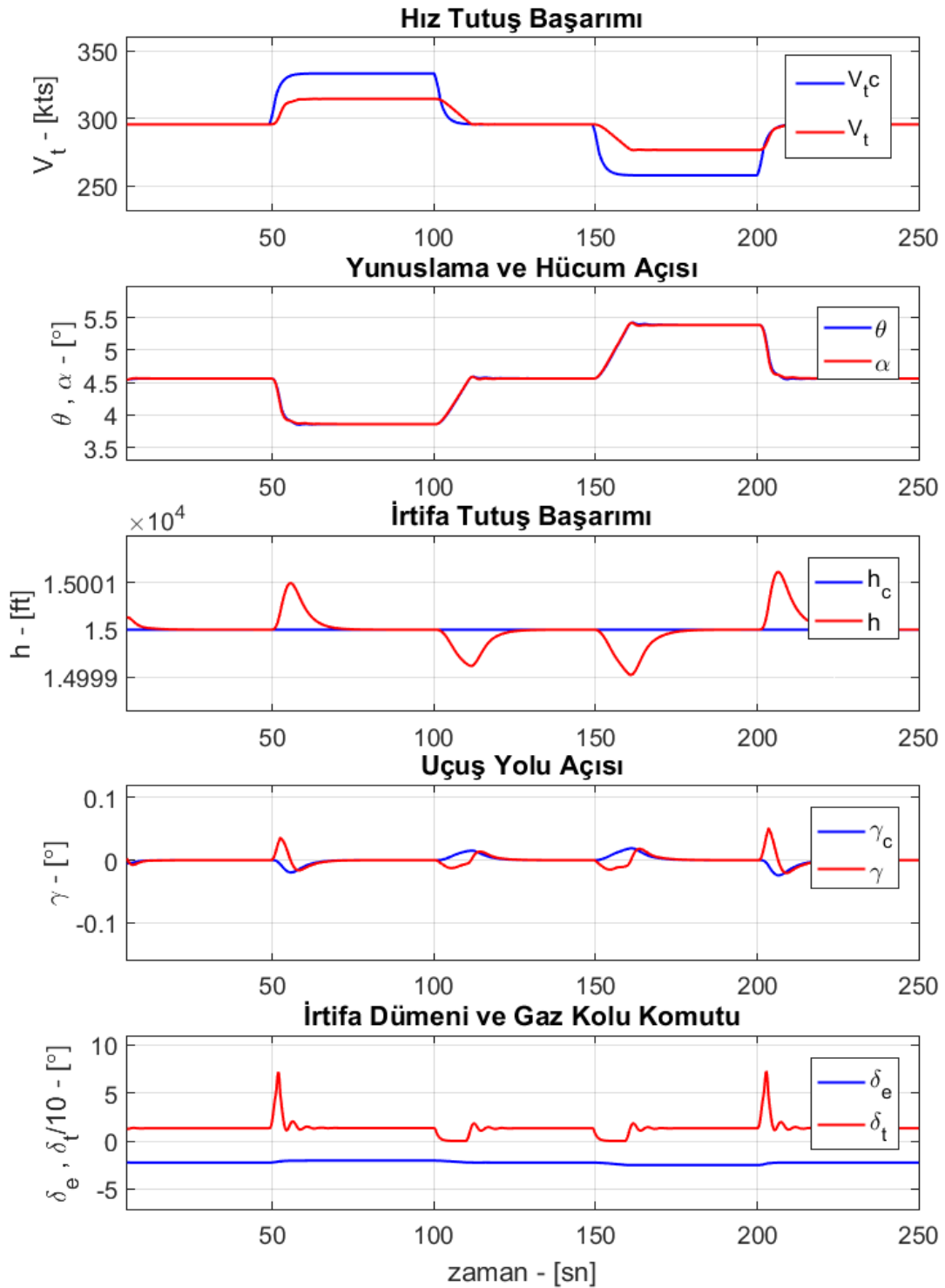
Şekil 5.24 Gürültü eklenmiş hız tutuş testi sonucu

- **Test-3 Rüzgâr Ekleme: ± 10 kts Sabit ve Darbeli Rüzgâr**



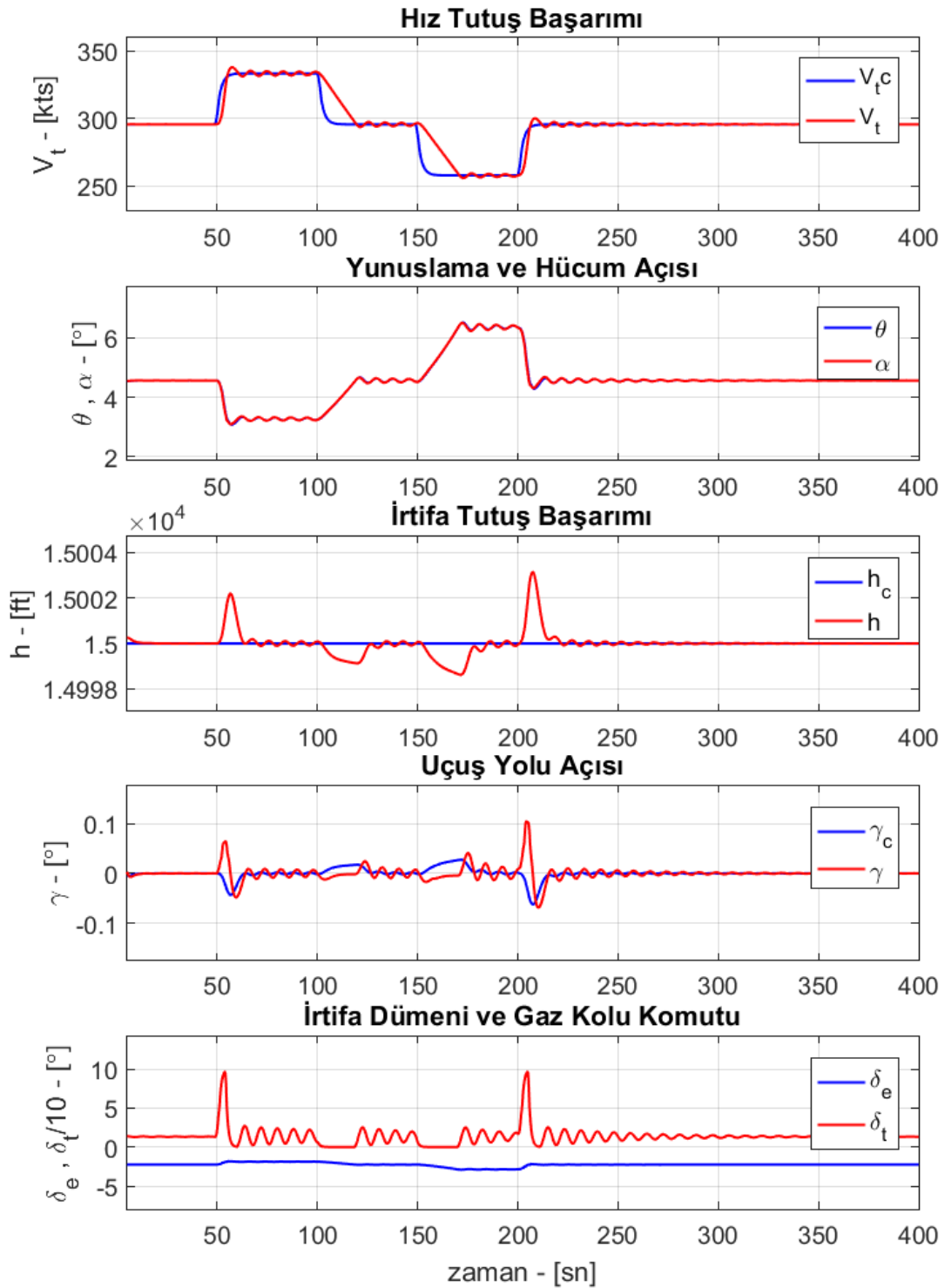
Şekil 5.25 Rüzgâr eklenmiş hız tutuş testi sonucu

- **Test-4 Kazanç Arttırma: V_t Sinyal Kazancının 2 Katına Çıkarılması**



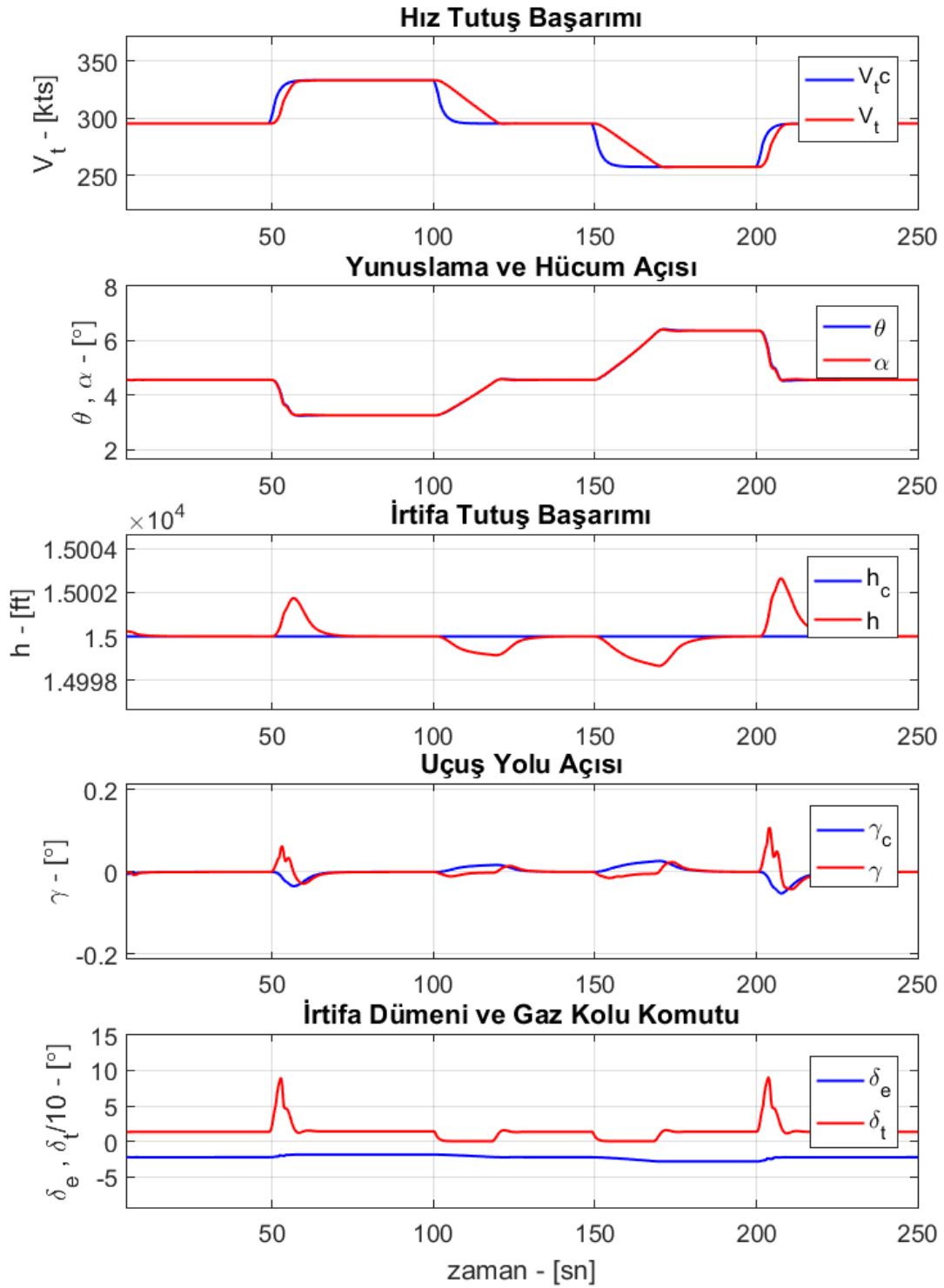
Şekil 5.26 V_t sinyali kazancı artırılmış hız tutuş testi sonucu

- **Test-5 Kazanç Arttırma: V_t Sinyaline 1 sn Gecikme Eklenmesi**



Şekil 5.27 Gecikme eklenmiş hız tutuş testi sonucu

- **Test-6 Model Hatası: C_{LT} , C_{MT} ve C_{NT} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**

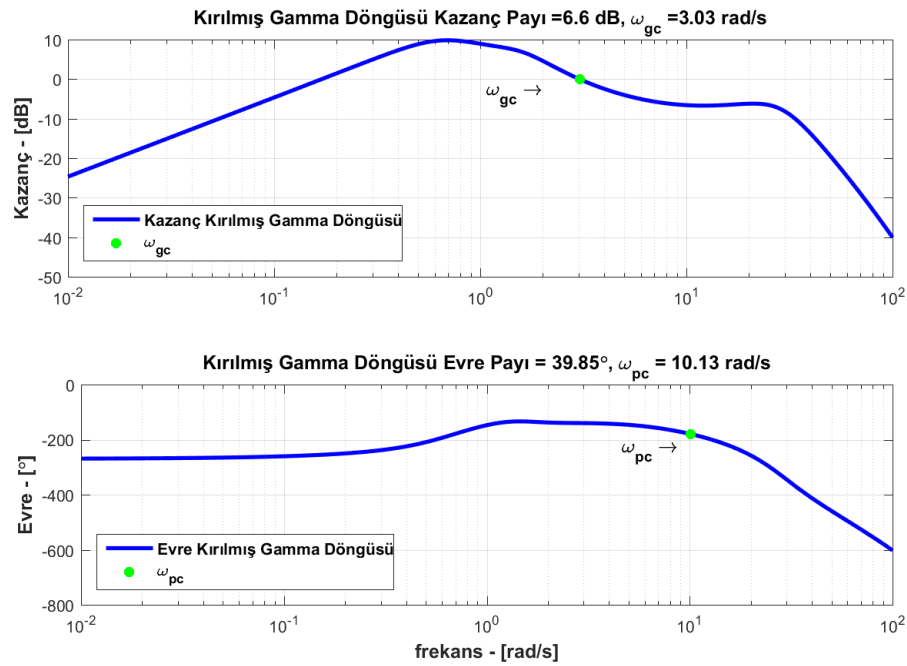


Şekil 5.28 Model hatası eklenmiş hız tutuş testi sonucu

Hız tutuş testlerine bakıldığında bütün test adımlarında hedeflenen değerlere ulaşıldığı görülmektedir. Hız komutu verildiğinde irtifada meydana gelen aşımalar irtifa tutuş otopilotunun aktif olması sebebiyle sönümlenmiştir (Şekil 5.23). Gürültülü ve Rüzgârlı test adımlarında oluşan bozucu etkiler hız tutuş denetleyicisi ile bastırılmış ve herhangi bir kararlılık kaybı yaşanmamıştır (Şekil 5.24, Şekil 5.25). Geri besleme sinyaline kazanç ve gecikme ekleme testlerinde de, tasarımda kullanılan kararlılık ölçütlerini sağladığı görülmektedir (Şekil 5.26, Şekil 5.27). Sistemin model hatalarına karşı da oldukça gürbüz olduğu açıkça görülmektedir (Şekil 5.28). Bütün bu test sonuçları kapsamında tasarım sırasında hedeflenen bütün ölçütlerin sağlandığı görülmektedir.

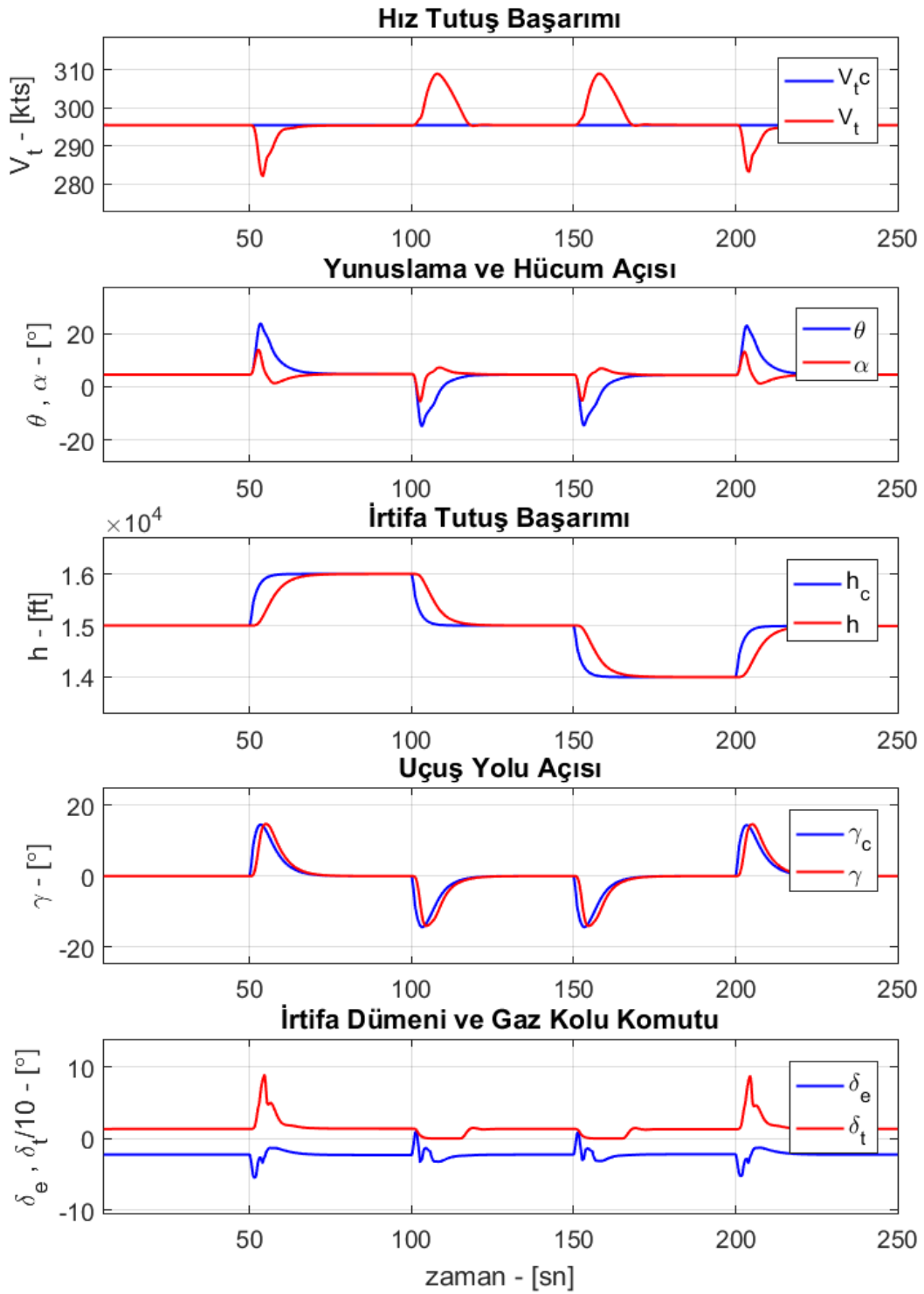
5.2.2 İrtifa Tutuş Otopilotu

Bir önceki test adımında olduğu gibi irtifa tutuş otopilotu testlerinde de hız tutuş ve baş açısı tutuş otopilotları aktif olarak çalışmaktadır. Hava aracı denge konumuna ait sabit hız ve baş açısında uçarken $\pm 1000 ft$ irtifa komutu gönderilir. Zaman gecikmesi test adımında uçuş yolu açısı sinyalinin kırılmış açık döngü frekans tepkisine bakılarak $200 msn$ gecikme eklenmiştir (Şekil 5.29). Rüzgâr testlerde ise hava aracının irtifasını bozacak sabit ve darbeli rüzgâr kullanılmıştır. Rüzgâr yönü irtifa tutuşu etkileyecek şekilde dikey yönde verilmiştir.



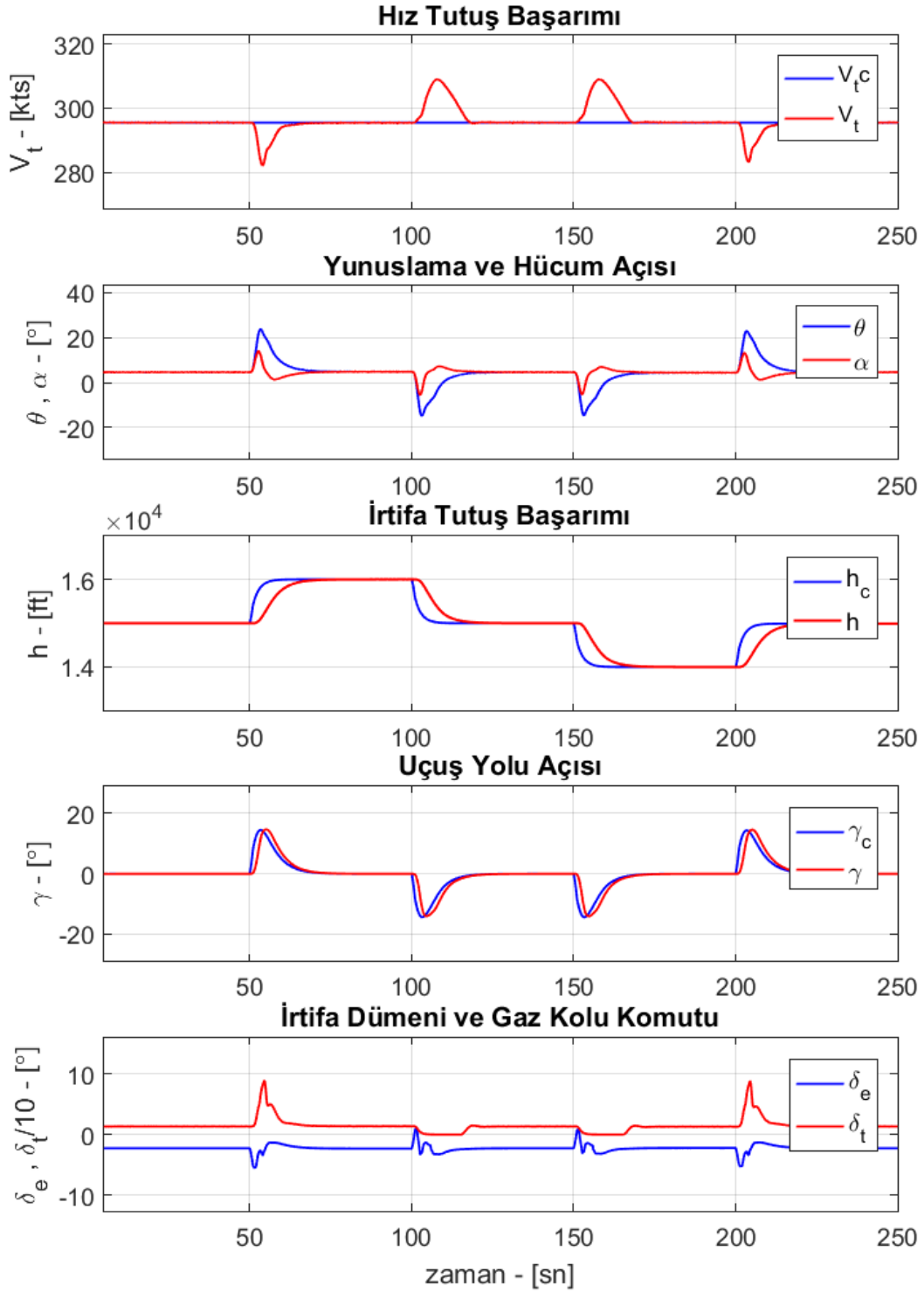
Şekil 5.29 γ sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi

- **Test-1 Normal Koşullar: ± 1000 ft İrtifa Komutu**



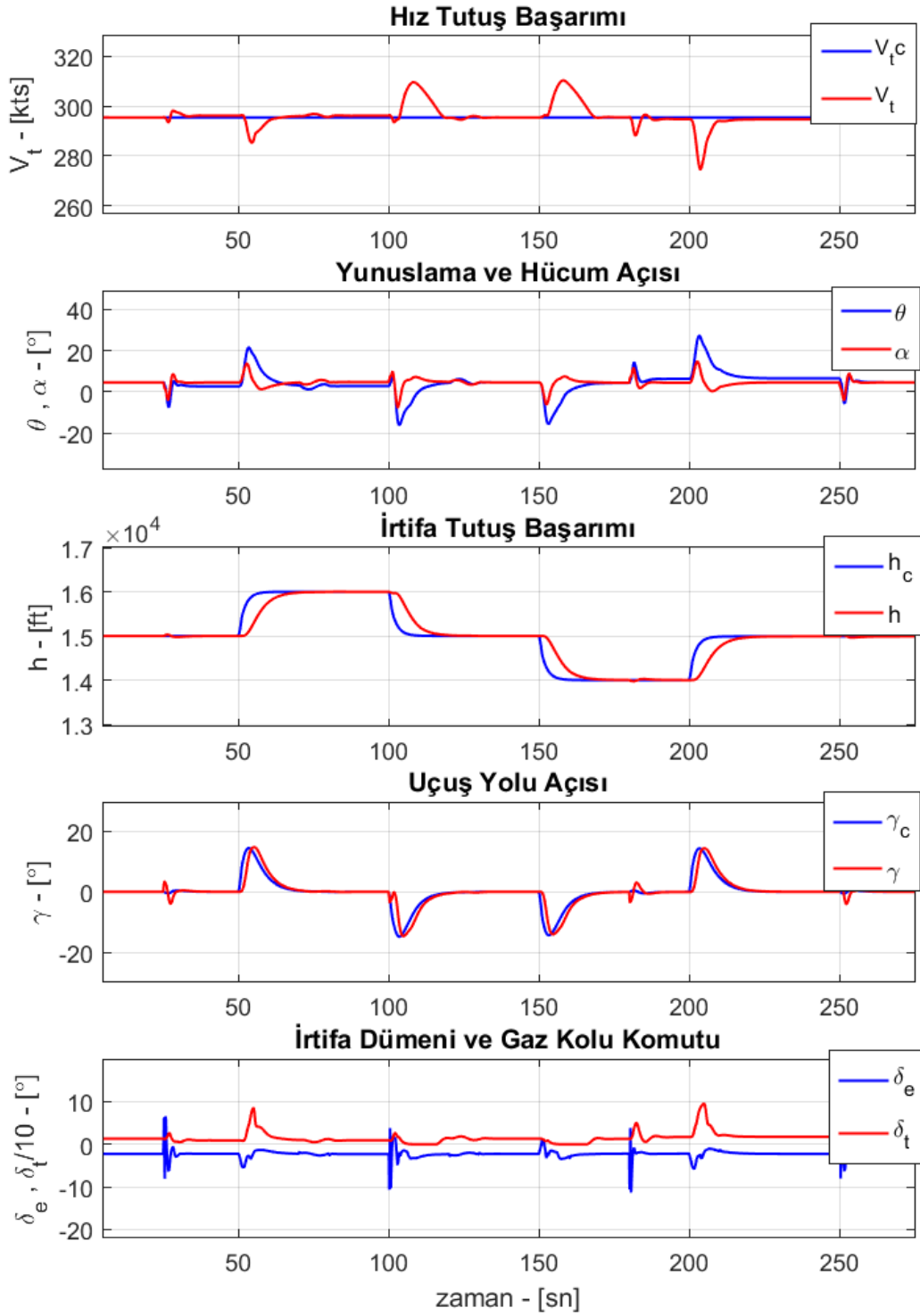
Şekil 5.30 İrtifa tutuş testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



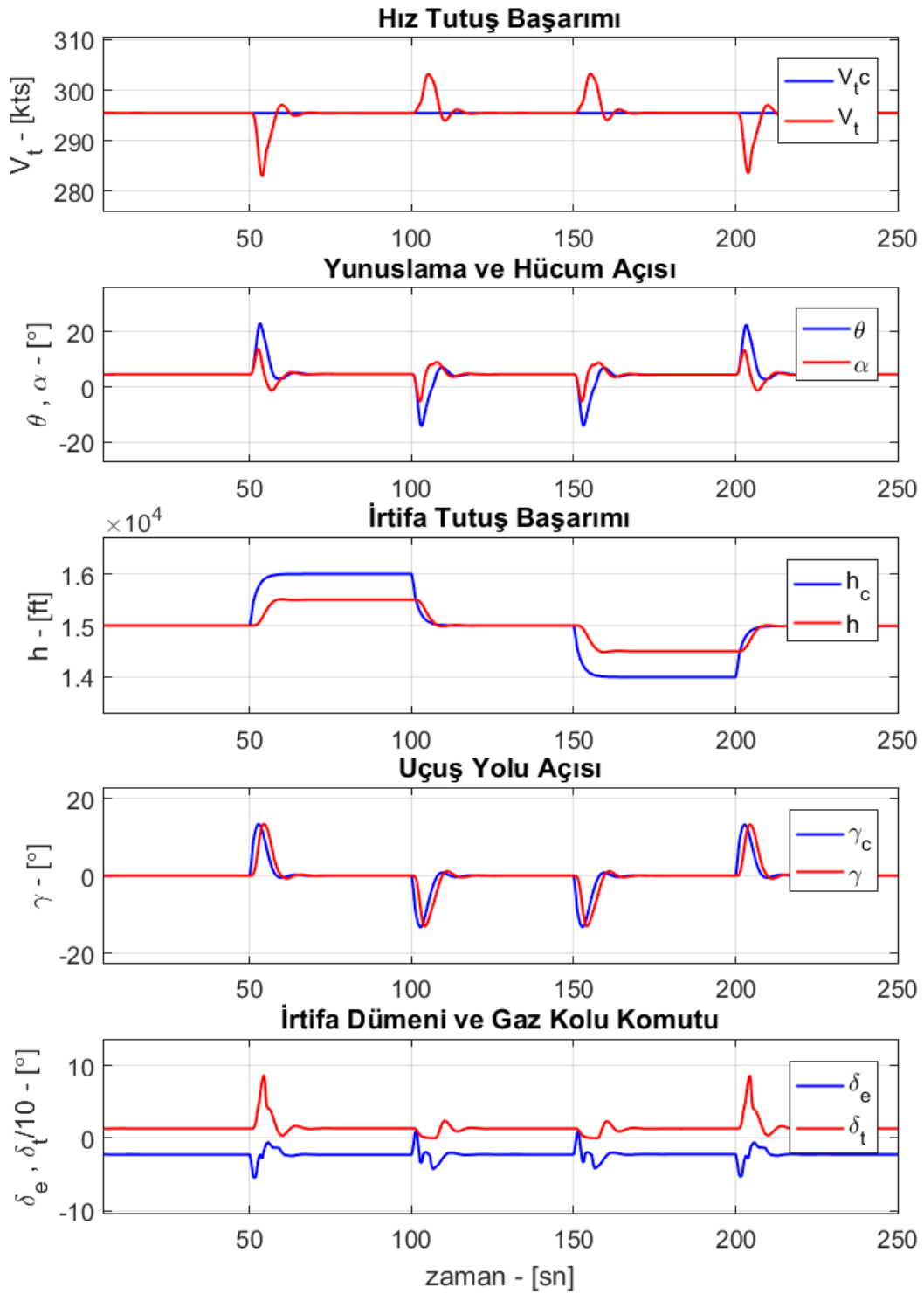
Şekil 5.31 Gürültü eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu

- **Test-3 Rüzgâr Ekleme**



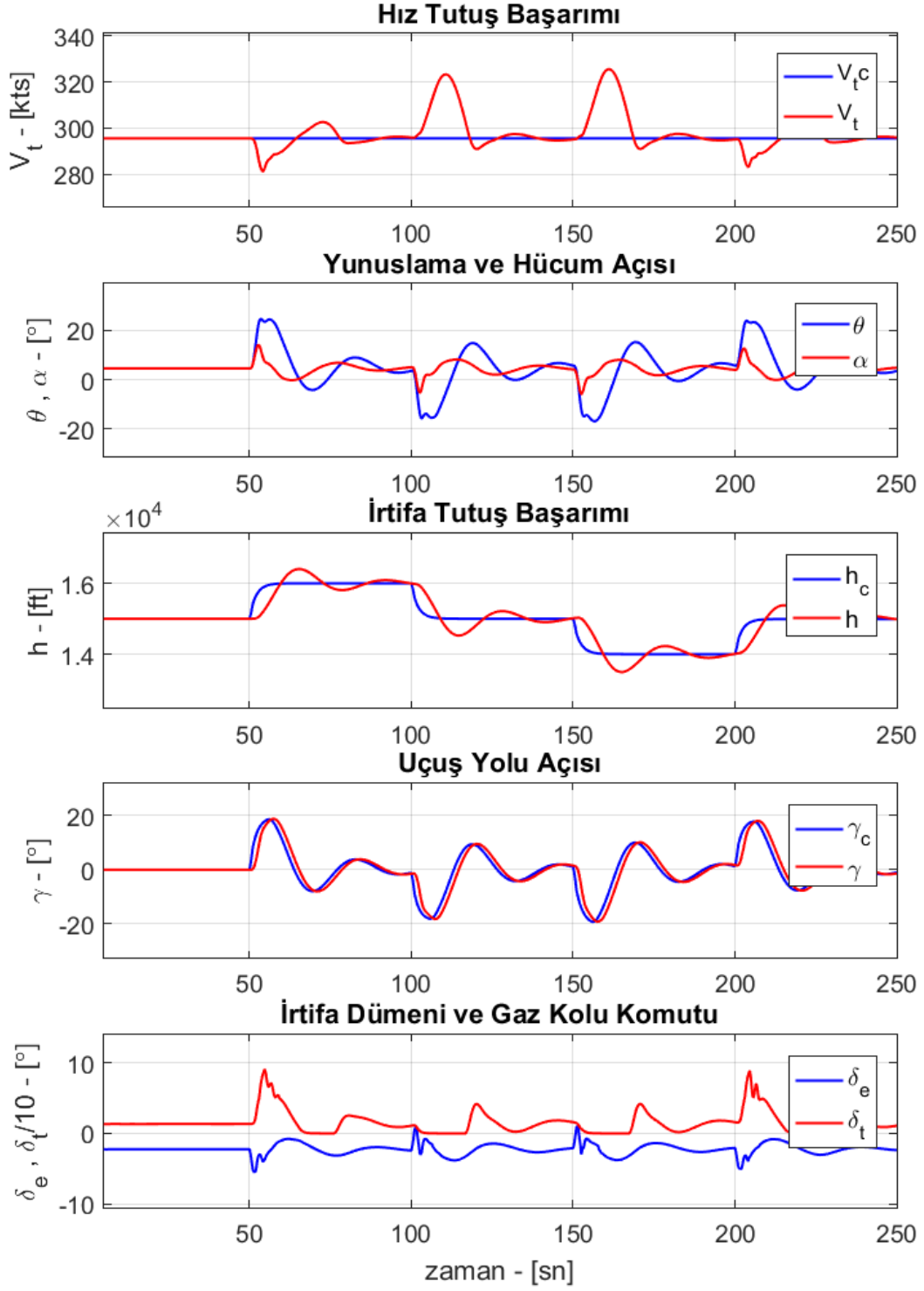
Şekil 5.32 Rüzgâr eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu

- **Test-4 Kazanç Arttırma: γ Sinyalinin Kazancı 2 Kat Arttırılması**



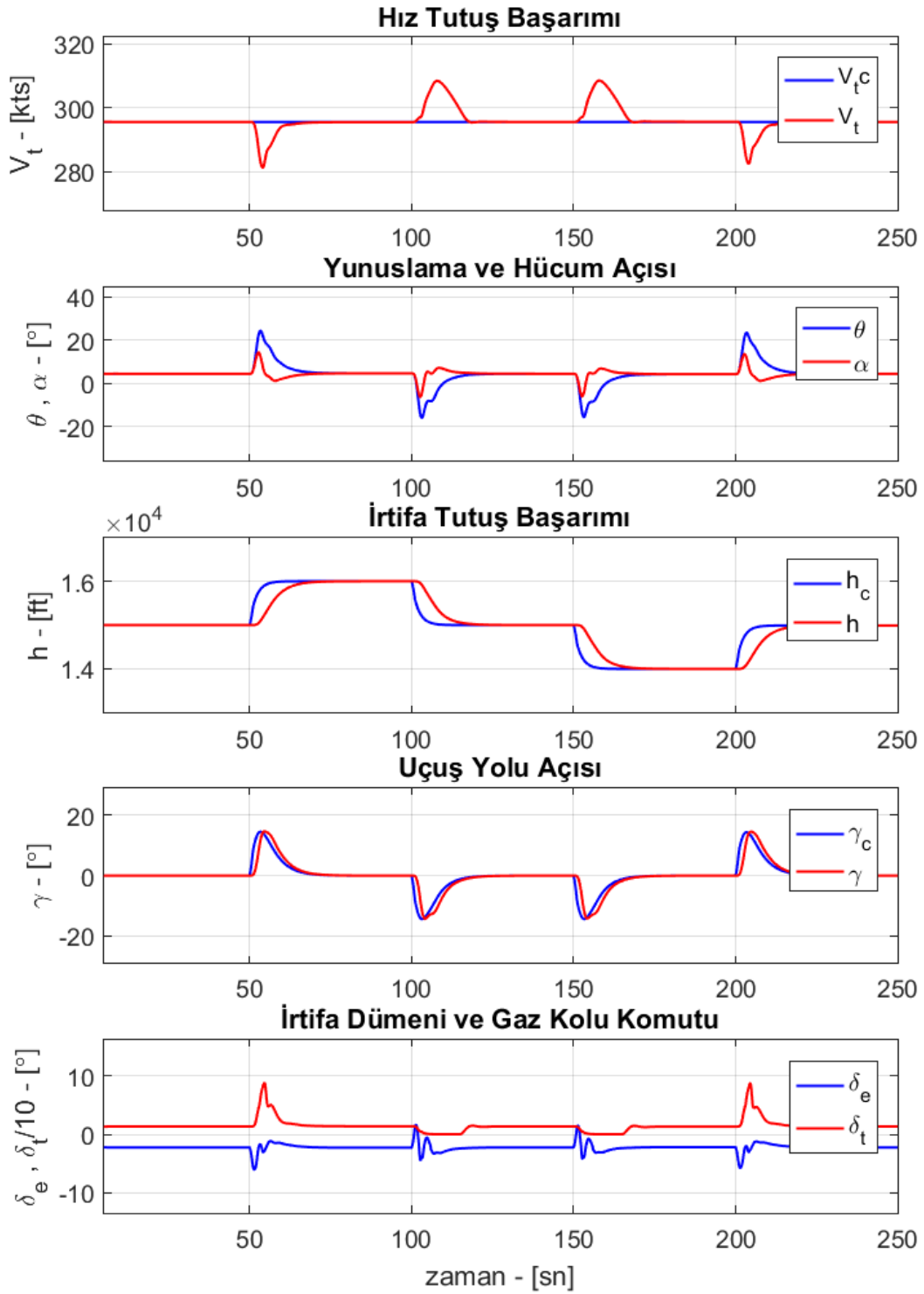
Şekil 5.33 γ sinyali kazancı arttırılmış irtifa tutuş testi sonucu

- **Test-5 Gecikme Ekleme: γ Sinyaline 200 msn Gecikme Eklenmesi**



Şekil 5.34 Gecikme eklenmiş irtifa tutuş testi sonucu

- **Test-6 Model Hatası: C_{L_T} , C_{M_T} ve C_{N_T} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**

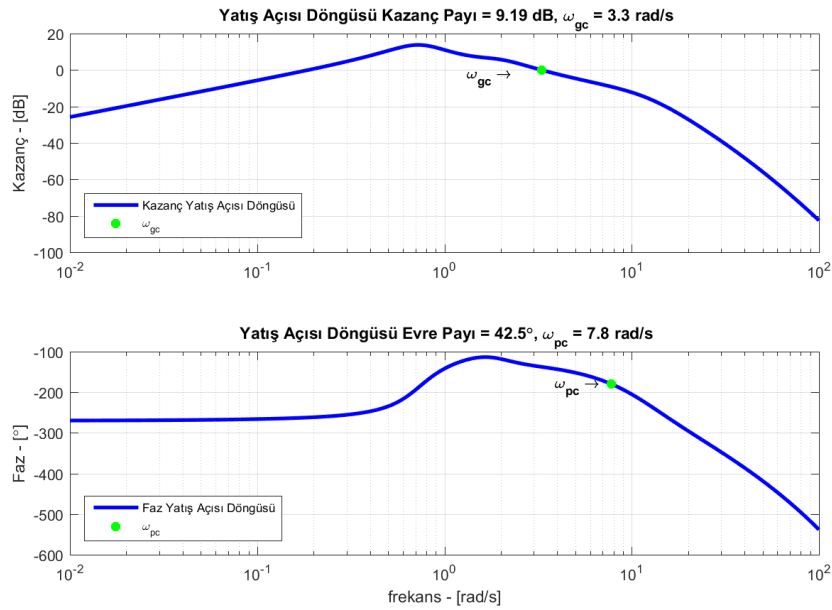


Şekil 5.35 Model hatası irtifa tutuş testi sonucu

İrtifa tutuş sırasında hava aracının yunuslama ve hücum açılarının değişmesi sebebiyle hızda aşımalar meydana gelmiş ancak hız tutuş otopilotu aktif olduğu için bu aşımları sönümlenmiştir. Bu durum bağlı dinamiklerin birbirini etkilemesinden kaynaklı olup hız tutuş otopilotu tarafından bozucu bir etki olarak algılanmakta ve tepki verilmektedir. İrtifa tutuş otopilotunun daha hızlı tepki vermesi sağlanabilir ancak hız tutuş ta meydana gelen bozucu etkiler ve aşımlarda artacak ve hava aracı denge konumundan uzaklaşacaktır. Çoklu döngü denetleyici tasarımı yapısında bağlı dinamiklerin birbirini minimum seviyede etkilemesini ve tasarım sırasında kullanılan ölçütleri sağlayabilmek adına en iyi çözüm dengeli bir kazanç ayarı yapılmasına bağlıdır. Bu bakış açısıyla ilgili denetleyicilerin tasarımı yapılmış ve hedeflenen ölçüt karşılanmıştır.

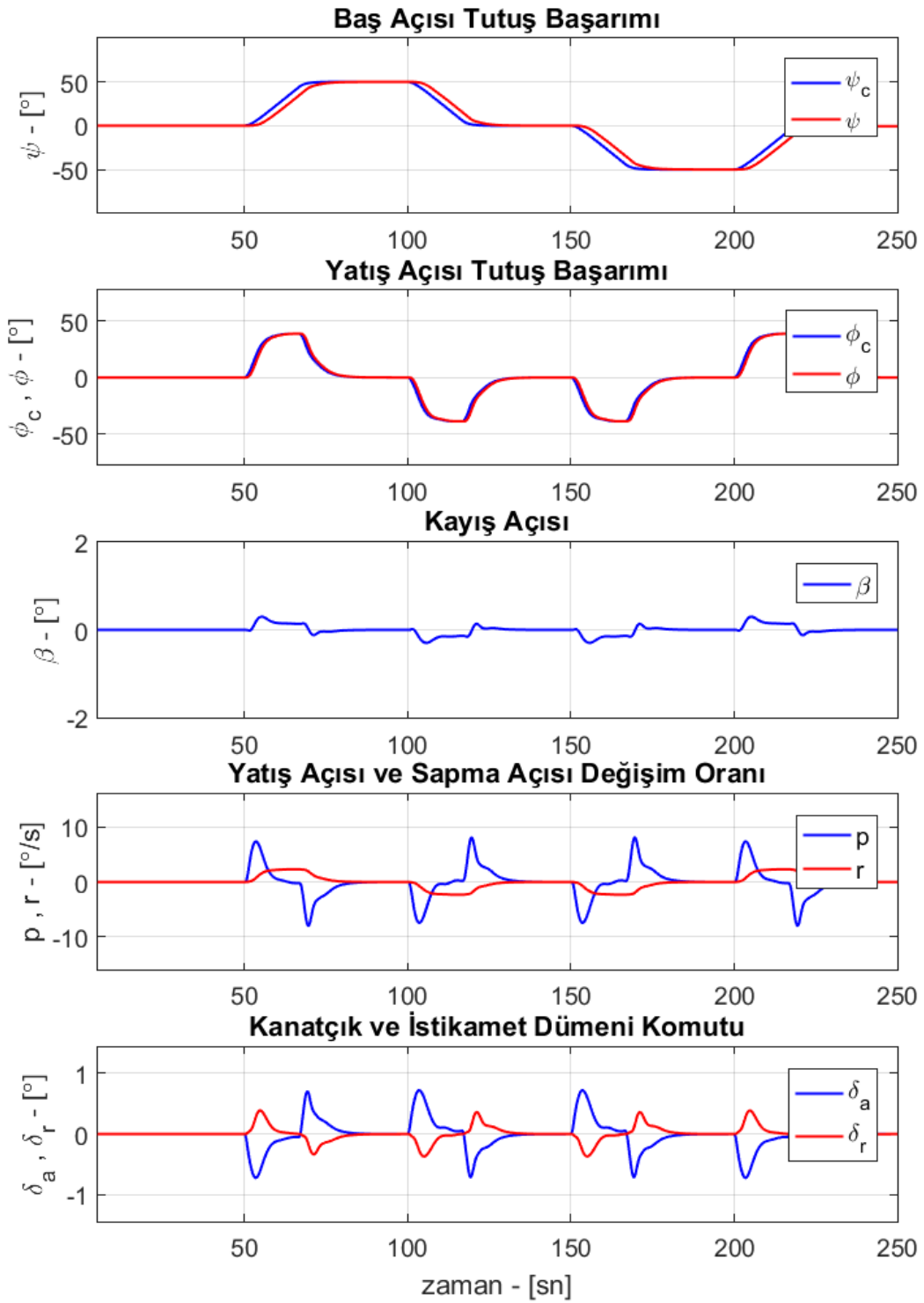
5.2.3 Baş Açısı Tutuş Otopilotu

Baş açısı tutuş otopilotu testinde de diğer testlerde olduğu gibi hız tutuş ve irtifa tutuş otopilotu aktif olarak çalışmakta ve hava aracının sabit hız ve irtifa da uçuşunu gerçekleştirmektedir. Test sırasında pozitif ve negatif yönde baş açısı komutları verilmiş ve hava aracının bu komutları takip etmesi beklenmiştir. Rüzgârlı testlerde hava aracının sağ kanattan rüzgârlı aldığı durumlarda başarımı görülmüştür. Kararlılık analizleri doğrulama testi kapsamında yatış açısı sinyalinin kazancı artırılmış ve frekans tepkisine bağlı olarak 200 msn gecikme eklenmiştir.



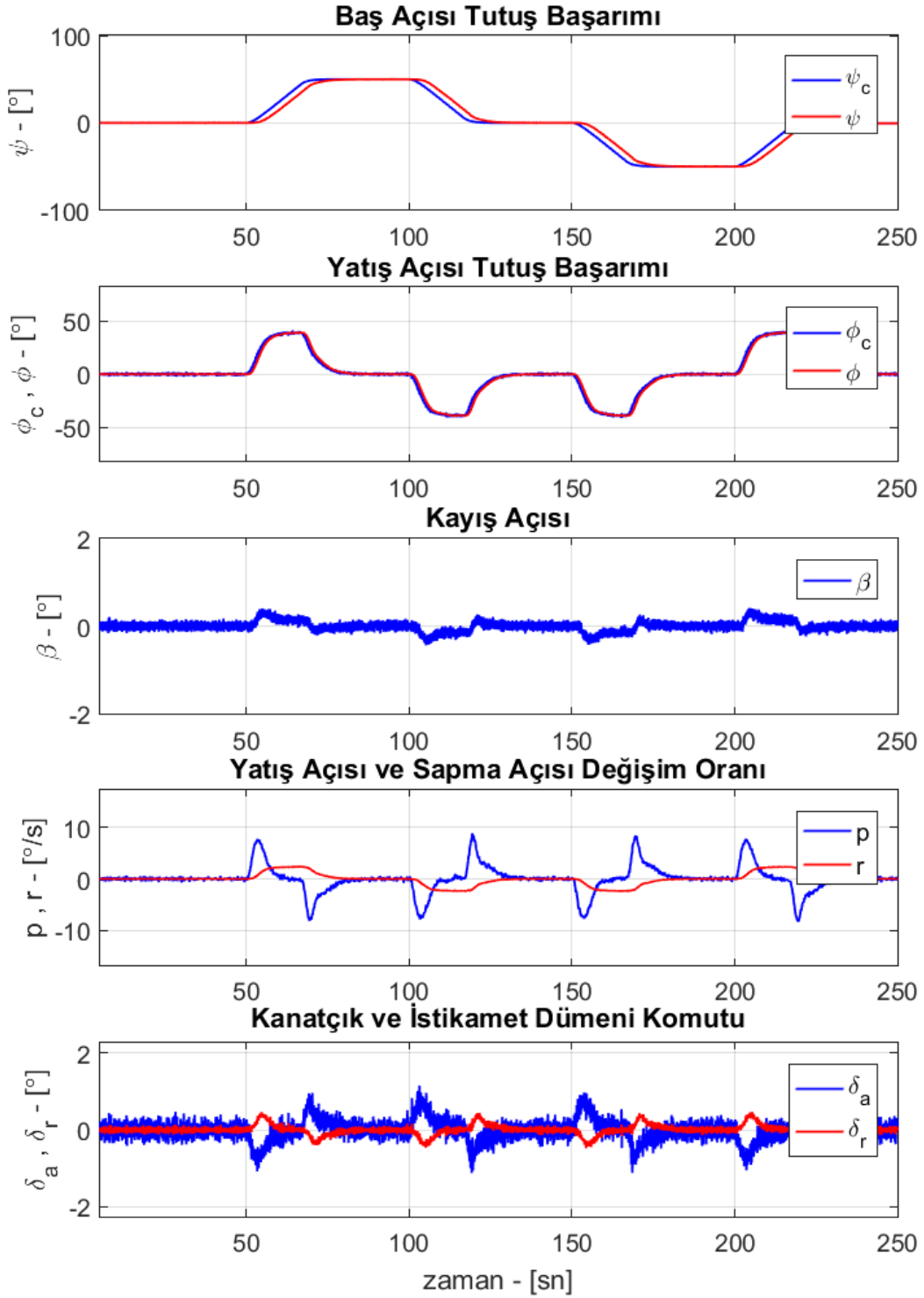
Şekil 5.36 ϕ sinyali, kırılmış açık döngü frekans tepkisi

- **Test-1 Normal Koşullar: $\pm 50^\circ$ Baş Açısı Komutu**



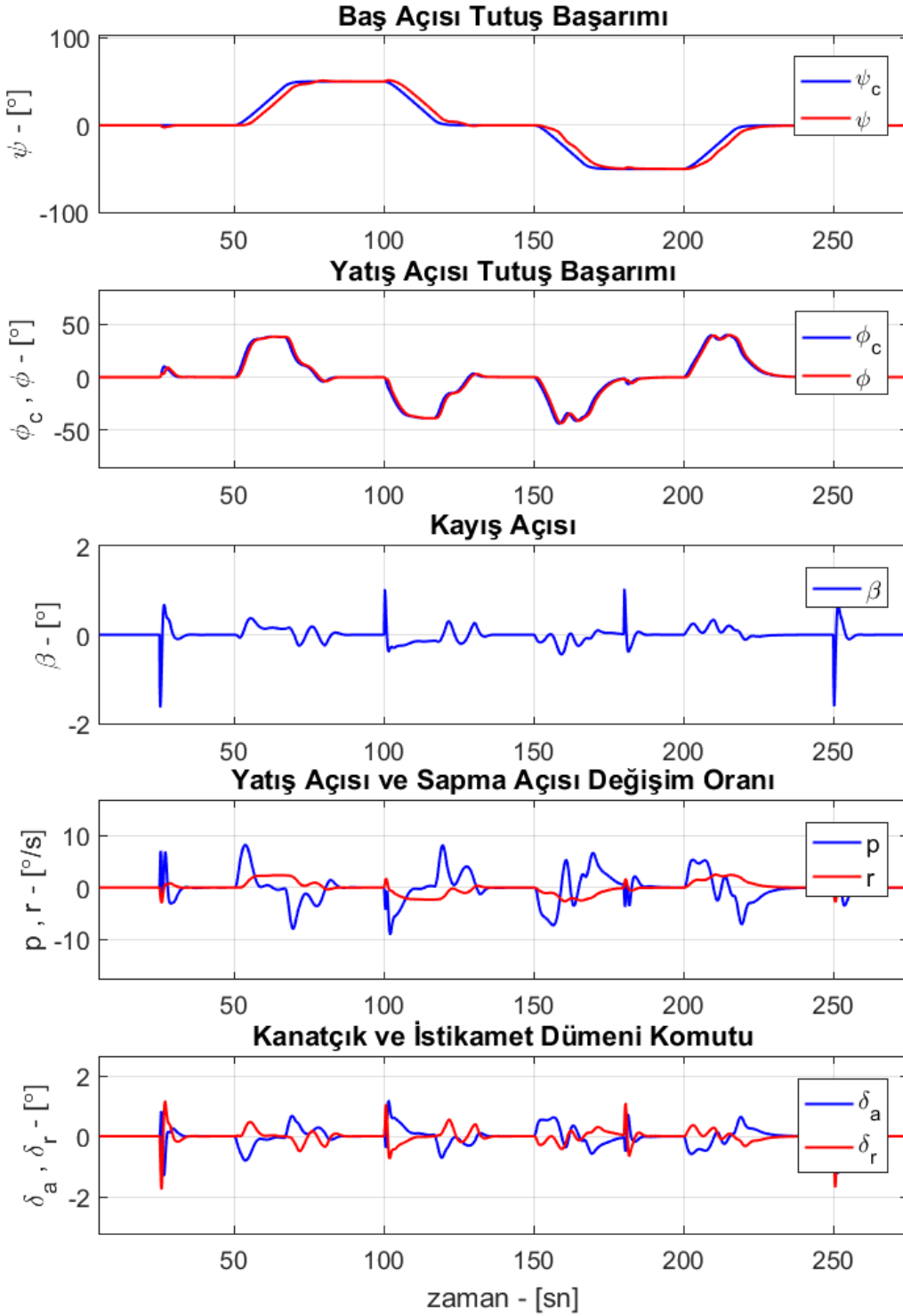
Şekil 5.37 Baş açısı tutuş testi sonucu

- **Test-2 Gürültü Ekleme**



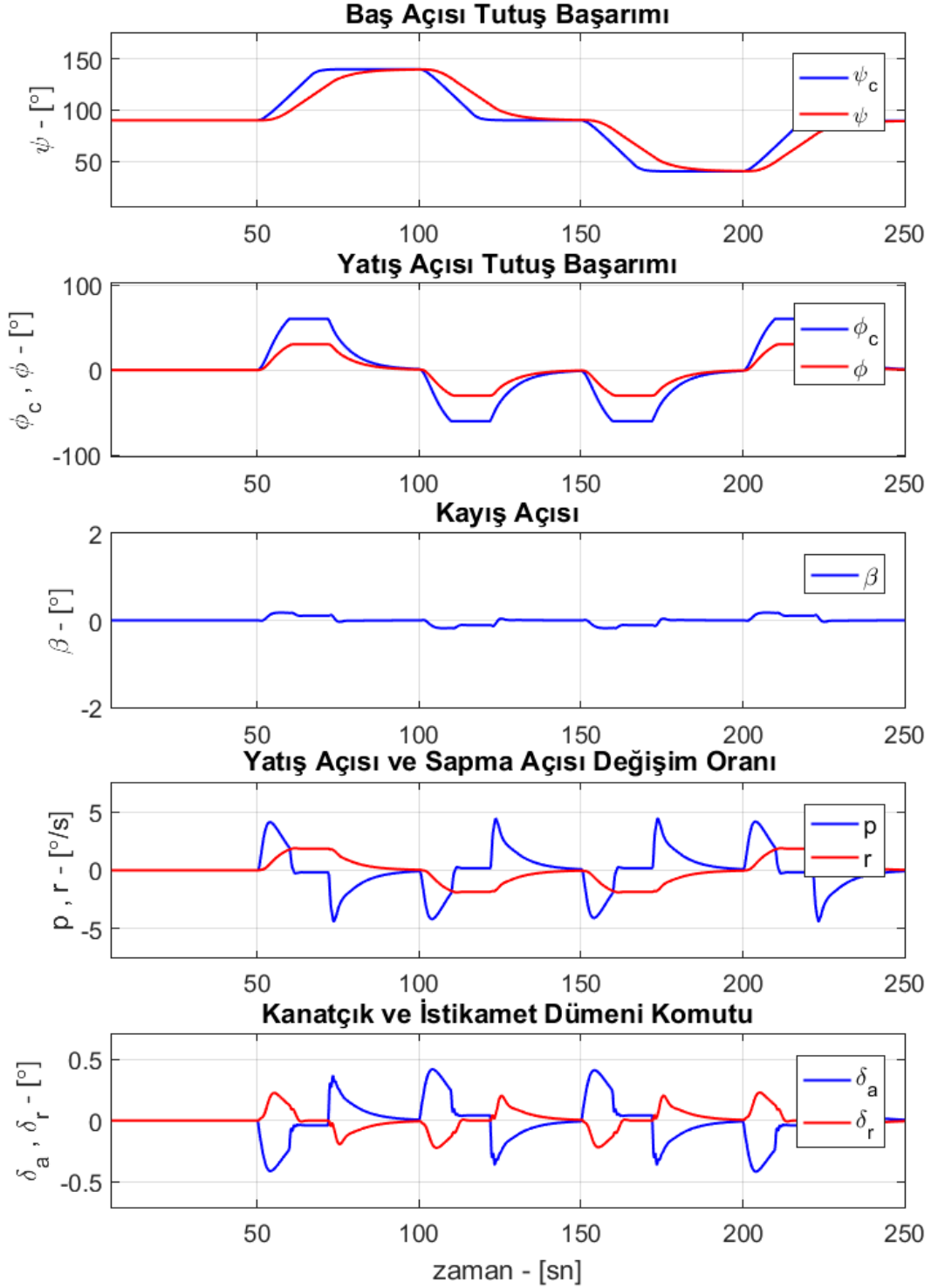
Şekil 5.38 Gürültü eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu

- **Test-3 Rüzgâr Ekleme**



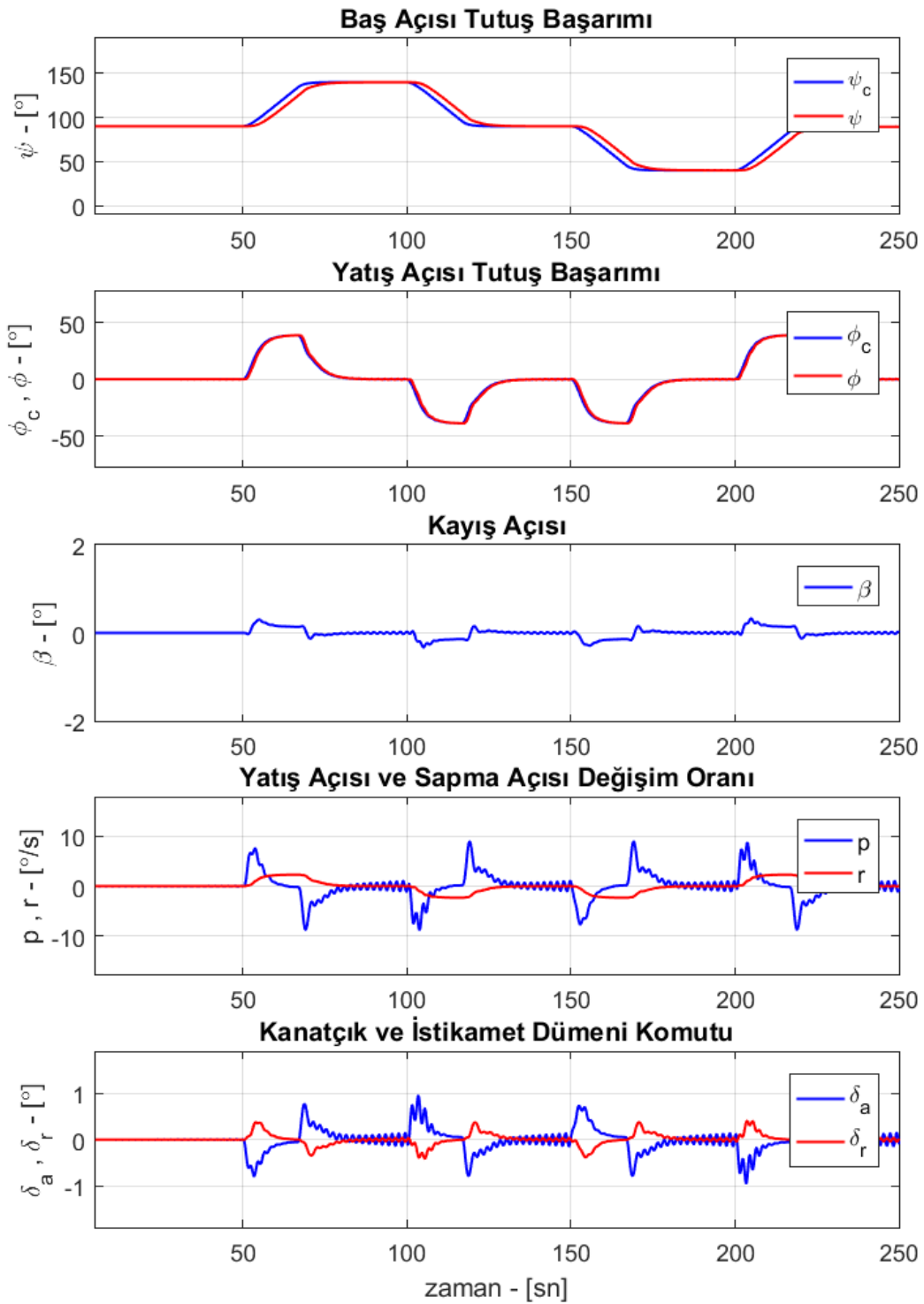
Şekil 5.39 Rüzgâr eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu

- **Test-4 Kazanç Arttırma: ϕ Sinyali Kazancının 2 Kat Arttırılması**



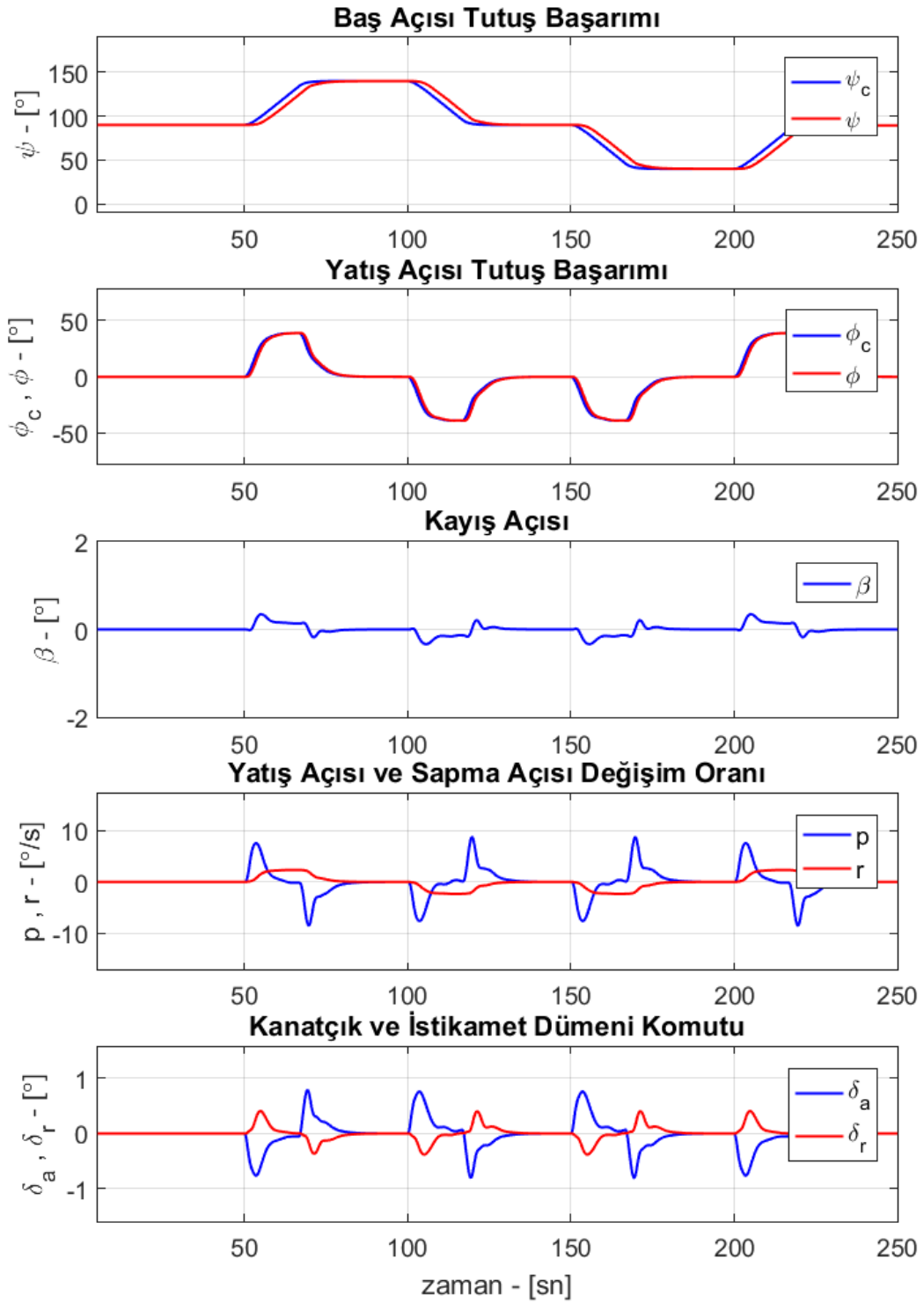
Şekil 5.40 ϕ sinyali kazancı arttırılmış baş açısı tutuş testi sonucu

- **Test-5 Gecikme Ekleme: ϕ Sinyaline 200 msn Gecikme Eklenmesi**



Şekil 5.41 Gecikme eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu

- **Test-6 Model Hatası: C_{LT} , C_{MT} ve C_{NT} Katsayılarına %25 Hata Eklenmesi**



Şekil 5.42 Model hatası eklenmiş baş açısı tutuş testi sonucu

Baş açısı tutuş otopilotu testleri sonuca da diğer sistemlerde olduğu gibi tasarım ölçütlerini karşılamaktadır. Sistem gürültülü ve rüzgârlı durumlarda da beklenildiği gibi gürbüz bir şekilde çalışmaktadır (Şekil 5.38, Şekil 5.39). İrtifa tutuş otopilotunda olduğu gibi baş tutuş otopilotunda da hızlı manevralar yaptırılmamış ancak hedeflenen bütün ölçütler sağlanarak gerçekçi bir tasarım yapılmıştır. İç döngüde bulunan yatış açısı sinyaline kazanç ve gecikme eklenmiş ve kararlılık analizlerinin doğrulaması yapılmıştır (Şekil 5.40, Şekil 5.41). Gecikme eklendiğinde oynar yüzey komutlarında salınımların oluştuğu ancak beklenildiği gibi kararsızlığa gitmeden sönümlendiği görülmüştür Model hataları ve belirsizliklere karşı yapılan son test adımında ise normal koşullara çok yakın bir başarımlı sonuca elde edilmiştir (Şekil 5.42).

6. SONUÇ

Bu tez çalışmasında F-16 savaş uçağına modern savaş uçaklarında bulunan pilota destek sağlayacak pCAS, qCAS ve kayış açısı tutuş otopilotu ile yarı otonom uçuşu sağlayacak hız tutuş, irtifa tutuş ve baş açısı tutuş otopilot tasarımları yapılmıştır. Tezin birincil amacı yapılan çalışmanın mümkün olduğunca gerçeğe yakın olabilmelerini sağlamak ve ülkemizde başlamış olan Milli Muharip Uçak (MMU) projesine uçuş denetim sistemi ve otopilot tasarımı kapsamında katkı sağlamaktır. Bu amaçla NASA tarafından 1979 yılında yapılmış olan çalışmada yer alan yüksek doğruluktaki aerodinamik verileri kullanılmış ve doğrusal olmayan F-16 modeli Matlab/Simulink ortamında sıfırdan oluşturulmuştur. Denetleyici tasarımları yapılırken sisteme algılayıcı modelleri, eyleyici modelleri, doğrusal olmayan motor modeli ve aviyonik birimler arasında oluşabilecek yazılım ve donanım kaynaklı zaman gecikmeleri de eklenmiştir. Uçuş denetim sistemi tasarımı sırasında uyulması gereken birçok tasarım ölçütü mevcuttur. Bu durum havacılık endüstrisinde güvenli uçuş yapılabilmesi için zorunludur. Bu tez çalışmasında da denetleyici tasarımları askeri standartlar ile uçuş kalitesi ve kullanım kalitesi ölçütleri göz önüne alınarak yapılmış ve detaylı analizlerle başarımları gösterilmiştir. Tasarım süreci ve kullanılan ölçütler NASA, GARTEUR ve NATO dokümanlarında yayınlanan ve önerilen yöntemler ile havacılık endüstrisinin ihtiyaçları üzerine kurulmuştur. Ayrıca insanlı uçaklarda PIO durumu son derece önemli olup, pilota destek sağlayan uçuş denetim sistemlerinin tasarımlarında muhakkak göz önüne alınması gerekmektedir. Hava aracı kullanım kalitesi seviyesi PIO durumuyla doğrudan ilişkili olup bu tez çalışmasında da ayrıntılı olarak incelenmiştir.

Uçuş denetim sistemi için SÜGÖNDE yöntemi kullanılmış olup başarımları bir önceki bölümde ayrıntılı bir şekilde verilmiştir. SÜGÖNDE yöntemi ile yapılan uçuş denetim sistemlerinin hedeflenmiş bütün ölçütleri sağladığı görülmektedir. Doğrusal model kullanılarak tasarlanmış denetleyicilerin, doğrusal olmayan bütünleşik model üzerinden yapılan benzetim çalışmalarında da öngörülen başarımla ulaşılmıştır. Ayrıca SÜGÖNDE yönteminin parametre seçiminin sistem başarımlarıyla doğrudan ilişkili olması sebebiyle denetleyici tasarım süreci oldukça kısalmıştır. Tasarım sırasında kılavuz olarak kullanılan yöntemlerin çoğu frekans alanında olup, denetleyicinin istenilen bant genişliği, evre ve kazanç paylarının ayarlanması gerekmektedir. Sistemin zaman alanındaki başarımları N_y , N_u ve T_2

parametreleri ile ayarlanmıştır. Parametre seçimlerin detayı [24]'de verilmiş olup kısaca sistemin tepkisinin hızlandırılması için N_u 'nun artırılması ya da T_2 parametresinin azaltılması gerekmektedir. N_u parametresi sistemi hızlandırırken denetim sinyalinin büyüklüğünü arttırmaktadır. Bu sebeple N_u seçimi yapılırken denetim sinyalinin büyüklüğüne ve fiziksel olarak oynar yüzeyin konum ve hız sınırlarına dikkat edilmeli ve gerçekte servonun yapabileceği büyüklükte denetim sinyalini sağlayacak bir değer seçilmelidir. SÜGÖNDE yönteminde kullanılan bir diğer parametre ise $C(s)$ çokterimlisi olup derecesi $A(s)$ çokterimlisinin derecesine eşit ya da bir küçük olarak seçilebilmektedir. Sistem çıkışında oluşabilecek gürültüleri denetim sinyaline aktarmamak için tasarımlar yapılırken $C(s)$ çokterimlisinin derecesi $A(s)$ 'in derecesine eşit seçilmiştir. Ayrıca $C(s)$ çokterimlisi kapalı döngü sisteminin bant genişliğini ve frekans tepkisini de düzenlemektedir. SÜGÖNDE yönteminde $C(s)$ çokterimlisinin seçilmesindeki tek kural kararlı bir yapıda olmasıdır. Bu sayede denetleyicinin frekans alanındaki ilgili ölçütlere uyması adına $C(s)$ çokterimlisinin parametreleri kararlı olmasını garanti edecek şekilde değiştirilmiştir. Denetleyici tasarımı yapılırken kullanılan ölçütler dâhilinde karşılaşılan çelişkili durumlar arasında en iyi sonucu alabilmek için SÜGÖNDE parametreleri belirtildiği gibi ayarlanmıştır. SÜGÖNDE parametreleri ile sistem ihtiyacı arasında doğrudan bir bağlantı kurulabildiği için denetleyici tasarımlarının hedeflenen değerlere ulaşması hızlı bir şekilde sağlanabilmektedir.

Pilota destek sağlayan ve iş yükünü azaltarak daha hassas ve başarılı görev icra etmesini sağlayan uçuş denetim sistemleri kapsamında tasarlanan pCAS, qCAS ve kayış açısı tutuş otopilotu yapılan testlerde tasarım ölçütlerini ve hedeflerini karşılamıştır. Özellikle it dalaşı, hedef takibi, havada yakıt ikmali gibi hızlı, ani ve hassas manevra gerektiren uçuş koşullarında pilot tarafından kullanılan bu denetim sistemlerinin mümkün olduğunca hızlı tepki veren ve hassas takip yapan denetim sistemleri olması gerekmektedir. Bu sebeple pCAS ve qCAS denetim sistemleri F-16 savaş uçağının bulunduğu Sınıf – IV uçakları ve uçuş kalitesi Seviye – 1 koşullarını sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Bu kapsamda yeterince hızlı tepkiler verebilmek için uçuş denetim sisteminin bant genişliğinin yüksek olması gerekmektedir. Yüksek bant genişliğine sahip olmak sistemin hızlı tepki vermesini sağlarken kararlık paylarını düşürmektedir. Ayrıca oynar yüzey ve servoların fiziksel limitleri dâhilinde tasarım kısıtlanmaktadır. Özellikle qCAS sisteminde görüleceği

üzere sistemin uçuş kalitesi Seviye – 1 koşullarında hızlı tepki verebilmesi için yapılan tasarımda gecikme payı düşmektedir. Kayış açısı tutuş otopilotunun ise daha yavaş tepki verdiği ve bu sebeple daha düşük bir bant genişliğine sahip olduğu ancak gecikme payının ise daha fazla olduğu görülmektedir. Kararlılık ölçütleri kapsamında yapılan kırılmış açık döngü analizleri ile ilgili denetleyici ve geri besleme sinyallerinin kazançlarının artması ya da gecikme eklenmesi durumunda dahi sistemi kararsızlığa götüremeyeceği yapılan testlerle doğrulanmıştır. Sisteme kararlılık analizlerinin öngördüğü mertebede kazanç ya da gecikme eklendiğinde salınımlar başlamış ancak kararsızlığa gitmeden sönümlendiği görülmüştür. Ayrıca model hataları ve belirsizlikleri karşı denetleyicilerin başarımını görmek adına aerodinamik moment katsayıları %25 oranında değiştirilmiştir. Tasarlanan denetleyiciler bu durumda dahi yüksek başarım göstermiştir.

Ayrıca pilota destek sağlayan denetim sistemlerinin PIO durumundan uzak olması gerekmektedir. pCAS ve qCAS tasarım sırasında ilgili ölçütler kullanılmış ve testleri yapılmıştır. PIO durumu genellikle ani manevralar sonrası başlamakta ve pilot ile uçuş denetim sistemi arasındaki uyumsuzluğun giderek artması sonucu sönümlenemeyen salınımlara sebep olmaktadır. Tasarlanan denetleyicilerin PIO yatkınlığını test etmek adına gerçek uçuş testlerinde yapılan ve askeri standart dokümanlarında yer alan manevralar yaptırılmış ve benzetim çalışmasında PIO durumunun oluşmadığı görülmüştür. Yapılan testlerde yunuslama açısı takibi ve yatış manevraları kullanılmıştır. qCAS testlerinde Neal-Smith yönteminde bulunan matematiksel pilot modeli kullanılmış ve PIO durumunun gözlenmediği teyit edilmiştir.

Hız tutuş, irtifa tutuş ve baş açısı tutuş otopilotlarının tasarımı ile birlikte pilota yarı otonom uçuş yapma imkânı sağlanmıştır. Pilottan sadece dış döngü komutlarının girilmesi istenmekte ve hava aracı istenilen irtifa, hız ve baş açısında güvenli bir şekilde uçuşuna devam etmektedir. Tasarım sırasında hedeflenen bütün ölçütlerin sağlandığı ilgili testlerle gösterilmiştir. Otopilot testlerinde eklenen sürekli ve darbeli rüzgârlar da ilgi denetleyici sistemlerinde anlık aşımalar oluşmuş ancak bu durum hızlı bir şekilde bastırılmıştır. Pilot destekli uçuş denetim sisteminin aksine, yarı otonom uçuş denetim sisteminde hava aracına ani ve keskin manevralar yaptırılmamış, güvenli ve kararlı uçuşu sağlayacak ve bağlı dinamiklerin etkileşimini en aza indirecek şekilde tasarım yapılmıştır.

Gelecek Çalışmalar

Bu tez çalışmasında F-16 uçağının yüksek doğrulukta aerodinamik verileri kullanılarak Matlab/Simulink ortamında doğrusal olmayan modeli çıkarılmış ve bu model üzerinden düz uçuş için denge koşulları hesaplanmıştır. Hesaplanan denge koşulları kullanılarak doğrusal modeller elde edilmiş ve denetim tasarımları bu modeller üzerinde yapılmıştır. Bu kapsamda hazırlanmış olan yüksek doğrulukta doğrusal olmayan model ve denge koşuluna getirme rutinleri gelecek çalışmalarda kullanılabilir şekilde hazırlanmıştır. Yapılabilecek ilk gelecek çalışma elde edilen doğrusal modellerin sayısını arttırarak F-16'ya ait bütün uçuş zarfını kapsayabilecek bir denetleyici tasarımı yapmaktır. Doğrusal modellerin artmasıyla birlikte tasarlanacak olan denetleyiciler arasında kazanç ve parametre seçimlerinin düzgün ve hava aracının kararlılığını bozmayacak şekilde yapılması sağlanabilir. Ayrıca yarı otonom uçuş denetim sistemi için daha keskin ve özel manevraları kapsayacak denge koşulu çeşitleri eklenip daha detaylı analizler yapılabilir.

İkinci olarak yapılabilecek çalışma ise havacılıkta kullanılan diğer denetleyici yöntemleri kullanılarak tasarlanacak olan bir uçuş denetim sistemi ile mevcut SÜGÖNDE tabanlı uçuş denetim sisteminin aynı koşullar altında başarımlarını karşılaştırmaktır. Bu tez çalışmasında modern bir savaş uçağında bulunabilecek pilota destek sağlayan ve yarı otonom uçuş sağlayan denetim sistemleri bütünleşik olarak tasarlanmış ve tasarımlar ilgili askeri ölçütler izlenerek tamamlanmıştır. Alternatif olarak kullanılabilir denetleyici yönteminin de aynı ölçütler ve başarımlarına getirilmesi, eğer getirilemiyorsa sebeplerinin gösterilmesi ya da avantajlarının verilmesi ile mevcut sistem ile karşılaştırması yapılabilir.

Bu tez çalışmasında hava aracına ait boylamsal ve yanal-dikey eksen dinamikleri ayırık modeller olarak kullanılmış ve SÜGÖNDE yöntemi ile tek giriş tek çıkışlı denetleyiciler tasarlanmıştır. SÜGÖNDE yönteminin çok girişli ve çok çıkışlı bir yapıda kullanmak da mümkün olup bu yapıda da bir uçuş denetim sistemi tasarımı yapılabilir ve mevcut sistemle karşılaştırılabilir. Çok girişli ve çok çıkışlı SÜGÖNDE yönteminin bağlı (coupled) dinamiklere karşı daha etkili olabileceği öngörüsü ile ilgili analizler ve testlerle bu öngörünün gerçek olup olmadığı ve avantaj ve dezavantajları ortaya koyulabilir.

Havacılık endüstrisinde uçuş denetim sistemi tasarımı, analizi ve benzetim çalışmalarını hızlandırmak için çoğu şirket sıklıkla kendi otomatik araç kutularını

(toolbox) geliştirmektedirler. Bu tez çalışmasında hazırlanmış olan bütün Matlab/Simulink rutinleri ve modellerini kullanarak belirtilen ölçüt ve başarım kısasları altında otomatik ve hızlı bir şekilde denetleyici parametrelerini ayarlayacak, ilgili grafikleri çıkaracak ve rapor formatına geçirebilecek bütünleşik bir yazılım yapılabilir. Elde edilecek bu tecrübe ile birlikte SÜGÖNDE yöntemi ile tasarlanacak bir uçuş denetim sisteminin gerçek bir uygulamada kullanabilmek ve etkilerini inceleyebilmek adına önemli bir adım atılmış olacaktır.

Son olarak sürekli zaman alanında tasarlanan ve Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışması yapılan SÜGÖNDE tabanlı denetleyicilerin mikroişlemcilerde kullanılabilir halde kodunun yazılması ve yine Matlab/Simulink ve FlightGear benzetim ortamları kullanılarak testlerinin yapılması ve mevcut durumla karşılaştırması yapılabilir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- [1] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, **2003**.
- [2] B. L. Stevens, F. L. Lewis and E. N. Johnson, *Aircraft Control and Simulation*, Wiley, 3rd Edition, **2016**.
- [3] TUSAŞ, hürjet, *TUSAŞ*, **2017**, <https://www.tai.com.tr/tr/proje/hurjet>.
- [4] TUSAŞ, mmu, *TUSAŞ*, **2017**, <https://www.tai.com.tr/tr/proje/jet-egitim-ucagi-ve-muharip-ucak-kavramsal-tasarim-projesi>.
- [5] F. I. Petrescu, R. V. Petrescu, *New Aircraft-II*, Books on Demand GmbH, **2012**.
- [6] Lockheed Martin, "F-16 Block 70", **2016**, <https://www.lockheedmartin.com/us/products/f16/F-16-Block-70.html>.
- [7] BOEING, **2017**, <http://www.boeing.com/defense/support/qf-16/index.page>.
- [8] L. T. Nguyen, M. E. Ogburn, W. P. Gilbert, K. S. Kibler, P. W. Brown and P. L. Deal, Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability, *NASA Tech. Pap. 1538*, **1979**.
- [9] Y. Huo, Model of F-16 Fighter Aircraft, *Report*, **2010**.
- [10] F. Garza ve E. Morelli, *A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB*, *Tech. Memo.* 1–92, January, **2003**.
- [11] R. S. Russell, *Non-linear F-16 Simulation using Simulink and MATLAB*, *Tech. Rep* 1–46, **2003**.
- [12] L. Sonneveldt, *Nonlinear F-16 Model Description*, 1–19, **2006**.
- [13] B. Lu, *Linear Parameter-Varying Control of an F-16 Aircraft at High Angle of Attack*, *Ph. D. Theses*, , **2004**.
- [14] A. F. Gabernet, *Controllers for Systems with Bounded Actuators : Modeling and control of an F-16 aircraft*, s. 1–126, **2007**.
- [15] M.Sert, *A Rule Based Missile Evasion Method for Fighter Aircrafts*, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, **2008**.
- [16] N. K. Üre, *Design Of A Multimodal Plannig And Control Framework For Agile Maneuvering Ucavs*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, **2010**.
- [17] Ø. H. Holhjem, *L1 Adaptive Control of the Inner Control Loops of an F-16 Aircraft*, Master of Science Thesis, Norwegian Univesity of Science and Technology, Norveç, **2012**.
- [18] D. K. Kufloor, *Reconfigurable Autopilot Design using Nonlinear Model Predictive Control*, Master of Science Thesis, Norwegian Univesity of Science and Technology, Norveç, **2010**.
- [19] E.F. Camacho, *Model predictive control*, Springer-Verlag, London, **2004**.
- [20] S. Huang, *Applied predictive control*. London: Springer-Verlag, **2002**.
- [21] P.J. Gawthrop, H. Demircioğlu, and S.A. , *Multivariable Continuous-Time Generalized Predictive Control: A State-Space Approach to Linear and Nonlinear Systems*, *IEE Proc.* 145(3), 24, Control Theory and Applications, **1998**.
- [22] H. Demircioğlu and D.W. Clarke, *Generalized Predictive Control with End-Point State Weighting*, *IEE Proc. D*, c. 140(4), 27, sayı Control Theory and Applications, **1993**.
- [23] H. Demircioğlu and P. J. Gawthrop *Multivariable Continuous-Time Generalized Predictive Control (MCGPC)*, *Automatica*, c. 28(4), 697, **1992**.
- [24] H. Demircioğlu and P. J. Gawthrop, *Continuous-Time Generalized Predictive Control (CGPC)*, *Automatica*, c. 27(1), 55–, **1991**.
- [25] F. A. G. Keyser R.M.C. , de Velde, Ph.G.A. Van, and Dumortier, *A Comparative Study of Self-Adaptive Long-Range Predictive Control Methods*, *Automatica*, c. 24(2), 149, **1987**.

- [26] D. W. Clarke, *Application Of Generalized Predictive Control To Industrial Processes*, *IEEE Control Systems Magazine*, **1988**.
- [27] D.W. Clarke, C. Mohtadi, and Tufts, *Generalized Predictive Control– Part I. The Basic Algorithm, –Part II. Extensions and Interpretations*, *Automatica*, c. 23(2), 137, **1987**.
- [28] C. Mosca, E. Zappa, G. Manfredi, *Multistep Horizon Self-Tuning Controllers: The Musmar Approach*, *IFAC 9th World Congress*, **1984**.
- [29] H. Bruijn and P.M. Vebruggen, *Model Algorithmic Control Using Impulse Response Models*, c. pp. 315-32. **1980**.
- [30] B. L. Cutler and C.R. Ramarker, *Dynamic Matrix Control: A Computer Control Algorithm*, *Joint Automatic Control Conf*, **1980**.
- [31] J. Richalet, A. Rault, J.L. Testud and Papon, *Model Predictive Heuristic Control: Applications to Industrial Processes*, c. 14, 413–42. Springer-Verlag, **1978**.
- [32] Ç. Yavuzylmaz, *Kısıtlamalı Sürekli Zaman Öngörülü Denetim*, Hacettepe Üniversitesi, Doktora Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, **2006**.
- [33] H. Demircioğlu, *Continuous-Time Self-Tuning Algorithms*, PhD thesis, University of Glasgow, **1989**.
- [34] H. Demircioğlu and E.Karasu, *Generalized Predictive Control: A Practical Application and Comparison of Discrete- and Continuous-Time Versions*, *IEEE Control System Magazine*, **2000**.
- [35] H.Demircioğlu and P. J. Gawthrop, *Multivariable Continuous-Time Generalized Predictive Control (MCGPC)*, *Automatica*, c. 28(4), 697, **1992**.
- [36] H. Demircioğlu, *Constrained Continuous-Time Generalized Predictive Control*, *IEE Proc.*, c. 146(5), 47, *Control Theory and Applications*, **1999**.
- [37] Military Standarts-USAF, *Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft*, General Specification for (MIL-DTL-9490E), April, **2008**.
- [38] North Atlantic Treaty Organization (NATO), *Flight Control Design – Best Practices*, c. 323, December. **2000**.
- [39] FM(AG08), TP-088-4, *Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the High Incidence Research Model (HIRM)*, GARTEUR, **1997**.
- [40] MIL-F-8785C, *Flying Qualities of Piloted Airplanes*, United States Dep. Def., MIL-F-8785C, s. 8785, **1980**.
- [41] Department of Defence Handbook, *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, **1997**.
- [42] G. Cooper ve R. Harper, *Handling Qualities And Pilot Evaluation*, *J. Guid. Control. Dyn.*, c. 9, ss. 515–529, **1986**.
- [43] John H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Edition, Wiley, **1991**
- [44] T. R. Yechout, *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control*, AIAA Education Series, **2003**.
- [45] Ja. S. Jitendra R. Raol, *Flight Mechanics Modelling and Analysis*, 1st Edition. CRC Press, **2009**.
- [46] G. E. Cooper ve R. P. Harper, *The Use of Pilot Ratings in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities*, *Advis. Gr. Aerosp. Res. Dev. Neuilly-Sur-Seine*, c. AGARD-567, s. 1–56, **1969**.
- [47] H. J. Damveld, *A Cybernetic Approach to Assess the Longitudinal Handling Qualities of Aeroelastic Aircraft*, c. 104, sayı 25. **2009**.
- [48] James E. Gautrey, *Flying Qualities and Flight Control System Design for a Fly-by-Wire Transport Aircraft*, PhD Thesis, Cranfield University, **1997-8**
- [49] M. C. Cotting, *Applicability of Human Flying Qualities Requirements for UAVs, Finding A Way Forward*, *AIAA Atmos. Flight Mech. Conf. Exhib.* , August, **2009**.

- [50] T. Berger, M. Tischler, S. G. Hagerott, D. Gangsaa and N. Saeed, *Longitudinal Control Law Design and Handling Qualities Optimization for a Business Jet Flight Control System*, AIAA Atmos. Flight Mech. Conf. , s. 1–35, **2013**.
- [51] P. Manager, H. T. Huynh, *Evaluation of Prominent PIO Susceptibility Criteria*, GARTEUR Open GARTEUR Action Group FM (AG12) **1999**.
- [52] R. S. TP Neal, *A Flying Qualities Criterion For The Design Of Fighter Flight-Control Systems*, *J. Aircr.* , c. 8 (10) (19), **1971**.
- [53] S. J. Stachowiak ve J. T. Bosworth, *Flight Test Results for the F-16XL With a Digital Flight Control System*, *The NASA STI Program*, **2004**.
- [54] J. Hoh, R.E. Hodgkinson, *Bandwidth - A Criterion for Highly Augmented Airplanes*, c. AGARD-CP-3. Fort Worth, **1982**.
- [55] J. C. Gibson, *The Definition, Understanding and Design of Aircraft Handling Qualities*. s. 166, **1995**.
- [56] T. Bandung, *Development of a Handling Qualities Evaluation Toolbox on the Basis of Gibson*, s. 1–8, **2002**.
- [57] Matlab/Simulink, “minreal”, *Matworks*, **2017**, https://www.mathworks.com/help/control/ref/minreal.html?s_tid=doc_ta.
- [58] Matlab/Simulink, “reduce”, *Matworks*, **2017**, https://www.mathworks.com/help/robust/ref/reduce.html?s_tid=doc_ta.
- [59] R. W. Beard ve T. W. McLain, *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*, c. 36, sayı 1. **2013**.

EKLER

EK-A İngilizce – Türkçe Terimler Sözlüğü

actuator	: eyleyici
aileron	: kanatçık
anti-aliasing filter	: örtüşme önleyici filtre
augmented model	: genişletilmiş model
bandwidth	: bant genişliği
broken loop	: kırılmış döngü
closed loop	: kapalı döngü
compensator	: düzelteç
controller	: denetleyeci
cost function	: maliyet fonksiyonu
continuous time	: sürekli zaman
coupled	: bağlı
criteria	: ölçüt
curvature	: eğrilik
damper	: sönümleyici
damping coefficient	: sönümlenme katsayısı
decoupled	: ayrık
delay	: gecikme
digital	: sayısal
disturbance	: bozucu
droop	: düşüş
elevator	: irtifa dümeni
emulated	: öykünlümlü
feedback	: geri besleme
filter	: filtre
flap	: kanatçık
flying quality	: uçuş kalitesi
frequency	: frekans
handling quality	: kullanım kalitesi
heading	: baş açısı
high fidelity	: yüksek doğruluk

improper	: uygun olmayan
input	: giriş
integral	: tümlev
interpolation	: ara değer hesaplaması
linear	: doğrusal
leading edge	: hücum kenarı
low fidelity	: düşük doğruluk
mode	: kip
model reduction	: model indirgeme
noise	: gürültü
nonlinear	: doğrusal olmayan
open loop	: açık döngü
optimization	: eniyileme
orthogonal	: dikgen
oscillation	: salınım
output	: çıkış
overshoot	: aşım
performance	: başarıım
pertubation	: küçük değişim
phase	: evre
phugoid	: uzun periyot
pitch angle	: yunuslama açısı
pole	: kutup
polynomial	: çokterimli
prediction	: öngörü
predictive control	: öngörülü denetim
proper	: uygun
recursive	: yineli
response	: tepki
rigid body	: katı cisim
robust	: gürbüz
roll angle	: yatış
rudder	: istikamet dümeni
sampling periode	: örnekleme aralığı

sensor	: algılayıcı
short periode	: kısa periyot
singularity	: tekillik
stability	: kararlılık
state space	: durum uzayı
strictly proper	: kesin uygun
symmetric	: bakışumlu
throttle	: gaz kolu
trailing edge	: firar kenarı
transfer function	: aktarım işlevi
transpose	: devrik
trim condition	: denge koşulu
yaw angle	: sapma açısı
zero	: sıfır

EK-B F-16 Aerodinamik Katsayıları

F-16 uçağı için hazırlanmış olan aerodinamik model kapsamında kullanılan toplam aerodinamik katsayılarının değişkenlere ve NASA raporunda verilen tablolara bağlı olarak hesaplanmasında kullanılan eşitliklerdir. İlgili eşitlikler NASA raporundan alınmış olup “Matlab/Simulink” ortamına aktarılmıştır.

- C_{X_T} : X eksenine üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet katsayısı

$$C_{X_T} = C_X(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{X_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{cq}{2V} \left[C_{X_q}(\alpha) + \Delta C_{X_q}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (B.1)$$

$$\Delta C_{X_{lef}} = C_{X_{lef}}(\alpha, \beta) - C_X(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.2)$$

- C_{Z_T} : Z eksenine üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet katsayısı

$$C_{Z_T} = C_Z(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{Z_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{cq}{2V} \left[C_{Z_q}(\alpha) + \Delta C_{Z_q}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (B.3)$$

$$\Delta C_{Z_{lef}} = C_{Z_{lef}}(\alpha, \beta) - C_Z(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.4)$$

- C_{M_T} : Aerodinamik yunuslama moment katsayısı

$$C_{M_T} = C_M(\alpha, \beta, \delta_e) \eta_{\delta_e}(\delta_e) + C_{Z_t} (x_{cg_{ref}} - x_{cg}) + \Delta C_{M_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{cq}{2V} \left[C_{M_q}(\alpha) + \Delta C_{M_{q_{lef}}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] + \Delta C_M(\alpha) \quad (B.5)$$

$$\Delta C_{M_{lef}} = C_{M_{lef}}(\alpha, \beta) - C_M(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.6)$$

- C_{Y_T} : Y eksenine üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet katsayısı

$$\begin{aligned}
C_{Y_T} &= C_Y(\alpha, \beta) + \Delta C_{Y_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
&\quad + \left[\Delta C_{Y_{\delta r=30^\circ}} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) \right. \\
&\quad + \frac{b}{2V} \left\{ \left[C_{Y_{r_{lef}}}(\alpha) + \Delta C_{Y_{r_{lef}}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
&\quad \left. \left. + \left[C_{Y_p}(\alpha) + \Delta C_{Y_{p_{lef}}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} \right] \quad (B.7)
\end{aligned}$$

$$\Delta C_{Y_{lef}} = C_{Y_{lef}}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \quad (B.8)$$

$$\Delta C_{Y_{\delta a=20^\circ}} = C_{Y_{\delta a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \quad (B.9)$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{Y_{\delta a=20^\circ, lef}} &= C_{Y_{\delta a=20^\circ, lef}}(\alpha, \beta) - C_{Y_{lef}}(\alpha, \beta) \\
&\quad - \left[C_{Y_{\delta a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \right] \quad (B.10)
\end{aligned}$$

$$\Delta C_{Y_{\delta r=30^\circ}} = C_{Y_{\delta r=30^\circ}}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \quad (B.11)$$

- C_{N_T} : Aerodinamik sapma moment katsayısı

$$\begin{aligned}
C_{N_T} &= C_N(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{N_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_e}{25}\right) - C_{Y_t} \left(x_{cg_{ref}} - x_{cg}\right) \frac{c}{b} \\
&\quad + \left[\Delta C_{N_{\delta a=20^\circ}} + \Delta C_{N_{\delta a=20^\circ, lef}} \left(1 - \frac{\delta_e}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
&\quad + \Delta C_{N_{\delta r=30^\circ}} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) \\
&\quad + \frac{b}{2V} \left\{ \left[C_{N_r}(\alpha) + \Delta C_{N_{r, lef}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
&\quad \left. + \left[C_{N_p}(\alpha) + \Delta C_{N_{p, lef}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} \\
&\quad + \Delta C_{N_\beta}(\alpha) \beta \quad (B.12)
\end{aligned}$$

$$\Delta C_{N_{lef}} = C_{N_{lef}}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.13)$$

$$\Delta C_{N_{\delta a=20^\circ}} = C_{N_{\delta a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_N(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.14)$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{N_{\delta a=20^\circ, lef}} &= C_{N_{\delta a=20^\circ, lef}}(\alpha, \beta) - C_{N_{lef}}(\alpha, \beta) \\
&\quad - \left[C_{N_{\delta a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_N(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \right] \quad (B.15)
\end{aligned}$$

$$\Delta C_{N_{\delta r=30^\circ}} = C_{N_{\delta r=30^\circ}}(\alpha, \beta) - C_N(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (B.16)$$

- C_{L_T} : Aerodinamik yatış moment katsayısı

$$\begin{aligned}
C_{L_T} = & C_L(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{L_{lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
& + \left[\Delta C_{L_{\delta_a=20^\circ}} + \Delta C_{L_{\delta_a=20^\circ,lef}} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
& + \Delta C_{L_{\delta_r=30^\circ}} \left(\frac{\delta_r}{30}\right) \\
& + \frac{b}{2V} \left\{ \left[C_{L_r}(\alpha) + \Delta C_{L_{rlef}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \right. \\
& \left. + \left[C_{L_p}(\alpha) + \Delta C_{L_{plef}}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \right\} + \Delta C_{L_\beta}(\alpha) \beta
\end{aligned} \tag{B.17}$$

$$\Delta C_{L_{lef}} = C_{L_{lef}}(\alpha, \beta) - C_L(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \tag{B.18}$$

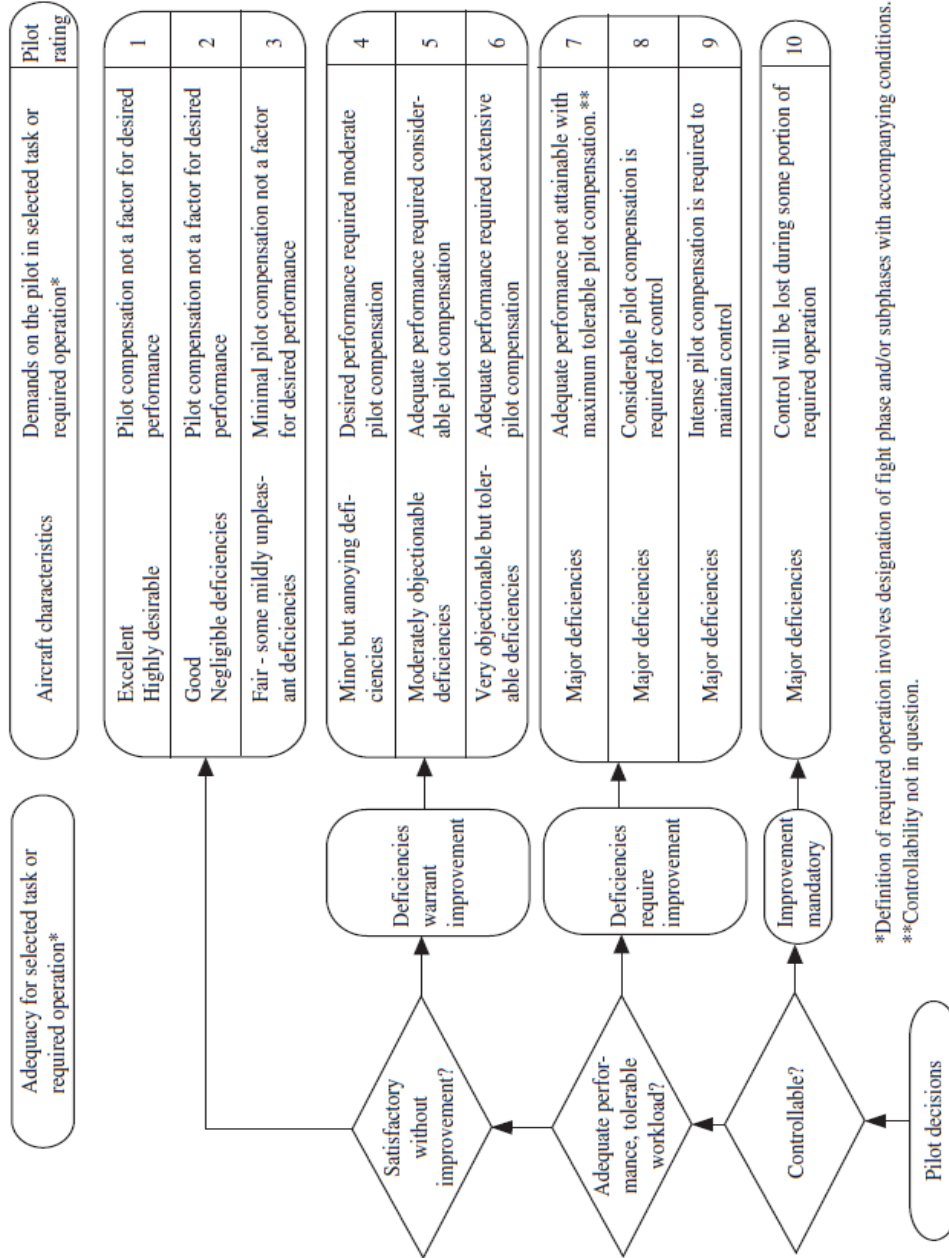
$$\Delta C_{L_{\delta_a=20^\circ}} = C_{L_{\delta_a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_L(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \tag{B.19}$$

$$\begin{aligned}
\Delta C_{L_{\delta_a=20^\circ,lef}} & \\
& = C_{L_{\delta_a=20^\circ,lef}}(\alpha, \beta) - C_{L_{lef}}(\alpha, \beta) \\
& \quad - \left[C_{L_{\delta_a=20^\circ}}(\alpha, \beta) - C_L(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \right]
\end{aligned} \tag{B.20}$$

$$\Delta C_{L_{\delta_r=30^\circ}} = C_{L_{\delta_r=30^\circ}}(\alpha, \beta) - C_L(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \tag{B.21}$$

EK-C Cooper Harper Pilot Oylama Yöntemi

Cooper Harper yöntemine ait, pilotların uçuş testleri sonrası hava aracının uçuş kalitesi ile ilgili verdikleri yorumları içeren akış şeması aşağıda verilmiştir.



Ek 1 Cooper-Harper pilot oylama yöntemi

ÖZGEÇMİŞ

Kimlik Bilgileri

Adı Soyadı : Hüseyin AKTAN

Doğum Yeri : Niğde

Medeni Hali : Bekâr

E-posta : aktanhuseyin@gmail.com

Adresi : Andiçen Mah. Gülhansı Sok. 15/11 Sincan/Ankara

Eğitim ve Akademik Durumu

Lise 2002-2006 : Mehmetçik Yabancı Dil Ağırlıklı Lisesi, Ankara

Lisans : Anadolu Üniversitesi, Eskişehir

Anadal, 2007-2013 : Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü

Çift Anadal, 2009-2013 : Havacılık Elektrik Elektroniği

Erasmus, 2011-2012 : Ostrava Technical University – Czech Republic
Electrical Engineering and Computer Science

Yabancı Dil ve Düzeyi

Yabancı Dil : İleri seviyede İngilizce

İş Deneyimi

2013-2016 : Vestel Savunma Sanayi
Modelleme, Kontrol ve Simülasyon Mühendisi

2016 - Halen : TUSAŞ
Uçuş Kontrol ve Algoritma Tasarım Mühendisi

Deneyim Alanları

Uçuş Denetim Sistemleri, Otopilot ve Algoritma Tasarımı ve Benzetimi, Uçuş Testi

Tezden Üretilmiş Projeler ve Bütçesi

-

Tezden Üretilmiş Yayınlar

-

Tezden Üretilmiş Tebliğ ve/ve ya Poster Sunumu ile Katıldığı Toplantılar

-



HACETTEPE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS/DOKTORA TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

HACETTEPE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK VE ELKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI BAŞKANLIĞINA

Tarih:12/03/2018

Tez Başlığı /~~Konusu~~: Sürekli Zaman Genelleştirilmiş Öngörülü Denetleyici ile F-16 Uçuş Denetim Sistemi Tasarımı

Yukarıda başlığı/konusu gösterilen tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler d) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 179 sayfalık kısmına ilişkin, 12/03/2018 tarihinde ~~çalışmam~~/tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 4 'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç/~~dâhil~~
- 3- 5 kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Çalışması Orjinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Gereğini saygılarımla arz ederim.

12/03/2018
Tarih ve İmza

Adı Soyadı: Hüseyin AKTAN

Öğrenci No: N14129135

Anabilim Dalı: Elektrik ve Elektronik Mühendisliği

Programı: Elektrik ve Elektronik Mühendisliği

Statüsü: Y.Lisans Doktora Bütünleşik Dr.

DANIŞMAN ONAYI

UYGUNDUR.

Prof. Dr. Hüseyin DEMİRCİOĞLU

(Unvan, Ad Soyad, İmza)