

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DO-178C/DO-331 UYUMLU MODEL TABANLI TASARIM
YAKLAŞIMI KULLANILARAK BULANIK MANTIK
TABANLI UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

Yunus ERTUĞRUL

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

Danışman

Prof. Dr. Cenk ULU

Temmuz, 2023

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DO-178C/DO-331 UYUMLU MODEL TABANLI TASARIM
YAKLAŞIMI KULLANILARAK BULANIK MANTIK
TABANLI UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ**

Yunus ERTUĞRUL tarafından hazırlanan tez çalışması 20.07.2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı, Mekatronik Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Cenk ULU
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Cenk ULU, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Müjde GÜZELKAYA, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Salih OBUT, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Danışmanım Prof. Dr. Cenk ULU sorumluluğunda tarafımca hazırlanan “DO-178C/DO-331 Uyumlu Model Tabanlı Tasarım Yaklaşımı Kullanılarak Bulanık Mantık Tabanlı Uçuş Kontrol Sistemi Geliştirilmesi” başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Yunus ERTUĞRUL

İmza



Aileme,

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam boyunca değerli görüşleriyle yol gösteren ve her konuda desteklerinden dolayı değerli hocam Prof. Dr. Cenk ULU'ya teşekkürlerimi sunarım. Çalışma sırasında değerli bilgileriyle katkı sunan iş arkadaşlarım Göktuğ İbrahim TAŞDÖŞEYENLER ile Reşit DEMİRKIRAN'a teşekkürü borç bilirim. Aynı zamanda çalışmaktan onur duyduğum şirketim Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.'ye yüksek lisans eğitimim boyunca bana imkan verdiği için müteşekkirim. Bu günlere gelmemde bana sonsuz yardım ve desteklerini sunan sevgili anne, babama ve tüm aileme teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak, meşakkatli tez çalışma yolculuğunda bana olan desteğini hiçbir zaman esirgemeyen, beni yüreklendiren ve çalışmalarım için, evimizin neşesi minik paşamız Uras Alp'le daha fazla ilgilenerek bana her zaman imkân yaratan sevgili eşim Aysun ERTUĞRUL'a teşekkürü borç bilirim.

Yunus ERTUĞRUL

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR	iv
SİMGE LİSTESİ	vii
KISALTMA LİSTESİ	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
TABLO LİSTESİ	xiii
ÖZET	xiv
ABSTRACT	xvi
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	2
1.2 Tezin Amacı	5
1.3 Orijinal Katkı	5
2 HAVACILIK SERTİFİKASYON SÜREÇLERİ VE DO-178C YAZILIM GELİŞTİRME REHBER DOKÜMANI	7
2.1 Havacılık Sertifikasyonu	7
2.2 DO-178C Yazılım Geliştirme Rehber Dokümanı	8
2.3 DO-178C Ek Dokümanları	11
3 DO-331 MODEL TABANLI TASARIM	13
3.1 Geleneksel (Şelale) ve Model Tabanlı Tasarım Yazılım Yaşam Döngüsü Süreçleri	13
3.2 DO-331 Model Tabanlı Tasarım Yazılım Yaşam Döngüsü ve Avantajları	15
3.3 Yazılım Emniyet Seviyeleri	17
4 MODEL TABANLI TASARIM YAKLAŞIMIYLA BULANIK MANTIK TABANLI UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ	20
4.1 F-16 Hava Aracı	20
4.2 Uçuş Kontrol Sistemi	21
4.3 YASG ile ÜSG Geliştirilmesi	30
4.4 YASG ile ÜSG Arası İzlenebilirlik	35
4.5 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modeli) Geliştirilmesi	38
4.6 Uçuş Kontrol Sistemi (Tasarım Modeli) ile ÜSG Arası İzlenebilirlik	63
4.7 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modeli) Doğrulanması	66
4.8 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modelinin) Statik Analizi (Standartlara Uygunluk)	85
5 SONUÇ	88
KAYNAKÇA	90
A KISA PERİYOT MODU BENZETİM DURUM VE PROSEDÜRLERİ	92



SİMGE LİSTESİ

δ_a	Aileron bükümü
u_a	Aileron eyleyicisi girdisi
k_{ARI}	ARI kazancı
V_0	Başlangıç hızı
x	Boylamsal eksen
n	Dış yükün uçak ağırlığına oranı
z	Dikey eksen
w_{n_d}	Doğal frekans
δ_r	Dümen bükümü
u_r	Dümen eyleyicisi girdisi
δ_e	Elevatör bükümü
u_e	Elevatör eyleyicisi girdisi
α_F	Filtre çıkışındaki hücum açısı
q_F	Filtre çıkışındaki yunuslama açısal hızı
u	Giriş işareti
V_t	Hava hızı
α	Hücum açısı
L	Kaldırma Kuvveti
β	Kayma açısı
k_p	Kontrol oransal kazancı
m	Kütle
r	Sapma açısal hızı
ψ	Sapma açısı
ζ_d	Sönümleme oranı
r_w	Washout filtre çıkışındaki sapma açısal hızı
U	x eksenini etrafındaki açısal hız
k_A	Yanal-dikey eksenindeki normal ivme kazancı
k_r	Yanal-dikey eksenindeki sapma açısal hızı kazancı
y	Yanal eksen

V	y eksenini etrafındaki açısali hız
a_y	y eksenindeki normal ivme
g	Yerçekimi ivmesi
q	Yunuslama açısali hızı
θ	Yunuslama açısı
k_a	Yunuslama eksenindeki hücum açısı kazancı
k_q	Yunuslama eksenindeki yunuslama açısali hızı kazancı
p	Yuvarlanma açısali hızı
\emptyset	Yuvarlanma açısı
W	z eksenini etrafındaki açısali hız



KISALTMA LİSTESİ

Act	Eyleyici (Actuator)
Ail	Aileron
ARI	Aileron-Dümen Bağlantısı (Aileron-Rudder Interconnect)
ASG	Alt Seviye Gereksinimler
CAS	Kontrol Artırma Sistemi (Control Augmentation System)
Cmd	Komut (Command)
Cov	Kapsama (Coverage)
d	Derece
DIR	Dikey
Dist	Bozucu
DO	Doküman
DR	Dutch Roll
EASA	Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı
Ele	Elevatör
Err	Hata
EUROCAE	Avrupa Sivil Havacılık Teçhizatı Teşkilatı
Exc	Hariç (Excluded)
FAA	Amerikan Havacılık Dairesi
Filt	Filtre
FLCS	Uçuş Kontrol Sistemi (Flight Control System)
ft	Feet Ölçüsü
LAT	Yanal
lbs	Libre Ağırlık Ölçüsü
LEF	Hücum Kenar Flabı (Leading Edge Flap)
LONG	Boylamsal
MCDC	Değiştirilmiş Koşul/Karar Verme Kapsama Metriği (Modified Condition/Decision Coverage)
MIL	Askeri
MKA	Model Kapsama Analizi
Mod	Model

NASA	ABD Ulusal Havacılık Uzay Dairesi (The National Aeronautics and Space Administration)
Neg	Negatif
PDK	Paralel Dağıtılmış Kompanzasyon
PI	Oransal-İntegral (Proportional-Integral)
Pos	Pozitif (Positive)
PSAC	Yazılım Geliştirme Sertifikasyon Planı (Plan for Software Aspects of Certification)
rad	Radyan
rad2deg	Radyandan Dereceye (Radians to Degrees)
Ref	Referans işaret
RTCA	Radyo Teknik Havacılık Komisyonu
Rud	Dümen (Rudder)
s	Saniye
SAS	Kararlılık Artırma Sistemi (Stability Augmentation System)
SCMP	Yazılım Konfigürasyon Yönetim Planı (Software Configuration Management Plan)
SCS	Yazılım Kod Standartları (Software Code Standards)
SDP	Yazılım Geliştirme Planı (Software Development Plan)
SDS	Yazılım Tasarım Standartları (Software Design Standards)
SHGM	Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
SL	Simulink
SLDV	Simulink Design Verifier
SMS	Yazılım Modelleme Standartları (Software Modeling Standards)
SP	Kısa Periyot (Short Period)
SQAP	Yazılım Kalite Teminatı Planı (Software Quality Assurance Plan)
SRS	Yazılım Gereksinim Standartları (Software Requirements Standard)
SVP	Yazılım Doğrulama Planı (Software Verification Plan)
TBL	Tolerans Sınır Düzeyi (Tolerance Boundary Level)
ÜSG	Üst Seviye Gereksinimler
YASG	Yazılıma Atanan Sistem Gereksinimleri

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Tarihteki ilk kayıtlı uçak kazası, 1908 [21].....	7
Şekil 2.2 DO-178C yazılım geliştirme yaşam döngüsü süreçleri.....	9
Şekil 2.3 DO-178C ekleri	11
Şekil 3.1 Geleneksel (Şelale) yazılım geliştirme yaşam döngüsü	13
Şekil 3.2 Model tabanlı tasarım yazılım yaşam döngüsü	14
Şekil 3.3 Model tabanlı tasarım doğrulama ve izlenebilirlik faaliyetleri akışı.....	15
Şekil 4.1 F-16 savaş uçağı [24]	20
Şekil 4.2 Uçuş kontrol sistemi fonksiyonları.....	21
Şekil 4.3 Kısa periyot modu kararlı yunuslama salınımı [25].....	22
Şekil 4.4 Kararlı uzun periyot modu [25].....	23
Şekil 4.5 Yuvarlanma modu [25]	24
Şekil 4.6 Salımlı Dutch Roll modu [25].....	25
Şekil 4.7 Spiral mod gelişimi [25].....	26
Şekil 4.8 Kategori B uçuş fazı için kısa periyot modu doğal frekans gereksinimi [26].....	29
Şekil 4.9 YASG ile ÜSG geliştirilmesi, izlenebilirlik ve doğrulama aktiviteleri akışı.....	32
Şekil 4.10 Requirements Toolbox içerisine alınmış YASG	33
Şekil 4.11 Gereksinim tipleri.....	33
Şekil 4.12 Örnek birer YASG (SRATS-07) ile ÜSG (HLR-29)	34
Şekil 4.13 YASG ile ÜSG arasındaki izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox).....	36
Şekil 4.14 Gereksinim Raporu'ndan bir izlenebilirlik bağlantısı örneği.....	37
Şekil 4.15 Uçuş kontrol sisteminin geliştirilme, izlenebilirlik ve doğrulama akışı38	
Şekil 4.16 F-16 modeli	40
Şekil 4.17 Boylamsal eksen kararlılık artırma sistemi [15].....	43
Şekil 4.18 $\alpha/\delta e$ transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiğı	45
Şekil 4.19 $\alpha F/u e$ transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiğı	46
Şekil 4.20 qF/u transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiğı.....	47
Şekil 4.21 Boylamsal eksen yunuslama açısı kontrol artırma sistemi [15]	48
Şekil 4.22 $q/u1$ transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiğı	49
Şekil 4.23 kp 'nin seçilmesi	50
Şekil 4.24 Birim darbe giriş cevabı	51

Şekil 4.25 Yanal-dikey eksen kararlılık artırma sistemi [15].....	52
Şekil 4.26 kp 'nin belirlenmesi	53
Şekil 4.27 kr 'nin belirlenmesi.....	54
Şekil 4.28 Yuvarlanma açısız hızı kararlılık artırma sistemi aktif/deaktif ters işaretli darbe girişi (doublet) cevapları	55
Şekil 4.29 Sapma açısız hızı kararlılık artırma sistemi aktif/deaktif ters işaretli darbe girişi (doublet) cevapları	55
Şekil 4.30 Yanal-dikey eksen yuvarlanma açısı kontrol artırma sistemi [15].....	56
Şekil 4.31 kA 'nın belirlenmesi	57
Şekil 4.32 F-16 Uçuş Kontrol Sistemi (F16/FLCS)	59
Şekil 4.33 Boylamsal eksen PDK kontrolcüsü.....	60
Şekil 4.34 Boylamsal-Yanal-Dikey eksen kazançları üyelik fonksiyonları	61
Şekil 4.35 Yanal-dikey eksen paralel dağılımlı kompanzasyon kontrolcüsü.....	62
Şekil 4.36 ÜSG ile uçuş kontrol sistemi arasındaki izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox)	64
Şekil 4.37 ÜSG ile model arasında bir izlenebilirlik bağlantısı örneği	65
Şekil 4.38 ÜSG implementasyon takibi (Requirements Toolbox).....	66
Şekil 4.39 Uçuş kontrol sistemi doğrulama süreci ve otomatik üretilen raporlar ..	67
Şekil 4.40 Test Manager arayüzü	69
Şekil 4.41 F16_FLCS_TestFile.mldatx test dosyası	72
Şekil 4.42 Kısa periyot modu test senaryosu yunuslama açısız hızı cevabı.....	73
Şekil 4.43 Uzun periyot modu test senaryosu yunuslama açısız hızı cevabı	75
Şekil 4.44 Yuvarlanma modu test senaryosu yuvarlanma açısız hızı cevabı	76
Şekil 4.45 Spiral mod test senaryosu yuvarlanma açısı cevabı	78
Şekil 4.46 Dutch Roll mod test senaryosu yuvarlanma açısız hızı cevabı	79
Şekil 4.47 Uçuş kontrol sisteminin ÜSG bazlı doğrulanması takibi (Requirements Toolbox).....	80
Şekil 4.48 MKA ayarları	81
Şekil 4.49 MKA filtre içeriği.....	82
Şekil 4.50 MKA sonucu	82
Şekil 4.51 ÜSG ile test senaryoları arası izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox).....	83
Şekil 4.52 ÜSG ile benzetim durum ve prosedürü arası bir izlenebilirlik bağlantısı örneği	84
Şekil 4.53 DO-178C/DO-331 modelleme standartlarına uygunluk analizleri	85
Şekil 4.54 DO-178C/DO-331 modelleme standartlarına uygunluk analiz sonuçları (Model Standart Raporu)	86

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1 Yazılım planlama süreci çıktıları	9
Tablo 3.1 DO-178C dokümanından alınmış örnek bir çıktı [6].....	19
Tablo 4.1 Hava aracı sınıfı kategorileri.....	27
Tablo 4.2 Hava aracı uçuş fazı kategorileri	27
Tablo 4.3 Hava aracı uçuş kalitesi kategorileri	28
Tablo 4.4 Kısa periyot sönümlenme oranı limitleri	28
Tablo 4.5 Kısa periyot modu doğal frekans limitleri	29
Tablo 4.6 Uzun periyot modu sönümlenme oranı limiti	30
Tablo 4.7 Yuvarlanma modu azami zaman sabiti limiti	30
Tablo 4.8 Dutch Roll modu doğal frekans ve sönümlenme oranı limitleri.....	30
Tablo 4.9 Spiral mod yarıya düşme veya iki katına çıkma süresi limiti	30
Tablo 4.10 Uçuş kontrol sistemi tasarım noktaları	42
Tablo 4.11 0.5 mach 10000 ft kanat seviyesi kalıcı düz uçuş durumundaki F-16 trim değerleri.....	44
Tablo 4.12 Tasarım noktalarının kazanç parametre değerleri.....	58
Tablo 4.13 Eksik model kapsama analizi nedenleri ve çözümler	71
Tablo 4.14 Kısa periyot mod test senaryosu sonuçları	74
Tablo 4.15 Uzun periyot mod test senaryosu sonuçları	75
Tablo 4.16 Yuvarlanma modu test senaryosu sonuçları	77
Tablo 4.17 Spiral mod test senaryosu sonuçları.....	78
Tablo 4.18 Dutch Roll mod test senaryosu sonuçları	80

DO-178C/DO-331 Uyumlu Model Tabanlı Tasarım Yaklaşımı Kullanılarak Bulanık Mantık Tabanlı Uçuş Kontrol Sistemi Geliştirilmesi

Yunus ERTUĞRUL

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Cenk ULU

Uçuş kontrol sistemleri hava araçlarının görevlerini sorunsuz ve sağlıklı icra edebilmesi açısından oldukça önemlidir. Bu yüzden bu sistemlerden üretilen ve hava aracı uçuş kontrol bilgisayarında koşacak emniyet-kritik yazılımın, amacına uygun fonksiyonu gerçekleştirebilmesi ve bu esnada herhangi başka bir sistemin çalışmasını olumsuz yönde etkilememesi gerekir. Amerikan Havacılık Dairesi (FAA), Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA) gibi uluslararası havacılık sertifikasyon otoriteleri bu iki temel kuralı kendi havacılık kurallarında tanımlamışlardır. Öyle ki bu otoriteler, havacılık yazılımlarında bu iki temel kuralı denetleyen DO-178C yazılım rehber dokümanını ve yazılım geliştirme süreçlerinde kullanılan model tabanlı tasarım yöntemini açıklayan DO-331 ekini referans almaktadırlar.

Bu çalışmada DO-178C/DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımıyla F-16 savaş uçağına üç ekseninde kararlılık ve kontrol artırıcı sistemlerden oluşan bulanık mantık uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. Uçuş kontrol sistemi tasarımında

bulanık paralel dağıtılmış kompanzasyon (PDK) yöntemi kullanılmış ve standartlara uygun bir bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sistemi literatürde ilk kez tasarlanmıştır. İlk olarak Yazılıma Atanan Sistem Gereksinimleri (YASG) belirlenmiş, sonrasında bu gereksinimlerden daha detay bilgilere sahip Üst Seviye Gereksinimler (ÜSG) oluşturulmuştur. İki gereksinim seti arasında çift yönlü izlenebilirlik bağlantıları Simulink Requirements Editor aracında kurulmuştur. Bu faaliyetten sonra Simulink ortamında ÜSG'ye göre Alt Seviye Gereksinimleri (ASG) temsil eden uçuş kontrol sistemi modeli geliştirilmiştir. F-16 doğrusal olmayan sistem modeli olarak Minnesota Üniversitesi'nin oluşturduğu model kullanılmıştır. Model ve ÜSG arasında izlenebilirlik bağlantıları eklenmiştir. Daha sonra uçuş kontrol sistemi modelinin ÜSG ile doğrulanması, Simulink Test aracılığıyla geliştirilen model benzetim testleri üzerinden gerçekleştirilmiştir. DO-331 rehber dokümanından gelen model benzetim aktivitesi henüz koda geçmeden model üzerinde benzetimler çalıştırarak olası hataların olup olmadığını test etmektedir. Bu testler esnasında model kapsama analizleri de yapılmıştır. Modelde benzetim sırasında test edilmeyen herhangi bir elemanın olup olmadığını denetleyen bu analiz sonucunda %100 başarı oranına erişilmiştir. Bu da geliştirilen uçuş kontrol sistemi modelinde herhangi eksik bir kapsama olmadığını göstermektedir. Model tabanlı tasarım yönteminin model üzerindeki son aktivitesi standartlara uyumluluk kontrolüdür. Simulink'in Model Advisor aracı ile uçuş kontrol sistemi modelinin DO-178C/DO-331 standartlarına uyumluluğu kontrol edilmiş ve herhangi bir hata ile karşılaşılmamıştır. Nihayetinde bu aktivite ile süreç sonlanmış ve zaman, maliyet, harcanan efor gibi kriterlerde diğer geleneksel doküman tabanlı süreçlere göre birçok avantajı bulunan DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımıyla F-16 savaş uçağına bulanık PDK tabanlı bir uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: DO-178C, DO-331, model tabanlı tasarım, bulanık paralel dağıtılmış kompanzasyon, izlenebilirlik, doğrulama.

Development of Fuzzy Logic Based Flight Control System Using DO-178C/DO-331 Compliant Model Based Design Approach

Yunus ERTUĞRUL

Department of Mechatronics Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Cenk ULU

The flight control system software, which is one of the most important systems of aircraft, must perform the desired functions and must not adversely affect other systems while performing these functions. International aviation certification authorities such as the Federal Aviation Administration (FAA) and European Union Aviation Safety Agency (EASA) have regulated these two technical aviation rules in their own aviation regulations. These authorities refer to the DO-178C software guidance document for compliance with these two fundamental rules, and the DO-331 standard, which is an appendix to this document and explains the Model Based Design methodology.

In this study, a fuzzy logic based flight control system consisting of three-axis stability and control augmentation systems (SAS and CAS) is developed for the F-16 fighter aircraft by using the DO-178C/DO-331 compliant model-based design approach. In the flight control system design, the fuzzy parallel distributed compensation (PDC) method is used and a fuzzy PDC based flight control system in compliance with the standards is designed for the first time in literature. First, the system requirements allocated to software (SRATS) are developed, then high-level requirements (HLR) with more detailed information are created from these

requirements. Bidirectional traceability links between these two requirement sets are established in the Simulink Requirements Editor tool. After this activity, according to the HLR, a flight control system model representing the low-level requirements (LLR) is developed in the Simulink environment. The plant model provided by the University of Minnesota is used as the F-16 nonlinear system model. Traceability links between the model and HLR are added. Then, the verification of the flight control system model with the HLR is carried out through model simulation tests created in the Simulink Test Manager interface. The model simulation activity coming from the DO-331 guidance document tests whether there are any possible errors by running simulations on the model before the code development process. During these tests, model coverage analyses are also performed to check if there are any untested elements in the simulation model. As a result of these analyses, a success rate of 100% is reached. This result shows that there is no missing coverage in the developed flight control system model. The last activity of model-based design methodology in the model development phase is to check compliance with DO-178C/DO-331 standards. Compliance of the flight control system model with DO-178C/DO-331 standards is analyzed with the Simulink Model Advisor tool and no errors are found. Finally, the process is concluded with this activity, and the fuzzy PDC based flight control system is developed for the F-16 fighter aircraft using the DO-331 compliant model-based design approach, which has many advantages over other traditional document-based processes in terms of time, cost, and effort.

Keywords: DO-178C, DO-331, model based design, fuzzy parallel distributed compensation, traceability, verification.

1 GİRİŞ

Uçuş kontrol sistemleri hava araçlarının görevlerini sorunsuz ve sağlıklı bir şekilde icra edebilmesi açısından oldukça önemlidir. Bu yüzden bu sistemlerden üretilen ve hava aracı uçuş kontrol bilgisayarında koşacak emniyet-kritik yazılımın, amacına uygun fonksiyonu gerçekleştirebilmesi ve bu esnada herhangi başka bir sistemin çalışmasını olumsuz yönde etkilememesi gerekir. Amerikan Havacılık Dairesi (FAA) ve Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA) gibi uluslararası havacılık sertifikasyon otoriteleri bu iki temel kuralı kendi havacılık kurallarında tanımlamışlardır. Öyle ki bu otoriteler, havacılık yazılımlarında bu iki temel kuralı denetleyen DO-178C yazılım rehber dokümanını ve yazılım geliştirme süreçlerinde kullanılan model tabanlı tasarım yöntemini açıklayan DO-331 ekini referans almaktadırlar.

DO-178C dokümanı, hava araçlarında kullanılacak yazılımlar için, yazılım yaşam döngüsü süreçlerini, bu süreçlerin amaçlarını, aktivitelerini, tüm süreçler boyunca üretilmesi ve otoriteye sunulması gereken kanıt dokümanlarını detaylıca açıklar. Uçuş kontrol sistemi yazılımı DO-178C dokümanına uygun geliştirilip tüm uyum yöntemleri kanıtlarıyla birlikte ilgili otoritelere sunulursa, bu otoritelerden sertifikasyon alınmış olur ve bu yazılımın hava araçlarında kullanılabilmesine olanak sağlanır. Aksi takdirde yazılım hiçbir şekilde hava aracında kullanılamaz ve hava aracı servis hayatına başlayamaz.

Teknolojinin gelişmesiyle birlikte havacılık endüstrisinde sistemler daha karmaşık hale gelmekte, ülkeler ve firmalar arası rekabet daha da artmaktadır. Müşterilerinin taleplerine rakip firmalara göre daha kısa sürede ve daha az maliyetle yanıt verebilmek için büyük kurumsal şirketler yeni proje geliştirme yaşam döngülerine geçiş yapmaktadır. Model tabanlı tasarım yöntemi de bu döngülerden biridir. DO-178C rehber dokümanının eklerinden biri olan DO-331 dokümanı, hava aracı yazılımı geliştirme süreçlerinde model tabanlı tasarım yönteminin kullanılması durumunda sağlanması gereken çıktıları ve gerçekleştirilmesi gereken faaliyetleri detaylıca tanımlar. Havacılık alanında kullanımı artan bu yaklaşımın doküman tabanlı geliştirme süreçlerine göre zaman, maliyet, harcanan efor gibi kıstaslarda önemli avantajları bulunmaktadır. DO-

178C yazılım geliştirme rehber dokümanı ile DO-331 model tabanlı tasarım ek dokümanı, tüm süreçler, süreç aktiviteleri Bölüm 2 ve Bölüm 3'te detaylandırılmıştır.

Tez ana başlıklar olarak şu şekilde yapılandırılmıştır: Bölüm 1'de konu ile ilgili literatür özeti verilmiş ve tezin amacı belirtilmiştir. Ayrıca yapılan bu tez çalışmasının literatüre ne gibi yenilikler ve katkılar sunduğu açıklanmıştır. Bölüm 2'de havacılık alanında sertifikasyon faaliyetlerinin önemi, DO-178C yazılım geliştirme rehber dokümanının ve eklerinin içerikleri açıklanmıştır. Bölüm 3'te DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımının diğer geleneksel süreçlere göre farkları/avantajları ve tez çalışmasında hangi model tabanlı tasarım akışının kullanıldığı detaylandırılmıştır. Bölüm 4'te model tabanlı tasarım yaklaşımı ile gerçekleştirilen bu tez çalışmasının uygulama detayları belirtilmiştir. DO-178C ve DO-331 model tabanlı tasarım dokümanlarının gerektirdiği şekilde tüm süreçler uygulanarak F-16 savaş uçağına bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. İzlenebilirlik, doğrulama, model benzetimi, model kapsama analizi, DO-331 standardına uygunluk aktiviteleri gerçekleştirilmiştir. Tezin son bölümü olan Bölüm 5'te ise çalışma kapsamında ulaşılan sonuçlardan ve literatüre model tabanlı tasarım konusunda yapılan katkılardan bahsedilmiştir. Ayrıca gelecekte yapılabilecek ek çalışmalar belirtilmiştir.

1.1 Literatür Özeti

Tez çalışması kapsamında literatür araştırması yapılırken ana hedeflenen konu DO-178C yazılım rehber dokümanı ve DO-331 model tabanlı tasarım yöntemidir. İlk olarak bu konularda yapılan ulusal/uluslararası kaynaklar incelenmiştir. Sonrasında hava aracı uçuş kontrol sistemi ve tasarımı, bulanık mantık kontrolcüsü ile ilgili çalışmalar, uygulamalar detaylıca araştırılmıştır.

1.1.1 DO-178C ve DO-331 Model Tabanlı Tasarım Üzerine Gerçekleştirilen Çalışmalar

DO-178 [1] dokümanının ilk sürümü 1982 yılında yayımlanmıştır. Havacılık yazılım geliştirme süreçlerinde çok temel bilgiler içerir. Sonrasında gelişen teknoloji ile yeni sürümlerin oluşturulmasına ihtiyaç doğmuştur. 1985 senesinde DO-178 dokümanından daha güçlü yazılım geliştirme süreçleri prensiplerini

içeren DO-178A [2] yayımlanmıştır. DO-178A dokümanı gereksinimlerin doğrulama ve geçirme konularını da kapsamaktadır. 1992 yılında DO-178A'ya görece daha uzun olan DO-178B [3] sürümü oluşturulmuştur. Bu sürüm çıktı (objective) tabanlı faaliyetlere rehberlik sağlar. 2011 yılında yayımlanan ve günümüzde de kullanılan DO-178C [4] dokümanı DO-178B'ye çok benzer. Bununla birlikte çeşitli alanları netleştirir, parametre veri elemanları için rehber bilgiler ekler, yazılım geliştirme yaşam döngüsü süreçlerinde model tabanlı tasarım yönteminin kullanılması durumunda gerçekleştirilmesi gereken aktiviteleri açıklayan DO-331 eki [5] ile araç kalifikasyon konusu için DO-330 ekini referans gösterir [6]. Otoriteler denetleme süreçlerinde hangi sürüm aktifse o sürüme göre kontrollerini yapar.

[7] çalışmasında Matlab geçirme ve doğrulama araçları kullanılarak araç motoru kontrolcüsünün modelde ve donanımda testleri gerçekleştirilmiştir. Model tabanlı tasarım yaklaşımı kullanılmıştır. [8] makalesinde DO-178C/DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımıyla özgün ve otomatize yazılım geliştirme süreci önerilmiştir. Gereksinim yönetim aracı olarak Siemens firmasının web tabanlı uygulaması Polarion kullanılmıştır. [9] çalışmasında MathWorks firması çalışanları DO-178B için kalifiye edilmiş Matlab araçlarıyla model tabanlı tasarım yöntemini sunmuşlardır. Uçuş kontrol yazılım geliştirilmesinde model kullanımının önemli etkilerini not etmişlerdir. Bu bakımdan bu kaynağın o tarihler için çok önemli olduğunu vurgulamak gerekir. [10] kaynağında DO-331 standardı yönteminde tasarım modeli oluşturulurken uyulması gereken bir dizi kural tanımlanmıştır. Bu tasarım modelinin geliştirilme safhasında bu kurallara uyulması durumunda DO-331 model tabanlı tasarım dokümanında ilgili çıktıların karşılandığı vurgulanmıştır. [11] çalışmasında model tabanlı tasarım yaklaşımıyla tek fazlı inverter için Matlab'de sinüs darbe genişliği modülasyonu kontrol modeli oluşturularak otomatik kod üretilmiştir. Geleneksel yaklaşımla bu modelin ve kodun oluşturulmasının bir hayli zaman ve efor kaybına yol açtığı, model tabanlı tasarım metodolojisinin kullanılmasının geliştirme zamanını önemli ölçüde kısalttığı sonucuna varılmıştır. [12] çalışması mekatronik bir sistem, model tabanlı tasarım yaklaşımıyla nasıl geliştirilir sorusunun cevabını ortaya koymuştur. Model ve model tabanlı tasarım süreçlerini özetlemiştir. [13] kaynağında verilen yüksek lisans tezinde model tabanlı tasarım yönteminin hava

araçları yazılım geliştirme süreçlerinde kullanımı ve sertifikasyon aktiviteleri açıklayıcı ve sade bir dille aktarılmaktadır.

1.1.2 Uçuş Kontrol Sistemi Geliştirilmesi Kapsamında Gerçekleştirilen Çalışmalar

Havacılık endüstrisinde en önemli sistemlerden biri olan uçuş kontrol sistemlerinin temeli II. Dünya savaşından sonra atılmaya başlanmıştır. Uçakların kompleks ve karmaşık olan dinamiklerinin daha kolay anlaşılabilmesini sağlayan doğrusallaştırılmış hareket denklemleri teorisi [14] numaralı kaynakta ilk olarak ortaya atılmıştır. İlk zamanlardaki hava araçlarının kontrolündeki zorluklar, daha yüksek irtifalarda daha fazla uçuş arzusu, aerodinamik yüzey alanı azaltma ihtiyacı ile hava araçlarının pilotlar tarafından kolayca kontrol edilebilmesi oldukça güç hale gelmiştir. Bu yüzden otomatik uçuş kontrol sistemlerinin gelişmesi hızlanmıştır.

1970'li yıllar otomatik uçuş kontrol sistemlerin gelişimi açısından dönüm noktalarından biridir. Kontrol komutunun mekanik yerine elektriksel olarak iletildiği (fly-by-wire) uçuş kontrol sistemi tasarlanmıştır. Ayrıca esnetilmiş statik kararlılık (relaxed static stability) terimi literatüre girmiştir. Esnetilmiş statik kararlılık, hava aracının yüksek kabiliyetli manevralar yapması için ağırlık merkezinin kuyruğa doğru kayması bir anlamda statik kararlılığının esnetilmesidir. [15]. F-16 bu iki sisteme sahip hava aracı olarak o yıllarda tasarlanmış ve hala aktif şekilde günümüzde de görevini icra etmektedir.

Literatür incelendiğinde kontrol sistemlerinde bulanık mantık uygulamaları klasik kontrol çalışmalarından epeyce sonra başlamıştır. Takagi ve Sugeno bulanık mantık modeli en yaygın kullanılan bulanık mantık modelidir [16]. Paralel dağıtılmış kompanzasyon (PDK) yöntemi ise belirli bir Takagi – Sugeno bulanık modelinden bulanık mantık bir kontrolcü tasarlamak için bir prosedür sunar [17]. [18] çalışmasında DC motor sürücü sistemi için çeşitli çalışma noktalarında Takagi – Sugeno bulanık model tabanlı PDK prosedürüyle PID kontrolcüsü tasarlanmıştır. [19] numaralı kaynakta verilen yüksek lisans tezinde geleneksel uçuş kontrol sistemlerinin yalnızca doğrusal sistemler için verimli çalıştığı belirtilmiş, uçak dinamikleri gibi doğrusal olmayan sistemler için yine doğrusal olmayan bulanık mantık kontrolcüsünün daha başarılı sonuçlar vereceği

değerlendirilmiştir. Bu çalışmada L410 kodlu hava aracının uzunlamasına hareketinin otopilot fonksiyonları için Takagi – Sugeno bulanık model tabanlı PDK kontrolcüsü tasarlanmıştır. [20] makalesi elektrikli ısıtıcıdan gelen ortalama ısı yoluyla bir tanktaki sıvı sıcaklığının kontrolü için bulanık PDK kontrolcüsü tasarımını içermektedir. Çalışma sonunda çıkış verisinin yerleşme zamanı ile aşım miktarı değerlerinin PDK yöntemiyle tasarlanan bulanık mantık kontrolcüsünde klasik PID kontrolcüsüne göre daha iyi sonuçlar verdiği sonucuna ulaşılmıştır.

1.2 Tezin Amacı

Tezin amacı DO-178C/DO-331 uyumlu model tabanlı tasarım yöntemi kullanılarak bir savaş uçağı için bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmesidir.

Tez çalışmasında ilk olarak yazılıma atanan sistem gereksinimleri (YASG) belirlenmiş, sonrasında bu gereksinimlerden daha detay bilgilere sahip olan, uçuş kontrol sistemi tasarımı için gerekli tasarım gereksinimlerini ve başarımlarını kapsayan Üst Seviye Gereksinimler (ÜSG) oluşturulmuştur. ÜSG'ye göre; PDK yöntemini kullanarak, Alt Seviye Gereksinimleri (ASG) temsil eden ve tasarım modeli olarak adlandırılan bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. Model geliştirme ortamı olarak MATLAB Simulink programı kullanılmıştır. Model geliştirildikten sonra ÜSG tabanlı model benzetim testleri geliştirilmiş ve model üzerinde bu testler icra edilmiştir. Böylelikle model ÜSG'ye göre doğrulanmıştır. Ayrıca DO-178C/DO-331 rehber dokümanlarının gerektirdiği statik testler de model üzerinde koşutularak tasarlanan modelin standartlara uyumluluğu analiz edilmiştir. YASG ile ÜSG, ÜSG ile model, ÜSG ile model benzetim testleri arasında izlenebilirlik dokümanları oluşturulmuştur. Sonuç olarak; çalışma kapsamında DO-178C/DO-331 uyumlu model tabanlı tasarım yaklaşımıyla F-16 savaş uçağı için bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir.

1.3 Orijinal Katkı

Bu tez çalışmasında; DO-178C rehber dokümanına ve bu dokümanın eki olan DO-331 model tabanlı tasarım süreçlerine uyumlu olarak F-16 savaş uçağı için kararlılığın sağlanması, kontrol edilebilirliğin kolaylaştırılması, pilotun harcamak

zorunda kaldığı enerjinin en aza indirilmesi gibi önemli görevleri olan bulanık mantık tabanlı bir uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir.

Model tabanlı tasarım yöntemi üzerine gerçekleştirilen çalışmalar son yıllarda hız kazanmıştır. Fakat çoğu çalışmada bu yaklaşımın tanımı yapılarak süreçlerin özeti verilmekte ve sadece gereksinim yönetimi, doğrulama gibi alanlara odaklanılmaktadır. Bu tez çalışmasında ise model tabanlı tasarım aktiviteleri için en baştan başlayarak standartlara uygun bir model geliştirilinceye kadar tüm süreçler uygulamalı gösterilmektedir. Özgün olarak gereksinimlerin oluşturulması, buna göre uçuş kontrol sisteminin geliştirilmesi, yazılan model benzetim testleri ve bu testlerin sonuçları gibi birçok aktivite ayrıntılı olarak tez çalışmasında sunulmuştur.

Tüm süreçlerin Simulink araçlarıyla yürütüldüğü çalışma sayısı oldukça azdır. Bu çalışmalarda da DO-331 model tabanlı tasarım standardının gerektirdiği model benzetim konusunun detayına girilmemiştir. Ek olarak model benzetim testlerinde çok önemli bir yere sahip olan ve sertifikasyon otoritesine sunulan benzetim durum ve prosedürleri çıktısının uygulamalı örneğine rastlanmamıştır. Bu tez çalışmasında oluşturulan her model benzetim testi için benzetim durum ve prosedürleri oluşturulmuştur ve ilgili model benzetim testine entegre edilmiştir.

Tez çalışmasının diğer bir katkısı ise bu çalışmada bulanık PDK yöntemi kullanılarak standartlara uyumlu bulanık mantık tabanlı bir uçuş kontrol sistemi geliştirilmesidir. Literatürde standartlara uyumlu bu tür bir uçuş kontrol sistemi geliştirilmesi ile ilgili bir çalışmaya rastlanmamıştır.

Son olarak, DO-178C rehber dokümanı ve DO-331 model tabanlı tasarım standardı üzerine gerçekleştirilmiş sınırlı sayıdaki Türkçe kaynağa ek olarak bu tez çalışması ulusal literatüre katkı sunmaktadır.

2

HAVACILIK SERTİFİKASYON SÜREÇLERİ VE DO-178C YAZILIM GELİŞTİRME REHBER DOKÜMANI

2.1 Havacılık Sertifikasyonu

1900'lerin başlarında Wright kardeşlerin tarihte bilinen ilk uçuşu yapmalarından günümüze kadar havacılık tarihi gelişerek büyümektedir. Teknolojinin gelişmesi ile daha kompleks ve modernize sistemler ile donatılmış hava araçları görevlerini icra etmektedir. Nitekim tüm bu süreç boyunca tabi ki her gelişme kusursuz gitmemiştir. Literatüre ilk kayıtlı uçak kazası 1908 yılında geçmiş, yolcu Selfridge hayatını kaybetmiş, pilot Wright ağır yaralanmıştır. Bu kazaya ilişkin görüntü Şekil 2.1' de gösterilmiştir [21].



Şekil 2.1 Tarihteki ilk kayıtlı uçak kazası, 1908 [21]

Yakın dönemdeki en ölümcül kazalardan biri de 10 Mart 2019 Pazar günü Etiyopya'da kaza kırıma uğrayan Boeing 737-MAX-8 uçağıdır. 157 kişi hayatını kaybetmiştir [22]. Bu olay ve benzeri geçmişten günümüze sayılamayacak derecede birçok uçak kazası meydana gelmiş, sonuç olarak havacılıktaki kurallar

kanla yazılmıştır. Bu nedenle hava araçlarının emniyetli şekilde uçmaları ve güvenli uçuş elverişliliği için sertifikasyon terimi ortaya çıkmıştır. Havacılık sertifikasyonu, hava aracı geliştirme, hava aracının emniyetli şekilde görev icra edebilmesi ve riskleri en aza indirme gibi amaçları olan, havacılık otoriteleri tarafından oluşturulan kurallar ve düzenlemeler olarak tanımlanabilir.

Dünyada FAA ve EASA en tanınan sertifikasyon otoriteleridir. Ülkemizde ise Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) hava aracı sertifikasyon faaliyetlerini gerçekleştirmektedir. Sertifikasyon süreçleri hava aracının her bir alt sistemi (yapısal, donanım, yazılım vs.) için ayrı ayrı yürütülmektedir. Örneğin donanım sertifikasyonu için DO-254 [23] standardı bulunuyorken hava aracı yazılım sertifikasyonu için DO-178C rehber dokümanı bulunmaktadır.

2.2 DO-178C Yazılım Geliştirme Rehber Dokümanı

DO-178C yazılım geliştirme rehber dokümanı, hava aracı yazılımı geliştirme fazlarında gerçekleştirilecek aktiviteleri, süreçlerin çıktılarını, sertifikasyon otoritesine sunulacak tüm yazılım yaşam döngüsü kanıtlarını detaylıca açıklar. Bir başka deyişle henüz yazılım daha ortada yokken proje başlangıcından itibaren tüm planlama, geliştirme, test, konfigürasyon ve kalite faaliyetlerini denetleyen mekanizmadır. Radyo Teknik Havacılık Komisyonu (RTCA) ve Avrupa Sivil Havacılık Teçhizatı Teşkilatı (EUROCAE) tarafından yayımlanmıştır. Bu komisyonlar akademiden, sektör temsilcilerinden ve hükümet yetkililerinden birçok deneyimli uzmandan oluşmaktadır ve DO-178C rehber standardında yer alan her bir kural ve/veya bilgi ortak bir görüş ve çalışma birliği ile ortaya çıkmıştır. Airbus, Boeing, Bell ve BAE gibi kurumsal şirketler hava aracı uçuş kontrol yazılım sertifikasyon standardı olarak DO-178C rehber dokümanını kullanmaktadır.



Şekil 2.2 DO-178C yazılım geliştirme yaşam döngüsü süreçleri

Şekil 2.2’de görüldüğü üzere DO-178C yazılım geliştirme yaşam döngüsü birden fazla süreçten oluşur. Yazılım planlama fazında tüm yaşam döngüsü süreçleri, aktiviteler, doğrulama süreçleri, yazılım yaşam döngüsü çıktıları vs. planlanır. Planlama sürecinde Tablo 2.1’de verildiği gibi 5 ana doküman ve 4 standart oluşturulur:

Tablo 2.1 Yazılım planlama süreci çıktıları

YAZILIM PLANLAMA SÜRECİ ÇIKTILARI	
Ana Dokümanlar	Standartlar
PSAC: Tüm yazılım yaşam döngüsü süreçlerini, aktivitelerini ve kanıt dokümanlarını açıklayan ana dokümandır.	SRS: Yazılım gereksinim geliştirme süreçlerinde uyulması gereken standart dokümanıdır.

Tablo 2.1 Yazılım planlama süreci çıktıları (devamı)

YAZILIM PLANLAMA SÜRECİ ÇIKTILARI	
Ana Dokümanlar	Standartlar
SDP: Yazılım geliştirme faaliyetlerinin detaylarını açıklar.	SDS: Yazılım tasarım geliştirme aşamasındaki standartları belirtir.
SVP: Yazılım yaşam döngüsü süreçlerinde gerçekleştirilecek tüm doğrulama aktivitelerini detaylandırır.	SMS: Hava aracı yazılım geliştirme aşamalarında model tabanlı tasarım yönteminin kullanılması durumunda model geliştirilirken uyulması gereken kuralları tanımlar. Örneğin Simulink modeli üzerinde model geliştirilirken uyulması gereken kuralları içerebilir.
SCMP: Tüm süreçlerdeki konfigürasyon faaliyetlerini açıklar. Yaşam döngüsü verilerinin nasıl ve ne şekilde konfigürasyon sistemi altında tutulacağı bilgisini içerir.	SCS: Manuel kod üretiminde uyulması gereken kurallar bütünüdür.
SQAP: Yazılım yaşam döngüsü süreçlerinde yer alan tüm kalite teminatı aktivitelerini açıklar.	

Planlama sürecinden sonra yazılım doğrulama ve gereksinim geliştirme aşamaları başlar. Yazılım doğrulama süreci proje sonuna kadar devam eden tüm doğrulama aktivitelerini içeren proje fazıdır. Yazılım gereksinim geliştirme sürecinden sonra sırasıyla model ve kod geliştirme aşamaları devam eder. Son süreç olarak tüm verilerin birleştirildiği entegrasyon proje fazı bulunmaktadır.

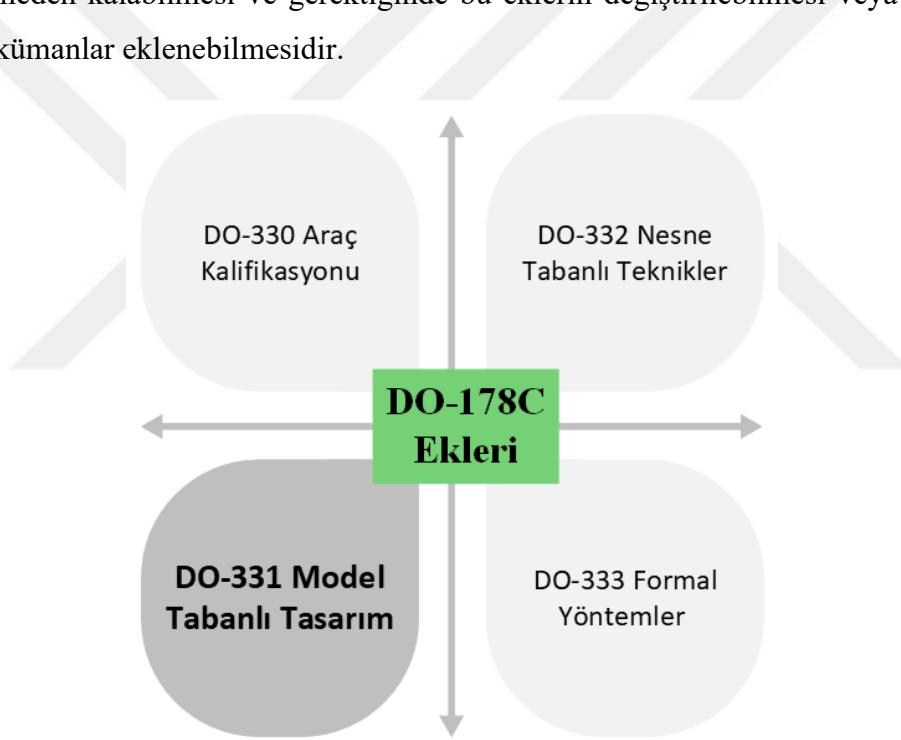
Yazılım konfigürasyon yönetimi, yazılım kalite teminatı ve yazılım sertifikasyon süreçleri projenin T0 ilk tarihinden itibaren başlar ve proje sonlanana dek sürer. Yazılım konfigürasyon yönetimi süreci yazılım yaşam döngüsü boyunca üretilen her çıktı için konfigürasyon takibini gerçekleştiren süreçtir. Şirketlerde bu aktiviteyi konfigürasyon faaliyetlerinden sorumlu bölüm yapar.

Yazılım kalite teminatı süreci tüm süreçleri kalite yönünden denetleyen ve teminat kapsamına alan fazdır. Yine bu aktiviteleri de kalite departmanları gerçekleştirir.

Yazılım sertifikasyon süreci ise proje sertifikasyonu ile otorite arasındaki bağlantıyı sağlayan süreçtir. Bu süreçte görevli personeller yaşam döngüsü kanıt dokümanlarını sertifikasyon otoritesine sunar.

2.3 DO-178C Ek Dokümanları

Havacılık sektöründe hızla gelişen teknoloji ve trendler RTCA ve EUROCAE komitelerini DO-178C ana dokümanına bazı ek dokümanların eklenmesine götürmüştür. Amaç teknoloji değiştikçe, DO-178C'nin ana gövdesinin değişmeden kalabilmesi ve gerektiğinde bu eklerin değiştirilebilmesi veya başka ek dokümanlar eklenebilmesidir.



Şekil 2.3 DO-178C ekleri

2011 yılında DO-178C sürümüne ek olarak Şekil 2.3'te belirtildiği üzere 4 doküman yayımlanmıştır. Her ek, DO-178C dokümanındaki kendi özel yöntemi için hedefe dayalı amaçları tamamlar ve bu amaçları genişletir.

DO-330 geliştirme süreçlerinde kullanılan araçların kalifikasyon aktivitelerini, DO-332 yaşam döngüsünün bir parçası olarak nesne tabanlı yöntemler kullanıldığı takdirde gerçekleştirilmesi gereken faaliyetleri, DO-333 ise formal yöntemler kullanılması durumunda yapılması gerekenleri açıklar.

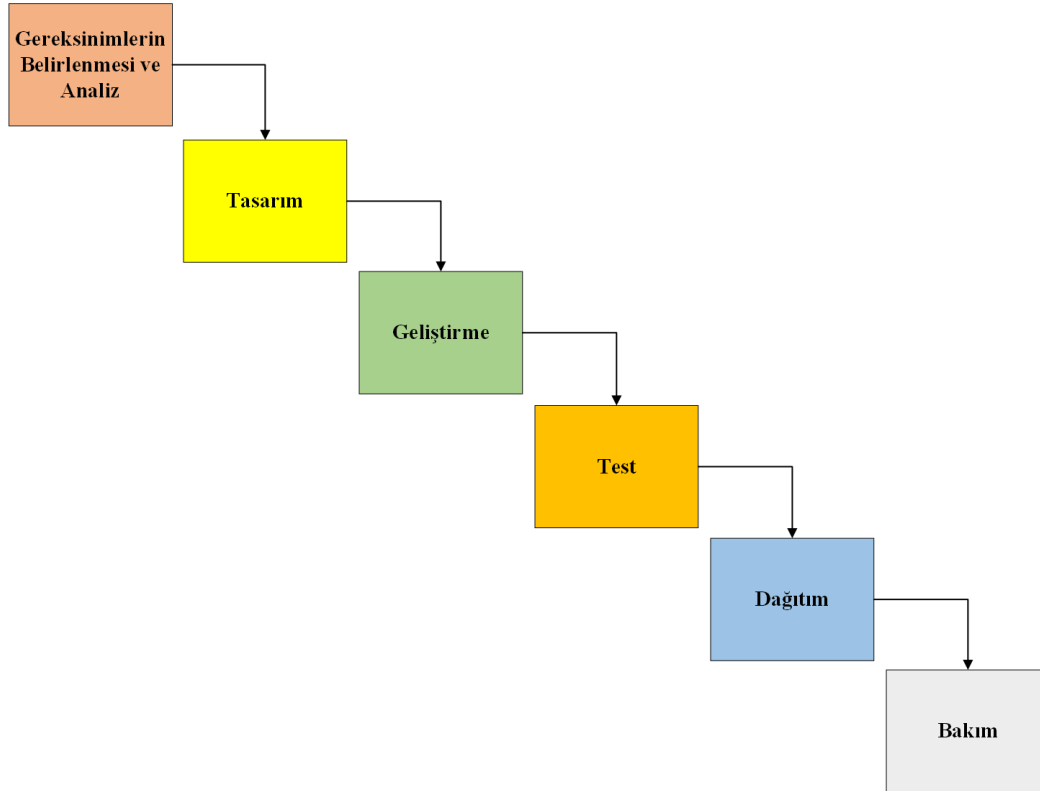
Bu ekler arasında DO-331 model tabanlı tasarım yöntemi öne çıkmaktadır. Son yıllarda yazılım geliştirme yaşam döngülerinde model tabanlı tasarım yaklaşımının artmasıyla birlikte bu standart önem kazanmıştır.



3.1 Geleneksel (Şelale) ve Model Tabanlı Tasarım Yazılım Yaşam Döngüsü Süreçleri

Kaliteli yazılımın geliştirilebilmesi için tüm proje ekiplerinin koordineli ve bir standardizasyon takibi yaparak çalışması gerekir. Bu noktada yazılım yaşam döngüsü süreçleri devreye girer. Yazılım yaşam döngüsü, yazılım geliştiriminin her aşamasında gerçekleştirilmesi gereken aktiviteleri özetleyen bir yapı demektir.

Geçmişten günümüze birçok yazılım yaşam döngüsü çeşitleri bulunmaktadır. Bunlardan belki de en çok kullanılanı Şekil 3.1’de verilen geleneksel, şelale ya da çağlayan da denilen yazılım yaşam döngüsüdür.

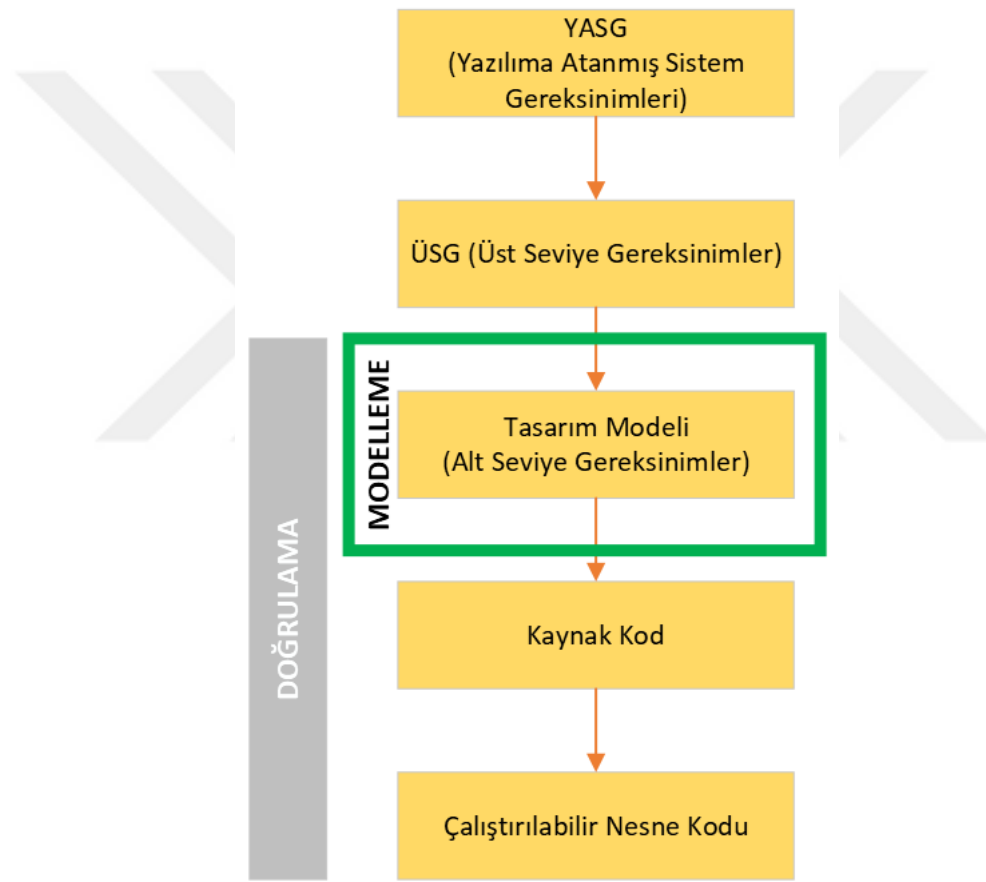


Şekil 3.1 Geleneksel (Şelale) yazılım geliştirme yaşam döngüsü

Doküman odaklı bu yaşam döngüsü süreçlerinde her bir faz bir önceki fazın bitimiyle başlar ve otomatize değil el ile, ilgili dokümanlar oluşturulur. Bu durum karmaşık sistemlerin tüm proje ekibi tarafından anlaşılmasını zorlaştırır. Ortak bir

dil olmaması nedeniyle proje içerisindeki farklı ekipler arası iletişim zordur. Ek olarak geleneksel yazılım yaşam döngüsünde test ve doğrulama süreci projenin sonlarına doğru gerçekleştirilir. Hal böyle iken olası bir hata ancak proje takviminin son safhalarında tespit edilir. Bu durum da projeye ek zaman, maliyet ve efor dezavantajı getirir.

Geleneksel yazılım yaşam döngüsünün tüm bu olumsuz etkileri sebebiyle model tabanlı tasarım yöntemi ortaya çıkmıştır. Özellikle havacılık sektöründeki birbirleriyle rekabet halinde bulunan şirketler bu yeni yaklaşıma geçerek zaman ve maliyet avantajlarına sahip olmak istemektedir.

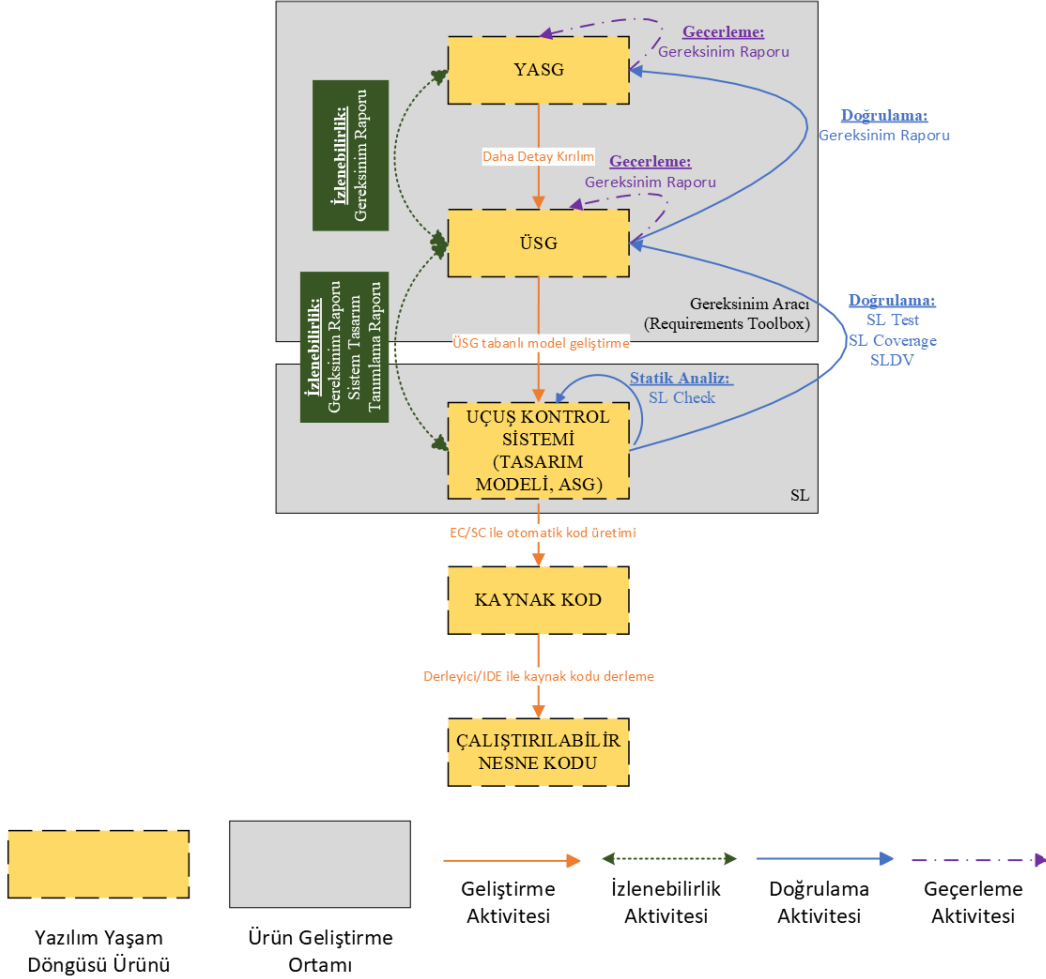


Şekil 3.2 Model tabanlı tasarım yazılım yaşam döngüsü

Şekil 3.2’de de görüldüğü üzere model tabanlı tasarım yaklaşımıyla yazılım geliştirme süreçlerinde ASG, model olarak yansıtılır. Ayrıca model geliştirildikten sonra gereksinim tabanlı test senaryolarıyla doğrulama aktiviteleri başlar ve erken safhada olası hatalar bulunur. Model doğrulandıktan sonra aynı ortamda otomatik kod üretilir. Model tabanlı tasarım akışının doküman tabanlı süreçlere göre, bu ve benzeri birçok avantajına bir sonraki bölümde değinilmiştir.

3.2 DO-331 Model Tabanlı Tasarım Yazılım Yaşam Döngüsü ve Avantajları

Modelleme yaklaşımı, geleneksel yazılım yaşam döngüsü süreçlerinin doküman tabanlı oluşundan kaynaklanan sorunlarına çözüm getirmektedir. DO-331'e göre modeller, yazılım geliştirme ve doğrulama süreçlerinin bir parçası olarak yazılım gereksinimlerini ve/veya mimariyi kısmen veya tamamen temsil ederler [5].



Şekil 3.3 Model tabanlı tasarım doğrulama ve izlenebilirlik faaliyetleri akışı

Şekil 3.3'te detaylı model tabanlı tasarım akışı bulunmaktadır. Süreçlere bakacak olursak; ilk olarak metin tabanlı YASG oluşturulur. Bu gereksinimler sistemin en üst seviyeden isterlerini açıklar, detay bilgiler bu gereksinimlerde yer almaz. YASG'yi geliştiren proje personeli veya personellerinden farklı proje üyeleri, gözlemci rolüyle bu gereksinimleri inceleyerek geçerleme faaliyetlerini üstlenirler. Geçerleme (validation), yazılım yaşam döngüsü verisinin (YASG, ÜSG gibi) bağımsız kişilerce belirli bir gözden geçirme kuralları (checklist)

üzerinden detaylı incelenmesidir. Herhangi bir olumsuz bulguda ilgili problem düzeltilmeden bir sonraki sürece geçilemez. O nedenle gereksinimlerin geçirme faaliyeti proje yazılım yaşam döngüsü süreçlerinde oldukça önemli bir yere sahiptir.

Gözden geçirme süreci bittikten sonra YASG'den daha detay kırılımlar yapılarak yine metin tabanlı ÜSG geliştirilir. ÜSG kısaca model geliştirmeye yönelik isterlerdir. ÜSG geliştirme faaliyetleri bitiminde yine bağımsız gözden geçirenler bu isterler üzerinde geçirme aktivitelerini gerçekleştirir. İki gereksinim seti oluşturulduktan sonra aralarında izlenebilirlik bağlantıları kurulur.

Sonrasında ÜSG'ye göre tasarım modeli geliştirilmeye başlanır. Geliştirme faaliyetleri bitiminde model ile ÜSG arasında izlenebilirlik linkleri yaratılır. Sonras ÜSG tabanlı test senaryolarıyla model doğrulanır, olası hatalar henüz kod dahi oluşturulmadan gün yüzüne çıkmış olur. Son aşamada tasarım modeli üzerinde DO-178C/DO-331 standartlara uyumluluk analizleri koşturulur. Tüm analiz ve testlerin başarılı sonuçlanmasıyla DO-178C/DO-331 model tabanlı tasarım yöntemi ile tasarım modeli geliştirildi denebilir. Sonrasında otomatik kod üretimi ve çalıştırılabilir nesne kodu üretimi devam eder. Bu tez çalışmasında bu aşamalar kapsam dışında bırakılmıştır.

Model tabanlı tasarım yaklaşımının gereksinimlerin model olarak tutulmasından ve süreçlerin otomatize olmasından kaynaklanan birçok avantajı bulunmaktadır:

- Süreç dokümanlarının geliştirilen model tarafından otomatik üretilmesi,
- Modelin ölçülebilir olması sebebiyle karmaşık sistemlerin kontrolünün ve yönetiminin kolay olması,
- Model geliştirilme sürecinde belirli bir sistematik takip edildiği için bilgiye erişimin daha kolay olması,
- Gereksinimlerin bir model olarak gösterimi ve bu model gösterimi için ortak bir dil kurulması sebebiyle ekipler arası iletişimin artması,
- Proje doğrulama faaliyetlerinin projenin erken safhalarında başlamasıyla olası hataların henüz kod üretilmeden çok erken tespiti ve düzeltilmesi,
- Sistem gereksinimlerinde yanlış, belirsiz ve tutarsız bilgiler varsa ÜSG geliştirme aşamasında bunların tespiti, böylece ÜSG geliştirme aşamasından önceki aşamaların çıktılarının en az hatada olması,

- Modelde veya herhangi bir gereksinim setinde bir değişiklik olduğu takdirde analizlerin, testlerin yeniden kolayca koşturulabilmesi veya izlenebilirlik linklerinin yeniden kolayca kurulabilmesi,
- Kalifiye araçlar ile modelden otomatik kod üretimi,
- Gereksinimlerin model olarak tutulması nedeniyle model ile gereksinimler arası izlenebilirliğin kolayca kurulabilmesi,

Tüm bu avantajlar incelendiğinde model tabanlı tasarım yönteminin zaman, maliyet ve harcanan efor bakımından önemli getirileri olduğu anlaşılmaktadır.

3.3 Yazılım Emniyet Seviyeleri

Hava aracı yazılımlarının sistemdeki görevlerine göre çeşitli emniyet seviyeleri bulunmaktadır. Bunlar:

- Ölümcül (A): birden çok hatayı tetikleyerek genelde hava aracının düşmesine sebep olan ciddi hatalar
- Tehlikeli (B): hava aracının kabiliyetlerini veya uçuş ekibinin olumsuz koşullarla mücadele yeteneklerini ciddi oranda düşürerek sistemin güvenlik limitlerini ciddi oranda düşüren, hava aracının limitlerini uçuş ekibinin görevlerini yerine getirebilmesi için gerekli uçuş alanının dışına çıkaran, ciddi yaralanma veya ölümlü kazalara sebep olan hatalar
- Büyük boyutlu (C): hava aracının kabiliyetlerini veya uçuş ekibinin olumsuz koşullarla mücadele yeteneklerini düşürerek yaralanmalara sebep olan hatalar
- Küçük boyutlu (D): hava aracının yeteneklerini düşük oranda düşürerek uçuş konforunu düşüren hatalar
- Güvenliği etkilemeyen (E): hava aracının güvenli uçuş koşullarını veya yolcuların ve faydalı yükün güvenliğini etkilemeyen hatalar

Uçuş kontrol sistemi, hava aracı için en kritik sistemlerin başında gelmesinden dolayı bu tez çalışmasında uçuş kontrol bilgisayarında koşacak emniyet-kritik yazılımın en yüksek yazılım emniyet seviyesine sahip olması gerektiği değerlendirilmiştir. Bu yüzden bu kategori Seviye A olarak seçilmiştir.

Bu emniyet seviyelerine göre DO-178C ve DO-331 dokümanlarında yer alan ve yazılımın sertifikasyon için karşılanması gereken çıktılar belirlenmektedir.

Şöyle ki örneğin DO-178C rehber dokümanından alınmış Tablo 3.1'deki örnek bir çıktıda A ve B yazılım emniyet seviyesi için içi dolu bir daire, C seviyesi için içi boş bir daire ve D seviyesi için herhangi bir şekil bulunmamaktadır. Bu demek oluyor ki A veya B emniyet seviyesi ile sertifikaya edilmek istenen bir yazılım için bu çıktının bağımsız olarak sağlanması gerekmektedir. C seviyesi ile sertifikaya edilmek istenen bir yazılım için bu çıktı bağımsız olmasa da sağlanması gerekir. D seviyesi ile sertifikaya edilmek istenen bir yazılım için bu çıktının sağlanmasına gerek yoktur. Sonuç olarak bu emniyet seviyelerine göre DO-178C ve DO-331 standartlarına uygunluk için sağlanması gereken çıktıların sayısı değişmektedir. Örnek verecek olursak; en yüksek yazılım emniyet seviyesi A için, sağlanması/karşlanması gereken çıktıların sayısı haliyle en fazladır.



Tablo 3.1 DO-178C dokümanından alınmış örnek bir çıktı [6]

#	Objective		Activity	Applicability by Software Level				Output		Control Category by Software Level				
	Description	Ref	Ref	A	B	C	D	Data Item	Ref	A	B	C	D	
3	Executable object code complies with low-level requirements	6.4.c	6.4.2					Software verification cases and procedures	11.13	①	①	②		
			6.4.2.1	●	●	○	Software verification results			11.14	②	②	②	
			6.4.3								Trace data	11.21	①	①
			6.5											

4

MODEL TABANLI TASARIM YAKLAŞIMIYLA BULANIK MANTIK TABANLI UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ GELİŞTİRİLMESİ

Bu tez çalışmasında önceki bölümlerde detaylıca açıklanan, geliştirilecek yazılımı A seviye sertifikaya edebilmek için otoritelerin zorunlu tuttuğu DO-178C rehber dokümanı ve DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımına uygun uçuş kontrol sistemi tasarımı yapılmıştır. Uygulamalı olarak yazılım geliştirme, doğrulama ve izlenebilirlik aktiviteleri model tabanlı tasarım yaklaşımıyla gerçekleştirilmiştir.

4.1 F-16 Hava Aracı

Uçuş kontrol sistemi geliştirilen hava aracı olarak literatürde birçok aerodinamik verileri bulunan ve üzerinde sayısız çalışmalar yapılmış, Şekil 4.1’de bir görüntüsü verilen F-16 savaş uçağı seçilmiştir.



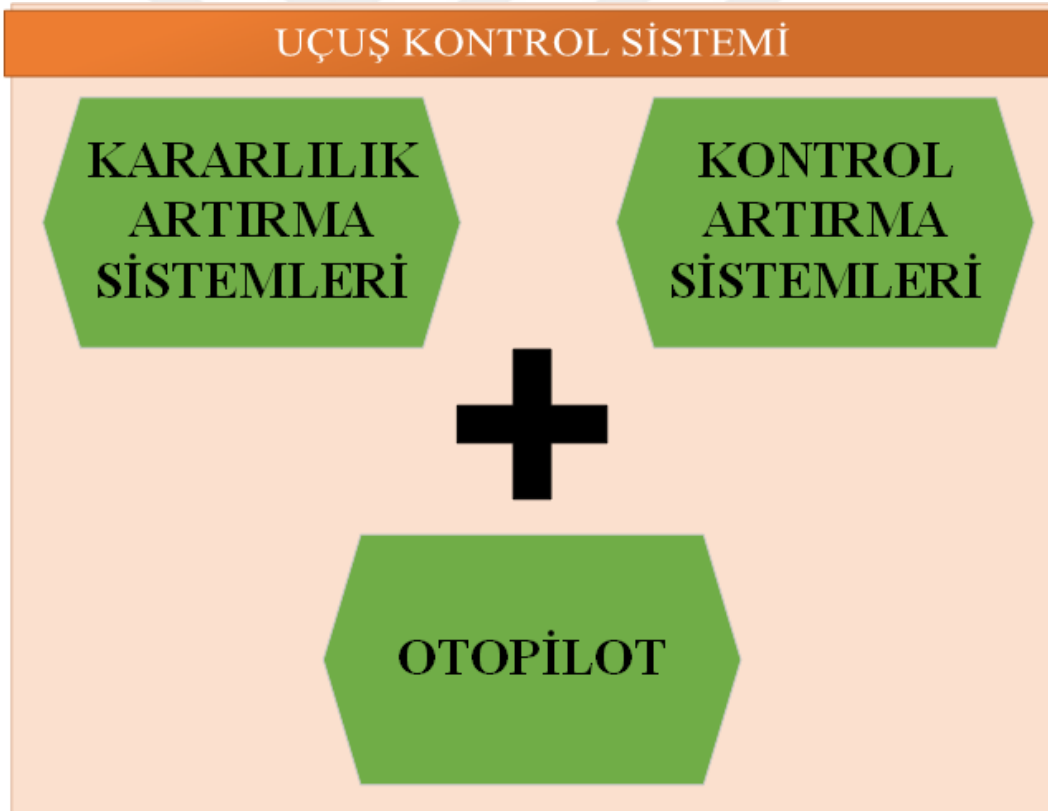
Şekil 4.1 F-16 savaş uçağı [24]

Modern savaş uçaklarının öncüsü olarak gösterilen F-16 yüksek manevra yeteneğine sahip olması için statik olarak kararsız (Relaxed Static Stability)

tasarlanmıştır. Bu nedenle görevlerini icra ederken sorunsuz bir şekilde uçabilmeleri için aktif bir uçuş kontrol sistemine ihtiyaçları vardır.

4.2 Uçuş Kontrol Sistemi

Yüksek başarılı savaş uçaklarının yardımcı kontrol sistemleri olmadan uçmaları oldukça zordur. Yüksek manevra yeteneğine sahip araçlar kararsız tasarlandıklarından dolayı pilota çok iş düşmektedir. Bu nedenle kararlılığı ve kontrolü artıracak uçuş kontrol sistemleri tasarlanmaktadır. Uçuş kontrol sistemleri Şekil 4.2’de de görüldüğü üzere; kararlılık artırma sistemleri (SAS), kontrol artırma sistemleri (CAS) ve otopilot fonksiyonlarından oluşur. Her bir fonksiyonun kendi içinde algoritmaları bulunur. Bu tez çalışması kapsamında otopilot sistemleri devre dışı bırakılmış, kararlılık artırma sistemleri ile kontrol artırma sistemleri tasarımları gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.2 Uçuş kontrol sistemi fonksiyonları

4.2.1 Kararlılık Arttırma Sistemleri ve Kontrol Arttırma Sistemleri

Dinamik kararlılık, sabit salınımsız uçuşun ardından dışarıdan herhangi bir rüzgâr, türbülans vs. bozucuya karşı hava aracının vereceği tepkidir. Hava aracı bu

tepkiiyi iyi bir sönümleme oranı ile sönümleyebilir veya kararsız olarak daha fazla salınım göstererek stall durumuna düşebilir. Bu durum tamamen hava aracının dinamiklerine ve sahip olduğu uçuş kontrol sistemine bağlıdır. Statik veya dinamik olarak kararsız bir uçak kararlılık artırma sistemleri ile kararlı hale gelebilir veya kararlı bir uçağın yine aynı sistemler ile kararlılığı artırılabilir.

Hava aracının kontrol artırma sistemleri, yüksek hücum açılarında hızlı manevralar yapabilmesini sağlar. Geliştirilen bu sistemler ile savaş uçakları üstün manevralar ve hassas bir şekilde hedef takibi yapabilir.

Bu sistemlerin tasarımı yapılırken hava araçları açısından kritik öneme sahip dinamik kararlılık modları bulunmaktadır. Tasarlanan uçuş kontrol sisteminin bu modlar üzerindeki etkisi oldukça önemlidir ve analiz edilmesi gerekir.

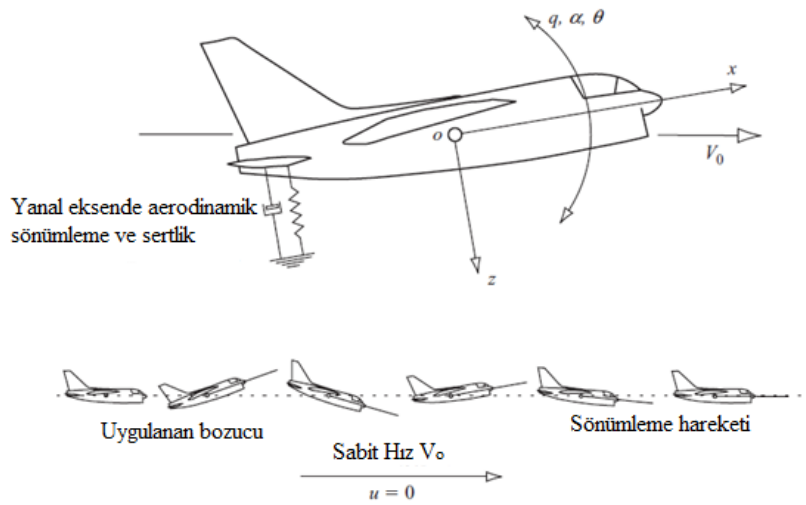
4.2.2 Dinamik Kararlılık (Uçuş) Modları

Dinamik kararlılık modları boylamsal ve yanal-dikey eksenlerde gözlemlenen modlar olarak 2 ana grupta incelenmektedir.

4.2.2.1 Boylamsal Eksen Dinamik Kararlılık Modları

İki adet boylamsal eksen dinamik kararlılık modu mevcuttur:

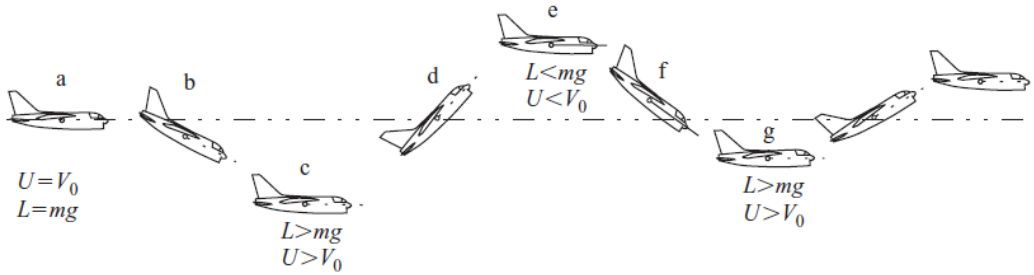
- Kısa Periyot Modu (Short Period Mode): Şekil 4.3'te detaylı görüntüsü verilen bu mod, y eksenini etrafındaki yunuslama sönümlemesidir. Hücum açısı (α) ve yunuslama açısal hızı (q) değişkendir.



Şekil 4.3 Kısa periyot modu kararlı yunuslama salınımı [25]

Kısa periyot modunun hem sönümlenme oranı hem de doğal frekansı yüksektir. Doğal frekans aralığı genellikle 1 rad/s ile 10 rad/s arasındadır [25]. Genliği değerinin yarısına indirme süresi genellikle 1 saniye civarındır. Uçuş kontrol sistemi tasarımı yapılırken bu mod çok kritiktir çünkü uçağın bozucu etkiyi kısa sürede bastırması gerekir.

- Uzun Periyot Modu (Phugoid Mode): Hava hızı (V_t) ile yunuslama açısı (θ) değişken, hücum açısı (α) ise sabittir. Kısa periyot modun aksine düşük sönüme ve doğal frekansa sahiptir. Süresi yaklaşık 20-60 saniyedir. Bu nedenle uçuş kontrol sistemi tasarımında çok kritik değildir zira pilot bu kadar uzun sürede dışarıdan gelen herhangi bir bozucuyu zaten toparlayacaktır. Doğal frekansı 0.1 rad/s ile 1 rad/s arasındadır [25]. Şekil 4.4'te kararlı uzun periyot modu hareketi verilmiştir.

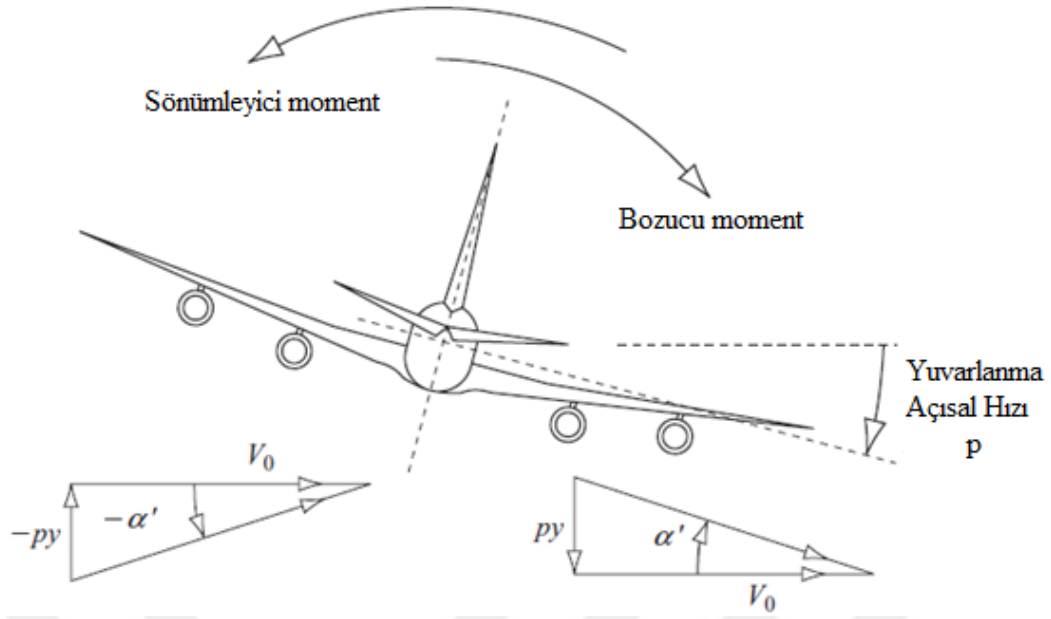


Şekil 4.4 Kararlı uzun periyot modu [25]

4.2.2.2 Yanal-Dikey Eksen Dinamik Kararlılık Modları

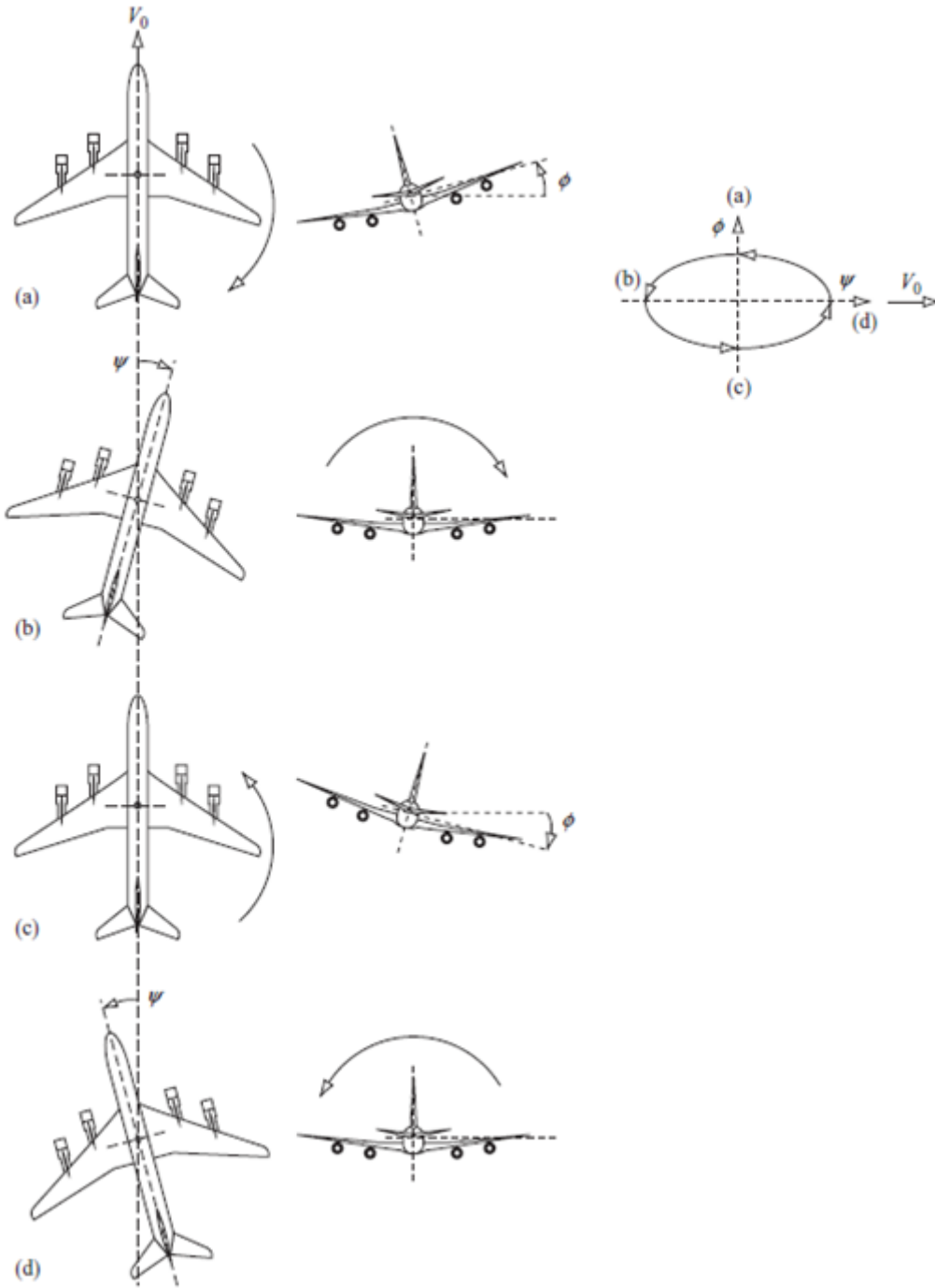
Bu eksenlerden birindeki hareketler diğer eksenleri de etkilemektedir. Bu nedenle dinamik kararlılık modları bu eksenler için birlikte ele alınır. Üç adet yanal-dikey eksen dinamik kararlılık modu mevcuttur:

- Yuvarlanma Modu (Roll Subsidence Mode): Özetle yuvarlanma hareketinin sönümlenmesidir. Bozucu bir yuvarlanma momenti verildiğinde ters yönde bir sönümleyici moment oluşur ve bu moment dengelenene kadar devam eder. Ancak bu durum pilotlar açısından yuvarlanma tepkisinde gecikmeye sebep olur. Bu gecikme sabitinin değeri uçuş kontrol sistemi tasarımında oldukça önemlidir. Şekil 4.5 yuvarlanma modunu açıklamaktadır.



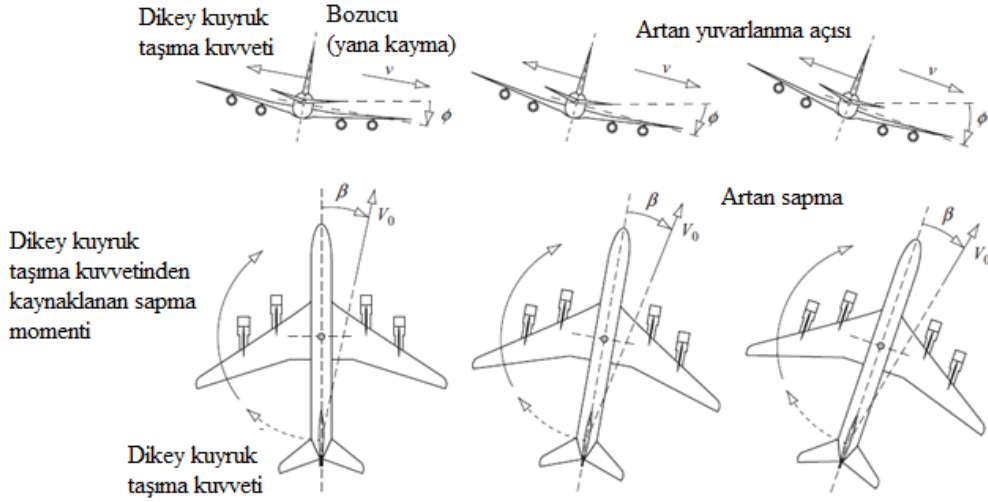
Şekil 4.5 Yuvarlanma modu [25]

- Dutch Roll Modu (Dutch Roll Mode): Şekil 4.6'da görüntüsü bulunan bu mod, Hollandalı patenciler tarafından yapılan bir buz pateni hareketine benzerliğinden dolayı bu adı almıştır. Karakteristik polinomda karmaşık kök çiftiyle ifade edilir. Salınımlı birleşik yuvarlanma ve biraz yana kayma hareketidir. Boylamsal ekseninde yer alan kısa periyot modunun yanal hareketteki karşılığı sayılabilir ve bu iki modun frekansları birbirine yakındır.



Şekil 4.6 Salınlı Dutch Roll modu [25]

- Spiral Mod (Spiral Mode): Yuvarlanma, sapma ve yana kayma hareketlerini içeren, salınımsız ve karakteristik denklemde gerçek köke sahip moddur. Zaman sabiti çok yüksek olduğundan dolayı pilot durumu kontrol edebilmektedir. Bu nedenle bu modun kararlılığı diğer modlara oranla daha az kritikliğe sahiptir. Şekil 4.7’de spiral mod hareketi bulunmaktadır.



Şekil 4.7 Spiral mod gelişimi [25]

4.2.3 Uçuş Kalite Standartları

Uçuş kontrol sistemi tasarımına başlamadan önce isterlerin belirlenmesi gerekmektedir. Bu isterler askeri standartlardan gelen başarımlar gereksinimleridir. Kontrol sisteminin içerdiği kararlılık ve kontrol artırma sistemlerinin MIL-F-8785C [26] standardındaki dinamik kararlılık (uçuş) modları temelli uçuş kullanım kalitesi (flying qualities) gereksinimlerini karşılaması gerekmektedir. Böylelikle yüksek hücum açılarında gerçekleştirilen manevralar ile ani bir durumda manevralar arası geçişlerde pilotun harcamak zorunda kaldığı eforu düşüren diğer bir deyişle uçuş kullanım kalitesini artıran uçuş kontrol sistemi tasarlanmış olur. Ancak tasarım yapılırken var olan tüm kısıtlar bunlarla sınırlı olmamakla birlikte, bu tez çalışması kapsamında burada bahsedilen isterler göz önünde bulundurularak uçuş kontrol sistemi tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Gereksinimlerin sınır koşulları, kontrol sistemi geliştirilen hava aracının çeşitli özelliklerine göre değişebilmektedir. Bu özellikler hava aracının sınıfı (Sınıf I, Sınıf II, Sınıf III, Sınıf IV), uçuş fazı kategorisi (Kategori A, Kategori B, Kategori C), uçuş kalitesi seviyesidir (Seviye 1, Seviye 2, Seviye 3) ve detayları aşağıdaki tablolarda verilmektedir (Tablo 4.1, Tablo 4.2 ve Tablo 4.3):

Tablo 4.1 Hava aracı sınıfı kategorileri

Hava Aracı Sınıfı Tipleri	Hava Aracı Sınıfı Tiplerinin Özellikleri
Sınıf I	Küçük ve hafif ağırlıktaki uçaklar
Sınıf II	Manevra yeteneği düşük ve orta seviye olan orta ağırlıktaki uçaklar
Sınıf III	Manevra yeteneği düşük ve orta seviye olan büyük ve ağır uçaklar
Sınıf IV	Manevra yeteneği yüksek seviye olan uçaklar

Tablo 4.2 Hava aracı uçuş fazı kategorileri

Hava Aracı Uçuş Fazı Kategorileri	Hava Aracı Uçuş Fazı Kategorilerinin Özellikleri
Kategori A	Hızlı manevra, hassas takip ve uçuş yörünge kontrolü gerektiren uçaklar (havadan havaya muharebe, kara saldırısı, keşif, silah bırakma, arazi takip vb. gibi görevler)
Kategori B	Hassas takip olmadan kademeli manevralarla uçuş yörünge kontrolü gerektiren uçaklar (tırmanma, düz uçuş, alçalma, süzülme vb. manevralar)
Kategori C	Kademeli manevralar gerçekleştiren, uçuş yörünge kontrolü gerektiren uçaklar (kalkış, katapult ile kalkış, yaklaşma, iniş vb. manevralar)

Tablo 4.3 Hava aracı uçuş kalitesi kategorileri

Hava Aracı Uçuş Kalitesi Seviyeleri	Hava Aracı Uçuş Kalitesi Seviyelerinin Özellikleri
Seviye 1	Görev uçuş aşaması için açıkça yeterli olan uçuş kalitesi
Seviye 2	Görev uçuş aşamasını gerçekleştirmek için yeterli uçuş niteliklerine sahip, ancak pilot iş yükünde bir miktar artış veya görev etkinliğinde azalma veya her ikisinin de mevcut olduğu uçuş kalitesi
Seviye 3	Uçağın güvenli bir şekilde kontrol edilebileceği, ancak pilotun iş yükünün aşırı veya görev etkinliğinin yetersiz olduğu veya her ikisinin de mevcut olduğu uçuş kalitesi

Sonuç olarak, özellikleri dikkate alındığında F-16 savaş uçağının kategorisi Sınıf IV, Kategori B, Seviye 1 şeklindedir.

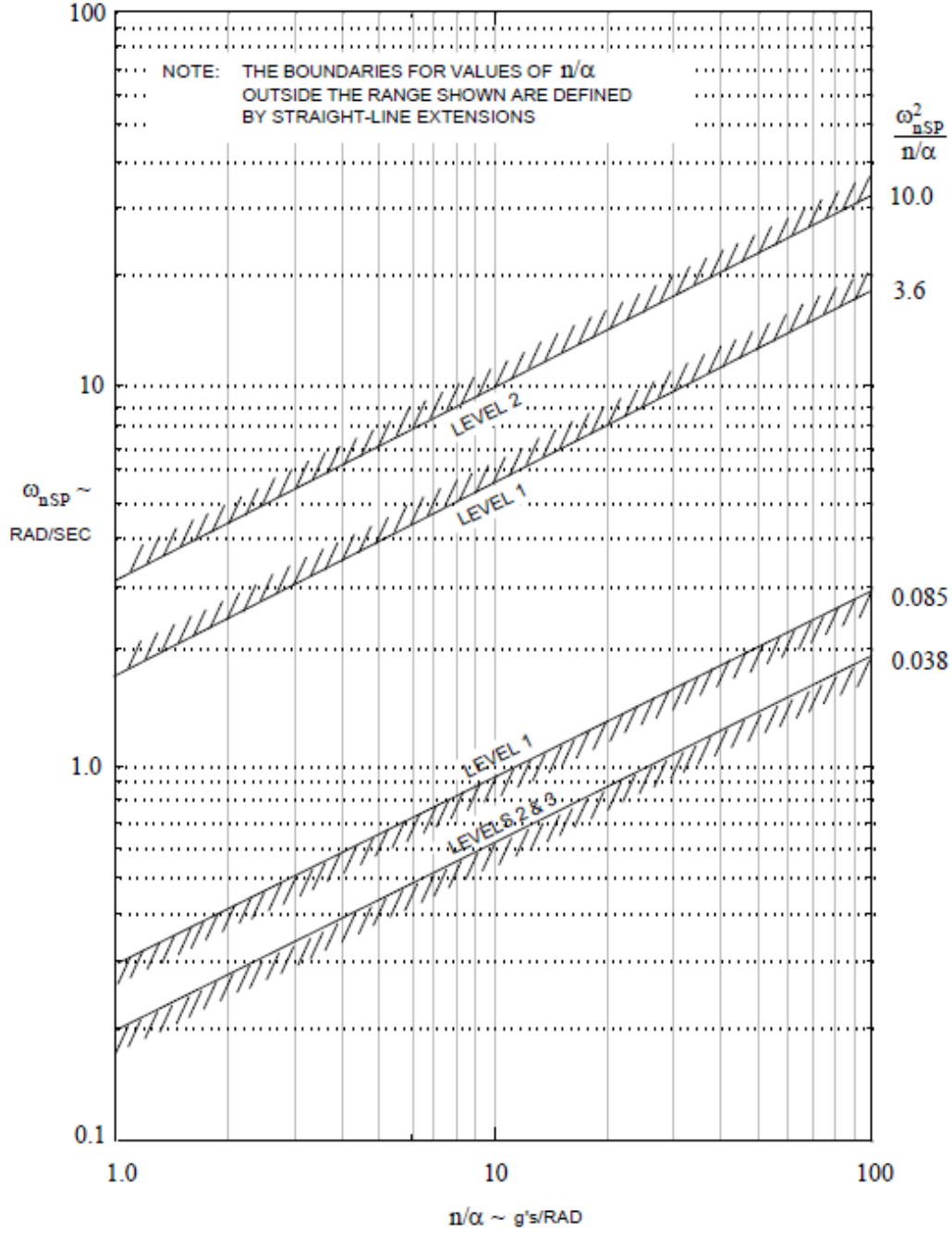
Bu kategoriye göre her bir dinamik kararlılık modu için uçuş kalitesi gereksinimlerinin sınırları belirlenmiştir.

4.2.3.1 Boylamsal Eksen Dinamik Kararlılık Modları Uçuş Kalitesi Gereksinimleri

Kısa periyot ve uzun periyot modu için askeri standarttan gelen isterler Tablo 4.4, Tablo 4.5 ve Tablo 4.6’da verilmiştir. Kısa periyot modu doğal frekans limitleri Şekil 4.8’deki gereksinime göre hesaplanmıştır. Buna göre doğal frekans isteri yük faktörüne ve hücum açısına bağlıdır.

Tablo 4.4 Kısa periyot sönümleme oranı limitleri

Seviye	Kategori B	
	Asgari	Azami
1	0.3	2



Şekil 4.8 Kategori B uçuş fazı için kısa periyot modu doğal frekans gereksinimi [26]

Tablo 4.5 Kısa periyot modu doğal frekans limitleri

Seviye	Kategori B	
	Asgari	Azami
1	$\sqrt{0.085 \frac{n}{\alpha}}$	$\sqrt{3.6 \frac{n}{\alpha}}$

Tablo 4.6 Uzun periyot modu sönümleme oranı limiti

Seviye	Değer
1	$\zeta_d \geq 0.04$

4.2.3.2 Yanal-Dikey Eksen Dinamik Kararlılık Modları Uçuş Kalitesi Gereksinimleri

Yuvarlanma, Dutch Roll ve spiral modu için askeri standarttan gelen isterler Tablo 4.7, Tablo 4.8 ve Tablo 4.9’da verilmiştir:

Tablo 4.7 Yuvarlanma modu azami zaman sabiti limiti

Seviye	Uçuş Fazı Kategorisi	Sınıf	Azami Zaman Sabiti
1	B	IV	1.4

Tablo 4.8 Dutch Roll modu doğal frekans ve sönümleme oranı limitleri

Seviye	Uçuş Fazı Kategorisi	Sınıf	Asgari ζ_d	Asgari $\zeta_d w_{nd}$	Asgari w_{nd}
1	B	IV	0.08	0.15	0.4

Tablo 4.9 Spiral mod yarıya düşme veya iki katına çıkma süresi limiti

Uçuş Fazı Kategorisi	Seviye	Asgari Süre
B	1	20

4.3 YASG ile ÜSG Geliştirilmesi

DO-178C yazılım geliştirme yaşam döngüsü DO-331 model tabanlı tasarım süreçlerinin ilk aşaması gereksinimlerin geliştirilmesidir. Bu aşama temelde geleneksel yazılım yaşam döngüsü süreçlerine benzer. Gereksinimler oluşturulur, analiz ve dokümante edilir. Ancak model tabanlı tasarım yönteminde gereksinimler model olarak çalıştırılabilir şekilde tasarlanır. Böylece geleneksel yöntemlerde ileriki fazlarda yapılabilecek doğrulama aktiviteleri model tabanlı

tasarım döngüsünde ilk aşamada yapılarak olası hataların bulunup düzeltilmesi sağlanır. Bu da projeye maliyet ve takvim bakımından avantaj getirir.

YASG, yazılım geliştirme ile ilgili olan sistem gereksinimleridir. En üst seviyeden istelere sahiptir. Sistem ekibinden gelen bu isteler geliştirildikten sonra geliştiricilerden farklı proje ekipleri tarafından kontrol edilip gözden geçirilir (geçerleme). Herhangi bir hata veya bulgularda sistem ekibine dönüş yapılarak düzeltilmesi sağlanır. Tüm hatalar giderildikten sonra YASG kırılarak hangi fonksiyonların modelde gerçekleştirileceğini açıklayan ÜSG oluşturulur. Bir başka deyişle ÜSG tasarım modelinin geliştirileceği başarımlar, fonksiyonel vb. istelerdir. Ancak tasarım detaylarını veya tasarımın nasıl doğrulanacağına dair bilgiler içermemelidir. Örneğin bir uçuş kontrol sistemi algoritması tasarlanırken herhangi bir kontrol metodu kısıtı vermemelidir, tasarım modeli geliştiricisi klasik ya da modern kontrol tekniği kullanımına kendisi ya da proje paydaşlarıyla karar vermelidir.

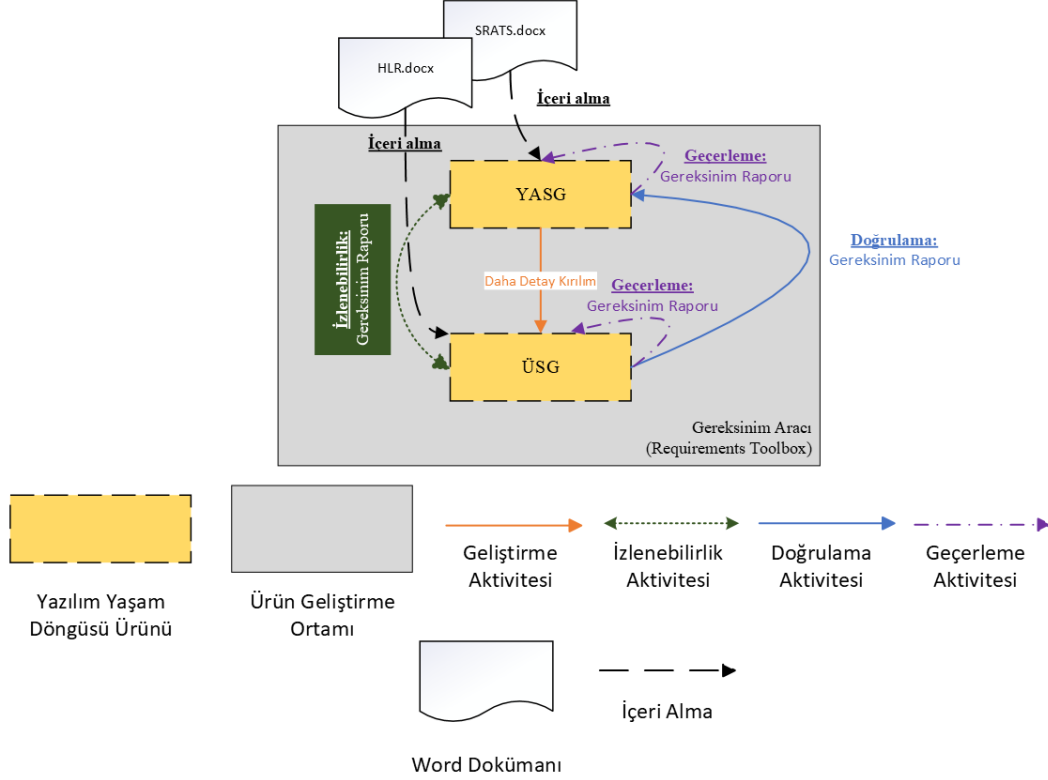
ÜSG de geliştirildikten sonra aynı YASG geçerleme aktivitesi gibi geçerlenir. Sonrasında DO-178C standardının gerektirdiği izlenebilirlik faaliyetleri YASG ile ÜSG arasında gerçekleşir. Bu süreçlerin son aşaması olarak ÜSG'nin YASG ile doğrulama aktiviteleri gerçekleştirilir.

DO-178C ile model tabanlı tasarım standartlarının gerektirdiği şekilde ÜSG geliştirilip ilgili izlenebilirlik ve doğrulama faaliyetleri gerçekleştirildikten sonra bağımsız olarak DO-178C ve DO-331 dokümanlarında yer alan ve sağlanması gereken çıktılara göre ÜSG gözden geçirilir. Gözden geçirme işlemi bir kontrol listesi üzerinden yaşam döngüsü raporları incelenerek yapılır. Bu faaliyetin bitimiyle tasarım modeli geliştirme sürecine geçilebilir.

Tüm gereksinimler bir standarda göre geliştirilmelidir. Çünkü bazı gereksinimleri sistem ekibi geliştirirken bazılarını yazılım ekibi geliştirmektedir. Bu yüzden her gereksinimin aynı notasyonu, açıklığı, doğruluğu gibi karakteristikleri olmalıdır. Planlama sürecinde oluşturulan yazılım gereksinim standardı dokümanından birkaç standart aşağıda yer almaktadır:

- Her gereksinim doğru dilbilgisi ve imla ile kısa ve eksiksiz cümlelerden oluşmalı,
- Her gereksinim '-meli, -malı' gibi kesinlik bildiren fiiller ile yazılmalı,

- Her gereksinim cümlesi etkin olmalı, edilgen olmamalı,
- Her gereksinim 'yeterli, zamanında, başarılıabilir, verimli' gibi muğlak ve belirsiz ifadeler içermemeli,



Şekil 4.9 YASG ile ÜSG geliştirilmesi, izlenebilirlik ve doğrulama aktiviteleri akışı

Tez çalışması kapsamında yapılan uygulama detaylarına geçecek olursak, DO-178C yazılım geliştirme yaşam döngüsü süreçleri ile DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımında ilk süreçler Şekil 4.9'dan da görüleceği üzere sırasıyla YASG ile ÜSG'nin geliştirilmesidir. Gereksinim yönetim ortamı olarak Simulink'in aracı olan Requirements Toolbox kullanılmıştır. Eski ismi Simulink Requirements olan bu araç gereksinimleri oluşturmaya, ilişkilendirmeye ve doğrulamaya olanak tanıyan, dışarıdan Word, Excel, Doors gibi programlardan gereksinim setlerini içeri alabilen, izlenebilirlik matrislerini, ilgili raporları oluşturabilen zengin içeriğe sahip bir gereksinim yönetim aracıdır.

Çalışmada tüm gereksinimler bu araç dışında Word tabanlı bir dosyada tutularak sonrasında bu araca alınmıştır. Bunun nedeni Word dokümanında gereksinim şablonu oluşturmanın esnekliği, gereksinim ID, tablo ekleme gibi özelliklerin daha kolay olması sebebiyle hız kazandırmasıdır. Süreç boyunca gereksinimler

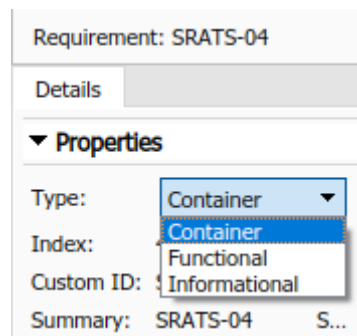
üzerinde herhangi bir güncelleme, ekleme, çıkarma gibi işlemler ana gereksinim dokümanı Word’de yapılarak Requirements Toolbox’ta bu güncellemeler “Update” butonuyla içeriye yansıtılabilmektedir.

Requirements Toolbox’ta tutulan gereksinim seti .sreqx uzantılı dosya ile kaydedilmektedir.

Index	ID	Summary	Description
HLR			
Import1	HLR	References to HLR.docx	Read-only references to Microsoft Word document.
1	HLR-01	HLR-01 PURPOSE	HLR-01 PURPOSE
2	HLR-02	HLR-02 SCOPE	HLR-02 SCOPE
3	HLR-03	HLR-03 GLOSSARY	HLR-03 GLOSSARY
4	HLR-04	HLR-04 HIGH LEVEL REQUIREMENTS	HLR-04 HIGH LEVEL REQUIREMENTS
4.1	HLR-05	HLR-05 STABILITY AUGMENTATION SYSTEM	HLR-05 STABILITY AUGMENTATION SYSTEM
4.1.1	HLR-06	HLR-06 LONGITUDINAL AXIS	HLR-06 LONGITUDINAL AXIS
4.1.2	HLR-13	HLR-13 LATERAL AXIS	HLR-13 LATERAL AXIS
4.1.3	HLR-21	HLR-21 DIRECTIONAL AXIS	HLR-21 DIRECTIONAL AXIS
4.2	HLR-26	HLR-26 CONTROL AUGMENTATION SYSTEM	HLR-26 CONTROL AUGMENTATION SYSTEM
4.2.1	HLR-27	HLR-27 LONGITUDINAL AXIS	HLR-27 LONGITUDINAL AXIS
4.2.2	HLR-31	HLR-31 LATERAL AXIS	HLR-31 LATERAL AXIS
4.2.3	HLR-36	HLR-36 DIRECTIONAL AXIS	HLR-36 DIRECTIONAL AXIS

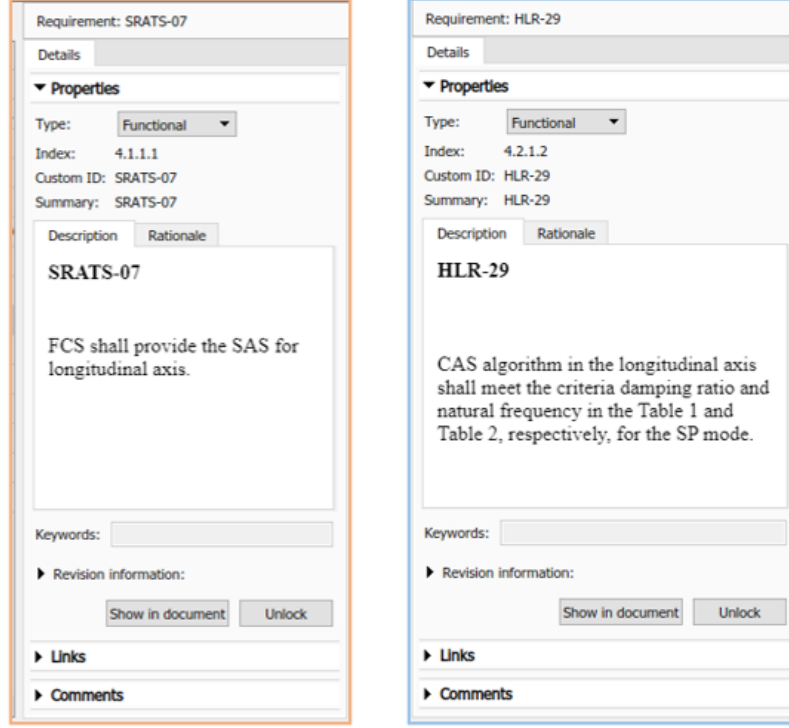
Şekil 4.10 Requirements Toolbox içerisine alınmış YASG

Şekil 4.10’da Word dokümanında oluşturulan ve sonrasında Requirements Toolbox’a alınan YASG bulunmaktadır. “ID”, her gereksinime özel bir kimliktir. “PURPOSE, SCOPE, GLOSSARY” gibi ana başlıklar gereksinim değildir ve bilgilendirici (informational) olarak nitelendirilmiştir. Aynı şekilde Şekil 4.11’de belirtildiği gibi gruplandırma başlıkları da container tipinde seçilmiştir. Bu iki özelliğe sahip gereksinimler uygulama ve doğrulama hesaplarına girmemektedir.



Şekil 4.11 Gereksinim tipleri

Üçüncü özellik tipi fonksiyoneldir (functional) ve uygulaması ve/veya doğrulaması yapılacak tüm gereksinimler bu kategoriye girer. Uygulama ve doğrulama hesapları bu tipteki gereksinimler üzerinden gerçekleştirilir.



Şekil 4.12 Örnek birer YASG (SRATS-07) ile ÜSG (HLR-29)

YASG'nin içeriğine bakacak olursak; F-16 uçuş kontrol sistemini oluşturan, Bölüm 4.2.1'de detayları verilen kararlılık artırma sistemleri ve kontrol artırma sistemleri baz alınarak oluşturulmuştur. Her iki sistem de hava aracının üç ekseninde tasarlanacağı için alt başlıklar bu eksen isimlerinden oluşmaktadır. Şekil 4.12'de YASG'lerden örnek bir ister (SRATS-07) ile ÜSG'lerde örnek bir isterin (HLR-29) detayları verilmiştir.

SRATS-07'de tanım olarak uçuş kontrol sisteminin boylamsal ekseninde kararlılık artırma sistemine sahip olması gerektiği vurgulanmıştır. Bu içeriğe bakarak sistem gereksinimin ne denli yüzeysel ve üst seviyeden bilgiler içerdiği anlaşılmaktadır. Özellikler kısmında ayrıca gereksinimin tipi, indeksi, kimliği yer almaktadır. Linkler kısmında bu gereksinimin bağlı olduğu linkler, yorumlar kısmında varsa herhangi bir yorum gözükmemektedir.

YASG geliştirildikten sonra Simulink'te uçuş kontrol sistemi tasarımı yapmaya yönelik ve askeri standartlardan gelen isterler göz önünde bulundurularak ÜSG oluşturulmuştur. Aynı şekilde dışarıda Word dokümanında geliştirilerek sonrasında Requirements Toolbox'a alınmıştır. Bölüm 4.2.3'te detayları verilen uçuş modları tabanlı pilotun sarf ettiği enerjiyi düşürecek uçuş kalitesi isterlerinin her biri ÜSG olarak geliştirilmiştir.

Şekil 4.12’de görülen HLR-29 numaraları örnek bir ÜSG’de uçuş kontrol sisteminin, kısa periyot modu için standartlarda belirtilen sönümlenme oranı ve doğal frekansı şartını sağlaması gerektiği tanımlanmıştır.

Tüm ÜSG seti Simulink’te F-16 savaş uçağına askeri uçuş kullanım kalitesi standartlarına uygun bir uçuş kontrol sistemi tasarımına yöneliktir.

4.4 YASG ile ÜSG Arası İzlenebilirlik

ÜSG geliştirildikten sonra Şekil 4.9’daki akıştan da görüldüğü üzere iki gereksinim seti (YASG ile ÜSG) arasında DO-178C rehber dokümanı ve DO-331 model tabanlı tasarım standardının gerektirdiği izlenebilirlik aktivitesi gerçekleştirilmelidir. Her bir ÜSG, türetildiği/kırıldığı YASG’ye ilişkilendirilmelidir. Bu ilişkilendirme yapıldıktan sonra otomatik olarak YASG de ilgili olduğu ÜSG’ye bağlanmıştır. Bu yolla takip edilebilirlik sağlanarak her proje aşamasında iyileştirme olanakları mevcut olmaktadır. Çift yönlü izlenebilirlik linkleri sonucu herhangi bir bağlantısı olmayan YASG veya ÜSG’nin kalıp kalmadığı rahatça görülebilmektedir. Eğer gözden kaçan ilişkilendirilmemiş bir gereksinim varsa veya yanlış bir ilişkilendirme yapıldıysa gözden geçirme sürecinde bu hata bulunabilmekte ve anında aksiyon alınmaktadır. Dolayısıyla izlenebilirlik aktivitesi, geliştirilen gereksinimlerin de bağımsız olarak kontrol edilerek doğruluğunu sorgular.

Çalışmada ilişkilendirmeler yine Simulink’in Requirements Toolbox’ında oluşturulmuştur. Bilgilendirici veya container özelliğindeki gereksinimlerin ilişkilendirilmesine gerek yoktur.

Label	Source	Type	Destination
SRATS.slmx	Changed source: 0/28		Changed destination: 0/28
link #34	SRATS-07	Refines	HLR-07
link #35	SRATS-07	Refines	HLR-08
link #36	SRATS-07	Refines	HLR-09
link #37	SRATS-07	Refines	HLR-10
link #38	SRATS-07	Refines	HLR-11
link #39	SRATS-07	Refines	HLR-12
link #40	SRATS-09	Refines	HLR-14
link #41	SRATS-09	Refines	HLR-15
link #42	SRATS-09	Refines	HLR-16
link #43	SRATS-09	Refines	HLR-17
link #47	SRATS-11	Refines	HLR-22
link #48	SRATS-11	Refines	HLR-23
link #49	SRATS-11	Refines	HLR-24
link #50	SRATS-11	Refines	HLR-25
link #51	SRATS-14	Refines	HLR-28
link #52	SRATS-14	Refines	HLR-29
link #53	SRATS-14	Refines	HLR-30
link #54	SRATS-16	Refines	HLR-32
link #55	SRATS-16	Refines	HLR-33
link #56	SRATS-16	Refines	HLR-34
link #57	SRATS-16	Refines	HLR-35
link #58	SRATS-18	Refines	HLR-37
link #59	SRATS-18	Refines	HLR-38
link #60	SRATS-18	Refines	HLR-39
link #61	SRATS-18	Refines	HLR-40
link #62	SRATS-09	Refines	HLR-18
link #63	SRATS-09	Refines	HLR-19
link #64	SRATS-09	Refines	HLR-20

Şekil 4.13 YASG ile ÜSG arasındaki izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox)

Şekil 4.13'te YASG ile ÜSG arasındaki izlenebilirlik bağlantıları görülmektedir. Bu bağlantı dosyası, gereksinim dosyasından ayrı olarak .slmx uzantısıyla tutulmaktadır. Her bir ÜSG, bir YASG'den kırılmıştır (refines) denebilir. Requirements Toolbox'da izlenebilirlik matrisi de yaratılabilmektedir.

Şekil 4.14'te Gereksinim Raporu'nda yer alan, SRATS-07 ile HLR-07 kimlikli iki gereksinim arasındaki çift yönlü bir izlenebilirlik bağlantısı gösterilmiştir.

4.1.1.1 SRATS-07

Requirement Type Functional

ID SRATS-07

Description

SRATS-07

FCS shall provide the SAS for longitudinal axis.

Change Information No change issue detected.

Links

Artifact: HLR.docx

Linked Item	Link Type
HLR-07	⇒ Refines
HLR-08	⇒ Refines
HLR-09	⇒ Refines
HLR-10	⇒ Refines
HLR-11	⇒ Refines
HLR-12	⇒ Refines

4.1.1.2 HLR-08

Requirement Type Functional

ID HLR-08

Description

HLR-08

SAS algorithm in the longitudinal axis shall meet the criteria damping ratio and natural frequency in the Table 1 and Table 2, respectively, for the SP mode.

Change Information No change issue detected.

Links

Artifact: SRATS.slreqx

Linked Item	Link Type
SRATS-07	⇐ Refined by

GEREKSİNİM RAPORU

ÇİFT YÖNLÜ İZLENEBİLİRLİK BAĞLANTISI

Şekil 4.14 Gereksinim Raporu'ndan bir izlenebilirlik bağlantısı örneği

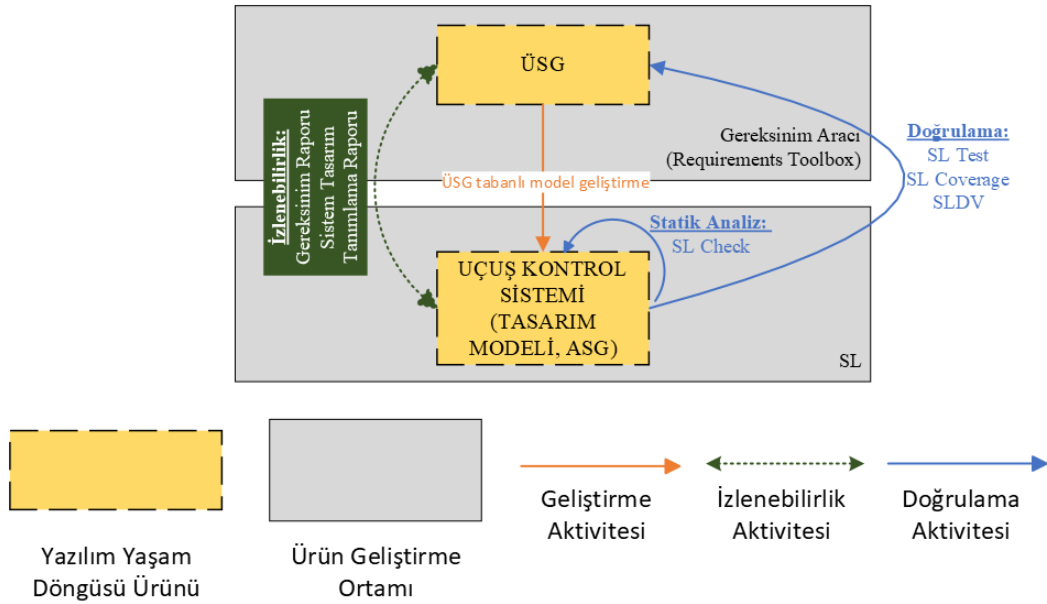
Requirements Toolbox tarafından otomatik üretilen rapor otoriteye sunulacak izlenebilirlik aktivitesinin yapıldığını kanıtlayan bir belgedir ve bu raporda da bağlantılar takip edilebilir.

Gereksinimlerin geçerlemesi ve doğrulanması gözle kontrol ile sağlanmıştır. Normalde bu süreçler birden fazla çalışanın bulunduğu projelerde gereksinimleri geliştiren paydaşlar harici proje üyeleri tarafından bir kontrol listesi vasıtasıyla bağımsız olarak gözden geçirme süreçleridir.

4.5 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modeli) Geliştirilmesi

ÜSG geliştirilip izlenebilirlik aktiviteleri başarıyla gerçekleştirildikten sonra tasarım modelinin geliştirilmesi için hiçbir engel kalmamıştır. Model geliştiricileri ÜSG'yi referans alarak tasarım modelini rahatlıkla geliştirebilmelidir.

Tasarım modeli ASG'yi temsil eder. Özetle ASG, ÜSG'nin gerçekleştirilmesinin nasıl yapılacağını temsilidir. Modelde ÜSG bazlı geliştirilen herhangi bir yapının her biri ASG'dir. Tek farkı bu gereksinimin yazılım (metin) olarak değil de model olarak tutulmasıdır.



Şekil 4.15 Uçuş kontrol sisteminin geliştirilme, izlenebilirlik ve doğrulama akışı

Şekil 4.15'te ÜSG temelli tasarım modeli geliştirme sürecinin akışı verilmiştir. Model geliştirildikten sonra ÜSG bazlı model benzetim testleriyle doğrulanması sonucunda olası hatalar henüz kod geliştirme evresine geçiş yapmadan bulunarak düzeltilmektedir. Model tabanlı tasarım yönteminin en büyük avantajlarından biri budur.

Bu tez çalışmasında F-16 hava aracını belirlenen isterler dahilinde kararlı kılan, kanat seviyesi düz uçuş fazı için bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. Tüm geliştirme süreci MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilmiştir. İlk olarak belirli tasarım noktaları seçilerek hava aracının bu noktalarda dengede kalıp kalmadığı analiz edilmiştir. Başarıyla denge noktasında kaldığı belirlendikten sonra her bir tasarım noktası için doğrusallaştırma işlemleri uygulanarak durum-uzay denklemleri çıkarılmıştır. Sonrasında bu denklemlerden yola çıkılarak kapalı çevrim kontrol yapısına geçilmiş ve ilgili P ve PI kontrolcülerini ile kararlılık ve kontrol artırma sistemleri kazanç değerleri belirlenmiştir. Bu işlemde köklerin yer eğrisi grafiği tekniğinden yararlanılmıştır. Doğrusal kontrolcü geliştirildikten sonra doğrusal olmayan hava aracı modeline entegre edilmek üzere Simulink ortamına taşınmıştır. Her bir tasarım noktasında uçuş kontrol sistemi geliştirildiği için kazançlar da her bir nokta için farklı değer almaktadır. Bu yüzden hava aracı benzetiminde değişen çalışma bölgelerine bağlı olarak uygun kontrol sinyalini üretmek için bulanık mantık tabanlı bir kontrolcü tasarlanmıştır. Burada bulanık PDK yönteminden yararlanılmış ve çalışma bölgesinin değişimine göre doğrusal kontrolcüler arasında ağırlıklandırma yapılarak uygun kontrol işareti belirlenmiştir. Böylece standartlara uygun bir bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sistemi literatürde ilk kez tasarlanmıştır.

Literatürdeki F-16 doğrusal olmayan modeller incelendiğinde, bu tez çalışmasında birçok makale ve tezde kullanılan Minnesota Üniversitesi'nden Russell'ın oluşturduğu, Şekil 4.16'da görüntüsü bulunan açık kaynak sistem modeli [24] kullanılmıştır. Bu model NASA [27]'nin çalışmasındaki aerodinamik veri tabanını kullanan yüksek güvenilirlikli bir modeldir. Ayrıca trim ve doğrusallaştırma algoritmaları da bulunduğundan bu algoritmalar kullanılarak uçak dinamiğinin durum-uzay matrisleri çıkartılabilmektedir.

4.5.1 Kalıcı Denge Uçuşu, Trim ve Doğrusallaştırma

Uçuş kontrol sistemi tasarımına başlamadan önce doğrusal olmayan hava aracı modelinin belirli bir denge (trim) noktası etrafında doğrusallaştırılması gerekmektedir.

Kalıcı denge noktası, bir uçağa etki eden toplam kuvvet ve momentlerin sıfıra eşit olduğu noktadır ve hava aracının kalıcı denge uçuşunda (steady state flight) bulunabilir. Kalıcı denge uçuşu hava aracına etki eden kuvvetler, momentler, açılar ile açısal hızların sıfır veya sabit olduğu durumdur. Kalıcı denge uçuşu çeşitleri kanat seviyesi sürekli düz uçuş, sabit dönüş uçuşu ve sabit tırmanış uçuşudur.

Kalıcı denge uçuşu durumundaki eşitlikler aşağıda verilmiştir:

$$\dot{P}, \dot{Q}, \dot{R} = 0 \quad (4.1)$$

$$\dot{U}, \dot{V}, \dot{W} = 0 \quad (4.2)$$

$$\begin{aligned} & \text{Açısal hızlar; sabit veya } 0 \\ & \text{Aerodinamik ve itki momentleri; sabit veya } 0 \\ & \text{Aerodinamik kuvvetler; sabit veya } 0 \\ & \alpha, \beta ; \text{ sabit} \end{aligned} \quad (4.3)$$

Denge noktasını bulan trim algoritması belirli kısıtlar dahilinde amaç fonksiyonu sağlanana kadar iteratif şekilde devam eden bir algoritmadır. Bir sonraki adımda bu denge noktası etrafında küçük pertürbasyon teorisi kullanılarak hava aracı dinamikleri Taylor serisi ile doğrusallaştırılır. Doğrusallaştırma işlemi aşağıdaki koşullar göz önünde bulundurularak gerçekleştirilir:

$$\beta, \delta, P, Q, R, \gamma, \psi = 0 \quad (4.4)$$

$$\begin{aligned} & \text{Tüm türevler; } 0 \\ & \alpha, V_T ; \text{ denge noktası değerinde} \end{aligned} \quad (4.5)$$

Doğrusallaştırma işleminde; $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$ durum uzayında \mathbf{x} durum vektörünü, \mathbf{u} giriş vektörünü, \mathbf{A} ve \mathbf{B} katsayı matrislerini temsil eder. Böyle gösterim girdi olarak seçilen kontrol yüzeyinin hareketinin her bir durum değişkenine nasıl etki ettiğini göstermesi bakımından çok faydalı bir yaklaşımdır.

Bu çalışmada kanat seviyesi kalıcı düz uçuş fazında (sabit baş açısı ve irtifada) uçuş kontrol sistemi tasarlanacağından dolayı bu faz için trim ve doğrusallaştırma çalışmaları yapılmıştır.

4.5.2 F-16 Uçuş Zarfı

Uçuş kontrol sistemi geliştirilme sürecine başlamadan önce hangi uçuş zarfında tasarım yapılacağı belirlenmiştir. Bu tez çalışmasının ana amacı model tabanlı tasarım yaklaşımının uygulamalı gösterimi olduğundan dolayı hava aracının tüm uçuş fazı için bir tasarım yapılmamıştır. Buna göre F-16 savaş uçağı için 10 000 ft irtifada 0.3 mach ile 0.7 mach kanat seviyesi kalıcı düz uçuş fazı tasarım fazı olarak seçilmiştir. Literatürdeki çalışmalar incelendiğinde bu zarfta yüksek manevraların icra edildiği görülmüştür.

Belirlenen uçuş zarfında üç nokta belirlenmiş ve bu üç noktada elde edilen doğrusallaştırılmış modeller kullanılarak bir bulanık PDK kontrolcüsü tasarlanmıştır. Bu noktalar Tablo 4.10'da verilmiştir. Üç noktanın her biri için ayrı ayrı trim ve doğrusallaştırma işlemi yapılarak kapalı çevrim kontrol yapısına geçilmiş ve köklerin yer eğrisi grafiği tekniği yardımıyla uygun kontrol kazançları belirlenmiştir.

Tablo 4.10 Uçuş kontrol sistemi tasarım noktaları

İrtifa (ft)	Hız (mach)
10 000	0.3
10 000	0.5
10 000	0.7

Üç noktada da yapılan işlemler baştan sona aynı olduğundan bu tez çalışmasında sadece 10000 ft 0.5 mach durumundaki tasarım aktiviteleri detaylarıyla açıklanmıştır.

4.5.3 F-16 Kararlılık ve Kontrol Artırma Sistemleri Tasarımı

Uçuş kontrol sistemleri Şekil 4.2'den de görüldüğü üzere kararlılık artırma, kontrol artırma ve otopilot sistemlerinden oluşur. Bu tez çalışması kapsamında otopilot sistemi tasarımı gerçekleştirilmemiştir. Diğer iki algoritmanın detayları Bölüm 4.2.1'de detaylı anlatılmıştır. Klasik ardışık döngülerden oluşan bu sistem

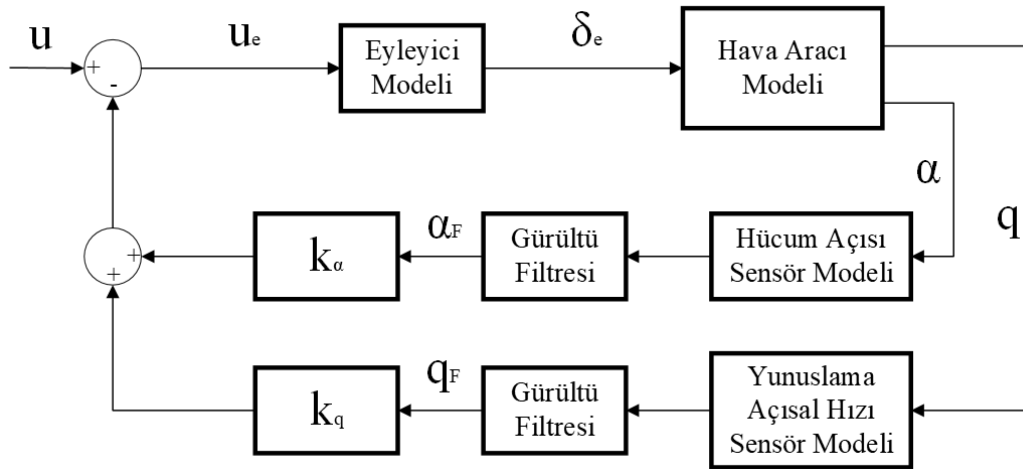
bir nevi durum geri beslemeli klasik kontrol teorisine benzer. Her bir döngü sırasıyla kapatılarak döngüdeki kazanç parametrelerinin değerleri istelere göre bulunur. Bu işlemde köklerin yer eğrisi grafiğinden yararlanılmıştır.

4.5.3.1 F-16 Boylamsal Eksen Kararlılık ve Kontrol Artırma Sistemleri

Tasarımı

Kararlılık artırma sistemleri yüksek manevra yeteneğine sahip hava araçlarında hareket üzerinde sönümlenme yaparak dinamik kararlılığı artıran iç döngüdeki sistemlerdir. Boylamsal eksende tasarlanan kararlılık artırma sisteminin amacı kısa ve uzun periyot mod için istenen sönümlenme oranının ve doğal frekansın ayarlanmasıdır. Hücüm açısı (α) ve yunuslama açısız hızı (q) durumları geri beslemesi değişkenleridir. Veriler sensör modellerinden ve gürültü filtrelerinden geçirilerek gerçek yaşamdaki gibi sensör gecikmeleri eklenmiş, sonrasında gürültüden arındırılmış olarak en sağlıklı sinyalin elde edilmesi amaçlanmıştır.

Şekil 4.17’de görülen yapı baz alınarak tasarım yapılmıştır. İlk önce iç döngü kapatılarak k_α bulunmuş, sonrasında dış döngüye geçilmiştir.



Şekil 4.17 Boylamsal eksen kararlılık artırma sistemi [15]

Tasarım noktası 0.5 mach 10000 ft'te trim yapılarak dinamikler doğrusallaştırılmıştır. Trim değerleri Tablo 4.11'de verilmiştir.

Tablo 4.11 0.5 mach 10000 ft kanat seviyesi kalıcı düz uçuş durumundaki F-16 trim değerleri

Parametreler	Trim Değerleri
İtki	2206 lb
Elevatör	-1.7365 derece
Aileron	-0.0823 derece
Dümen	0.0298 derece
Hücum Açısı	2.6352 derece
Hücum Kenar Flabı Açısı	3.3827 derece

A, **B**, **C** matrisleri, V_t , α , q , θ durumları, çıkışlar ile δ_e girişi aşağıda yer almaktadır:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.0124 & 8.073 & -32.17 & -0.7475 \\ -2.0544 * 10^{-4} & -0.8793 & 1.3467 * 10^{-13} & 0.9295 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -7.4776 * 10^{-10} & -0.7073 & 0 & -1.1393 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.1 \\ -0.002 \\ 0 \\ -0.1758 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 57.3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.3 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

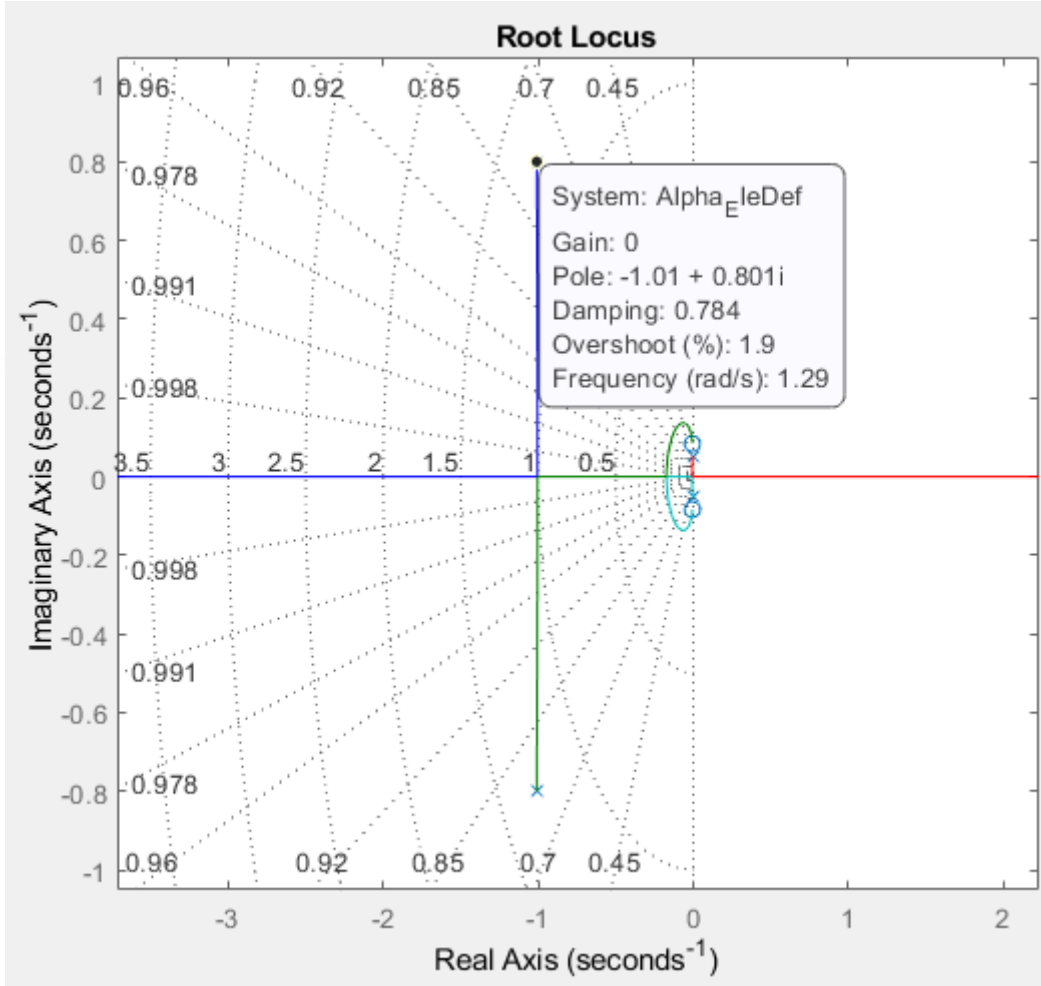
$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} V_t \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} ft/s \\ rad \\ rad \\ rad/s \end{pmatrix} \quad u = \delta_e \text{ deg} \quad (4.9)$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} deg \\ deg/s \end{pmatrix} \quad (4.10)$$

İlk önce iç döngü kapatılmaya çalışılır. Buna göre bu matrislerden gelen hücum açısı ile elevatör sapması arasındaki dinamiği ifade eden transfer fonksiyonu

(4.11) eşitliğinde ve bu transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği Şekil 4.18’de verilmiştir:

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = \frac{-0.1146 s^3 - 9.496 s^2 - 0.1206 s - 0.06657}{s^4 + 2.031 s^3 + 1.686 s^2 + 0.02257 s + 0.004675} \quad (4.11)$$

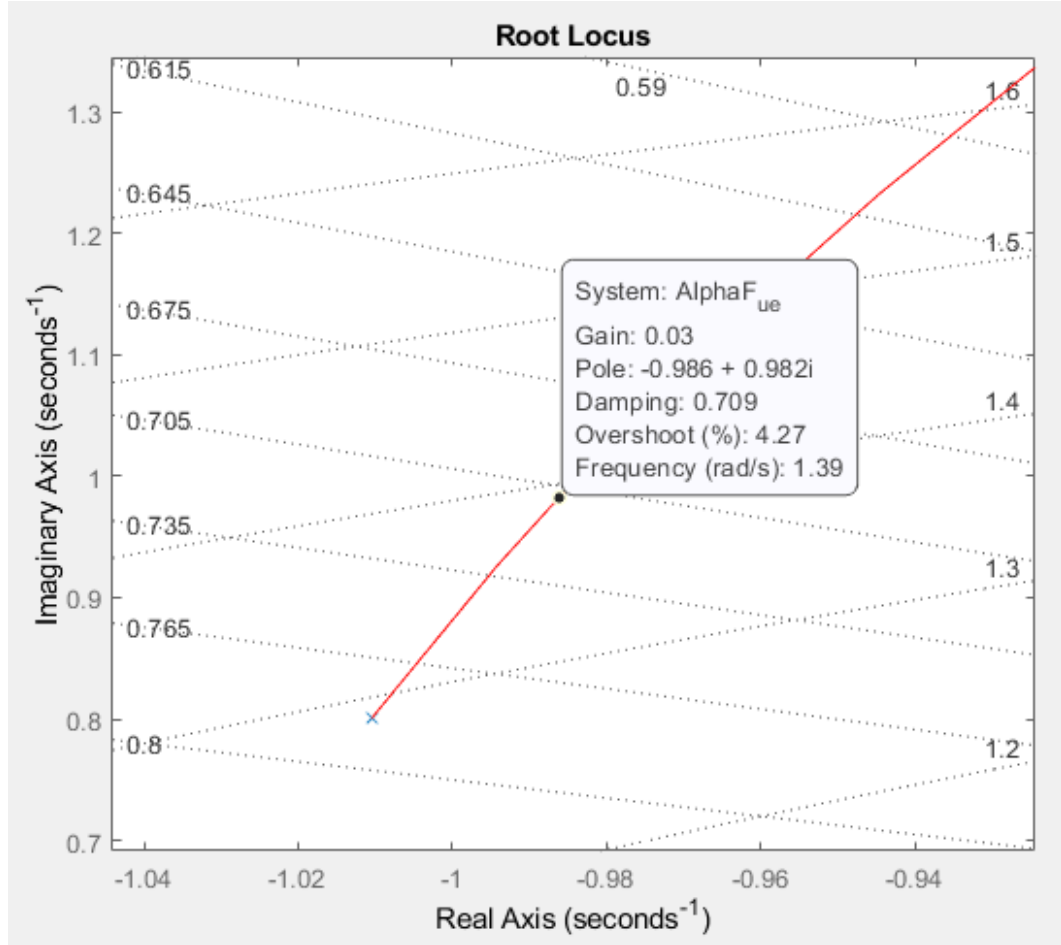


Şekil 4.18 α/δ_e transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği

Bu grafik incelendiğinde kısa ve uzun periyot modlarının eşlenik köklere sahip olduğu görülür. Uzun periyot modunun kökleri gereksinimdeki (Tablo 4.6) sönümlenme oranı isterini karşılamaktadır fakat kritik öneme sahip kısa periyot modunun köklerinin doğal frekansı Tablo 4.5’te belirtilen isterin altında kalmaktadır ($w_{SP} = 1.29 \text{ rad/s} \leq 1.36 \text{ rad/s}$). Ayrıca sönümlenme oranı Tablo 4.4 ile Şekil 4.8’de belirtilen isterler dahilindedir ($0.3 \leq \zeta_{SP} = 0.784 \leq 2$) ancak daha da yükseltilecek daha iyi bir sönümlenme oranı ve doğal frekans değeri bulunarak pilotun yapması gereken iş yükü daha aza indirgenebilir.

Elevatör eyleyicisi (zaman sabiti 1/20.2 alınarak) ve sensör modeli (0.1 saniye gecikmeyle) modellenerek (4.12)'deki α_F/u_e transfer fonksiyonu ve bu transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği Şekil 4.19'daki gibi bulunur:

$$\frac{\alpha_F}{u_e} = \frac{23.15 s^3 + 1918 s^2 + 24.36 s + 13.45}{s^6 + 32.23 s^5 + 265 s^4 + 461.2 s^3 + 341.2 s^2 + 4.701 s + 0.9443} \quad (4.12)$$



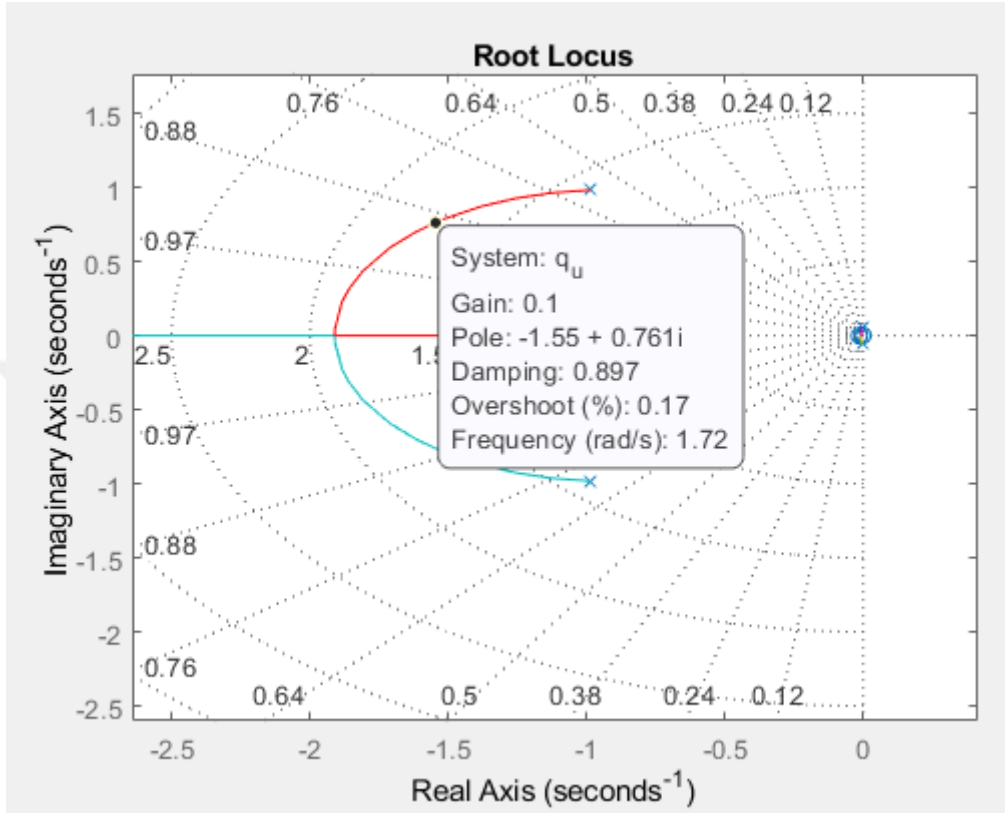
Şekil 4.19 α_F/u_e transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği

k_α değişimi ile kısa periyot mod köklerinin epey yer değiştirdiği fakat uzun periyot mod köklerinin çok yüksek oranda yer değiştirmedeği görülmüştür. k_α , 0.03 seçilerek hücum açısı döngüsü kapatılmıştır. Böylelikle doğal frekans 1.29'dan 1.39 değerine yükselmiştir. Sönümlenme oranı düşmüştür fakat yunuslama açısal hızı geri beslemesiyle artacaktır.

Yunuslama açısal hızı ile elevatör sapması arasındaki transfer fonksiyonu (4.13)'te yer almaktadır. Sadece hücum açısı geri beslemesiyle sistem

gereksinimleri tutmaktadır ancak yunuslama açısız hızı döngüsüyle de daha iyi bir sönümlenme oranı ve doğal frekans değerine ulaşılmıştır.

$$\frac{q}{\delta_e} = \frac{-10.07 s^3 - 8.901 s^2 - 0.1247 s - 2.121e - 16}{s^4 + 2.031 s^3 + 1.686 s^2 + 0.02257 s + 0.004675} \quad (4.13)$$



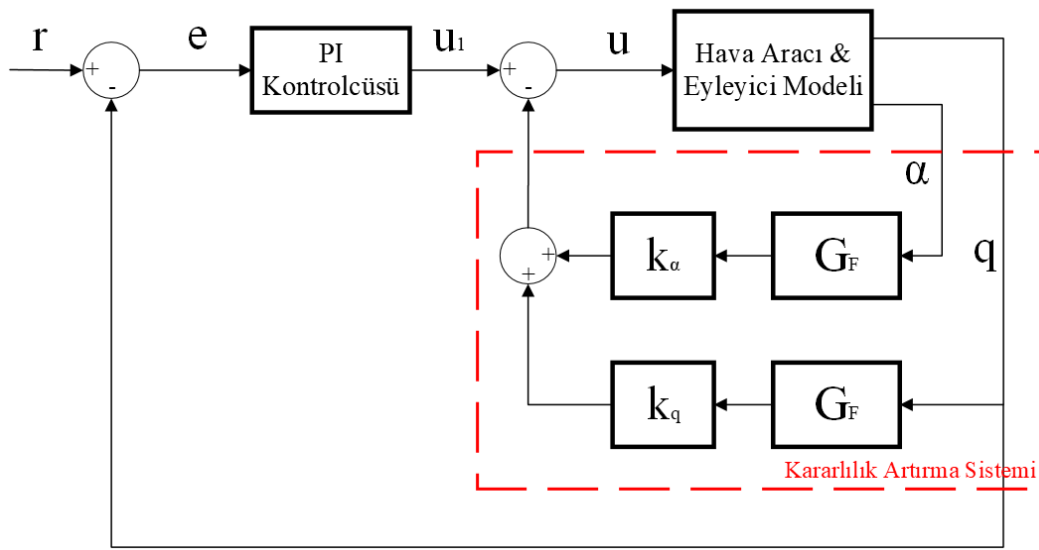
Şekil 4.20 q_F/u transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği

Şekil 4.20 incelendiğinde k_q ile kısa periyot mod kökleri için daha iyi sönümlenme oranı (0.897) ve doğal frekans (1.72) yakalandığı görülmektedir. O yüzden $k_q = 0.1$ seçilmiştir. Böylelikle iki ardışık döngü de kapatılarak kararlılık artırma sistemi tasarımı tamamlanmıştır. Çıkarılan sonuç hücum açısı ve yunuslama açısı geri beslemesiyle kısa periyot modu için daha iyi bir sönümlenme oranı (0.784'ten 0.897'ye) ile doğal frekans (1.29'dan 1.72'ye) sağlanmıştır. Zaten kısa periyot modunda her zaman yüksek sönümlenme ve doğal frekans istenir. Kısa periyot modu kadar kritik öneme sahip olmayan uzun periyot mod köklerinde çok büyük değişiklikler olmamıştır.

Kararlılık artırma sistemi tasarımı tamamlandıktan sonra Şekil 4.21'de yapısı verilen kontrol artırma sistemi tasarımına geçilmiştir.

Kontrol artırma sistemleri kararlılık artırma sistemleri gibi her zaman aktif değiller özelleşmiş görevlerin icrasında etkindir. Hava aracının yüksek manevra görevinde ve hedeflerin hassas takibi gibi uçuşlarda aktif olup uçuş kalitesinin artırılmasına yönelik tasarlanmışlardır. Boylamsal ekseninde tasarlanan bu sistem algoritmasında yunuslama açısı hızının PI tabanlı kontrolü temel alınır.

Bir önceki kararlılık artırma sistemi tasarımında hücum açısı geri beslemesinin uzun periyot modu kutuplarını çok etkilemediği tespit edildiğinden kontrol artırma sistemi tasarımında uzun periyot modu değişkenleri V_t ve θ durumları göz ardı edilmiştir.



Şekil 4.21 Boylamsal eksen yunuslama açısı kontrol artırma sistemi [15]

Yeni **A**, **B**, **C** matrisleri, α , q durumları, çıkışlar ile δ_e girişi aşağıda görülmektedir.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.8793 & 0.9295 \\ -0.7073 & -1.1393 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.002 \\ -0.1758 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

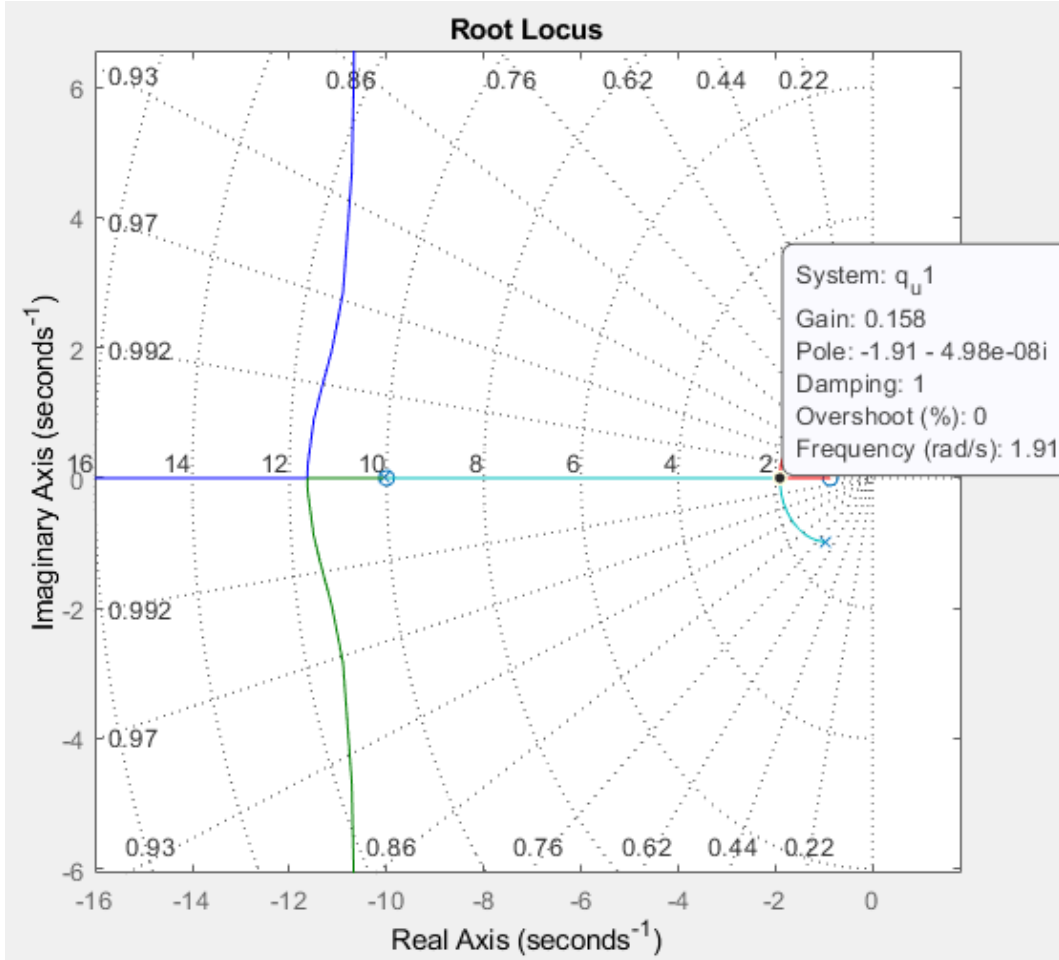
$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 57.3 & 0 \\ 0 & 57.3 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} rad \\ rad/s \end{pmatrix} \quad \mathbf{u} = \delta_e \text{ deg} \quad (4.17)$$

$$y = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} deg \\ deg/s \end{pmatrix} \quad (4.18)$$

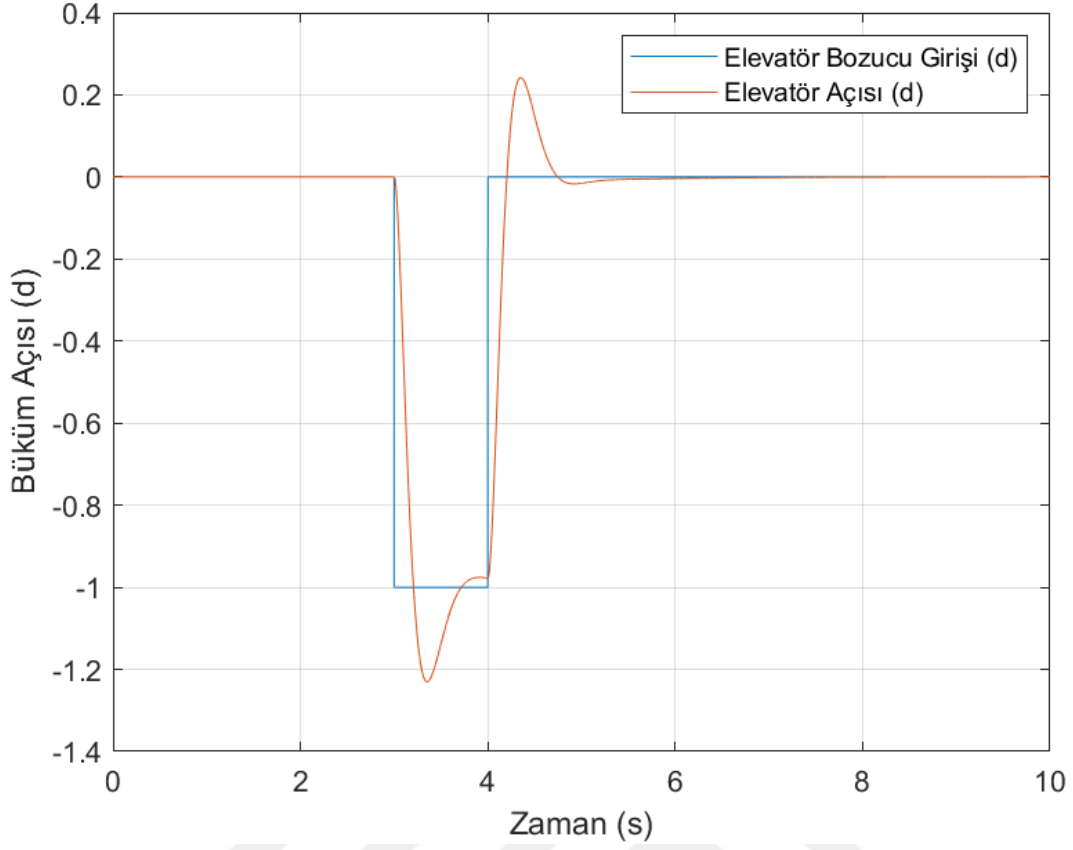
Bir önceki kararlılık artırma sisteminde seçilen k_α değeriyle tasarıma başlanır. q/u_1 transfer fonksiyonu (4.19)'da belirtilmiştir. Bu transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği Şekil 4.22'deki gibidir.

$$\frac{q}{u_1} = \frac{203.5 s^2 + 2212 s + 1773}{s^4 + 32.22 s^3 + 264.6 s^2 + 458.6 s + 392.7} \quad (4.19)$$



Şekil 4.22 q/u_1 transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği

PI kontrolcüsünün integratör sıfırının yeri kısa periyot mod köklerinin eğrilerinin kesişim noktası olan $s = -1.91$ 'in solunda olması gerekmektedir çünkü integratör kutbundan gelen eğri $s = -1.91$ 'de sonlanacaktır. İntegratör sıfırı $s = -4$ 'e yerleştirildikten sonra köklerin yer eğrisi grafiği Şekil 4.23'teki gibi olmaktadır.

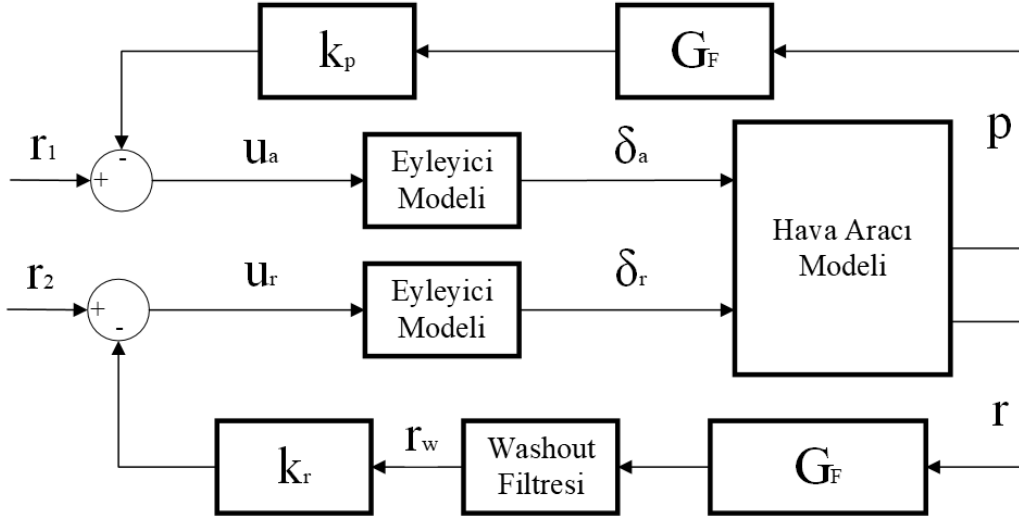


Şekil 4.24 Birim darbe giriş cevabı

4.5.3.2 F-16 Yanal-Dikey Eksen Kararlılık ve Kontrol Artırma Sistemleri Tasarımı

Yanal-dikey eksenlerde tasarlanan kararlılık artırma sisteminin amacı Dutch Roll sönümlenme oranının ayarlanması ve yuvarlanma başarımındaki kayıpları bertaraf etmektir. Yuvarlanma açısal hızı ile sapma açısal hızı durum geri beslemeleri ile tasarım yapılmaktadır.

Şekil 4.25'te görülen yapı baz alınarak tasarım yapılmıştır. Aileron ve dümen eyleyicisi zaman sabiti $1/20.2$ alınarak modellenmiştir. Washout filtre altsistemi 1 saniye zaman sabitiyle oluşturulmuştur. İlk önce yuvarlanma açısal hızı geri besleme yolu kapatılarak k_p değeri bulunmuştur.



Şekil 4.25 Yanal-dikey eksen kararlılık artırma sistemi [15]

A, **B**, **C** matrisleri, β , \emptyset , p , r durumları, çıkışlar ile δ_a, δ_r girişleri aşağıdaki eşitliklerde görülmektedir. Bu eksenlerdeki tasarımlarda artı olarak a_y bulunduğu için bununla ilgili matrisler de eklenmiştir.

$$A = \begin{bmatrix} -0.2468 & 0.0576 & 0.0459 & -0.9932 \\ 0 & 0 & 1 & 0.046 \\ -28.2907 & 0 & -2.9581 & 0.5772 \\ 7.2893 & 0 & -0.0289 & -0.411 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

$$B = \begin{bmatrix} 2.4751 * 10^{-4} & 6.8764 * 10^{-4} \\ 0 & 0 \\ -0.6246 & 0.1193 \\ -0.027 & -0.059 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57.3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.3 \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$a_y = [-4.2824 \quad -1.2419 * 10^{-4} \quad -0.0016 \quad 0.0999] x + [0 \quad 0] u \quad (4.23)$$

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ \emptyset \\ p \\ r \end{bmatrix} \begin{pmatrix} rad \\ rad \\ rad/s \\ rad/s \end{pmatrix} \quad u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \begin{pmatrix} deg \\ deg \end{pmatrix} \quad (4.24)$$

$$y = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} \begin{pmatrix} deg \\ deg/s \end{pmatrix} \quad (4.25)$$

Yuvarlanma açısai hızı ile sapma açısai hızının her birinin, aileron ve dümen girişlerine karşılık gelen transfer fonksiyonları şu şekildedir:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{-35.79 s^3 - 24.84 s^2 - 306.5 s + 0.8072}{s^4 + 3.616 s^3 + 10.6 s^2 + 24.48 s + 0.3681} \quad (4.26)$$

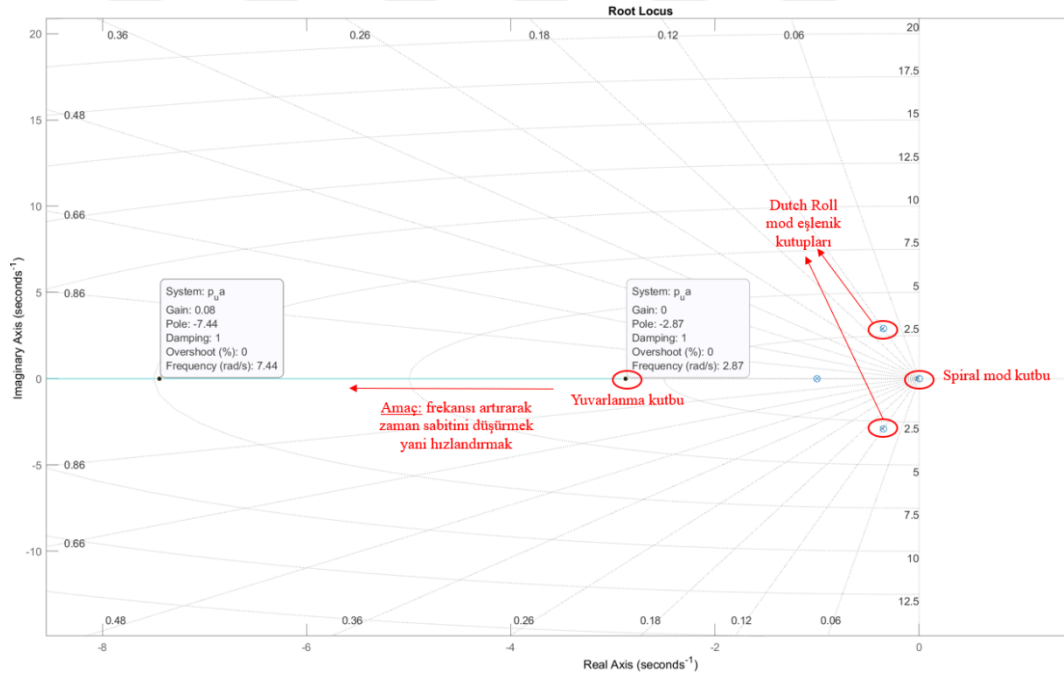
$$\frac{r}{\delta_a} = \frac{-1.547 s^3 - 3.821 s^2 - 14.54 s - 17.55}{s^4 + 3.616 s^3 + 10.6 s^2 + 24.48 s + 0.3681} \quad (4.27)$$

$$\frac{p}{\delta_r} = \frac{6.836 s^3 + 1.431 s^2 - 45.58 s + 0.1214}{s^4 + 3.616 s^3 + 10.6 s^2 + 24.48 s + 0.3681} \quad (4.28)$$

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{-3.381 s^3 - 10.75 s^2 - 3.738 s - 2.639}{s^4 + 3.616 s^3 + 10.6 s^2 + 24.48 s + 0.3681} \quad (4.29)$$

p/u_a transfer fonksiyonu (4.30)'daki denklemde yer almaktadır. Bu transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği Şekil 4.26'da verilmiştir.

$$\frac{p}{u_a} = \frac{722.95 (s + 20.2) (s + 1) (s - 0.002633) (s^2 + 0.6966s + 8.567)}{(s + 20.2)^2 (s + 2.875) (s + 1) (s + 0.01513) (s^2 + 0.7259s + 8.461)} \quad (4.30)$$

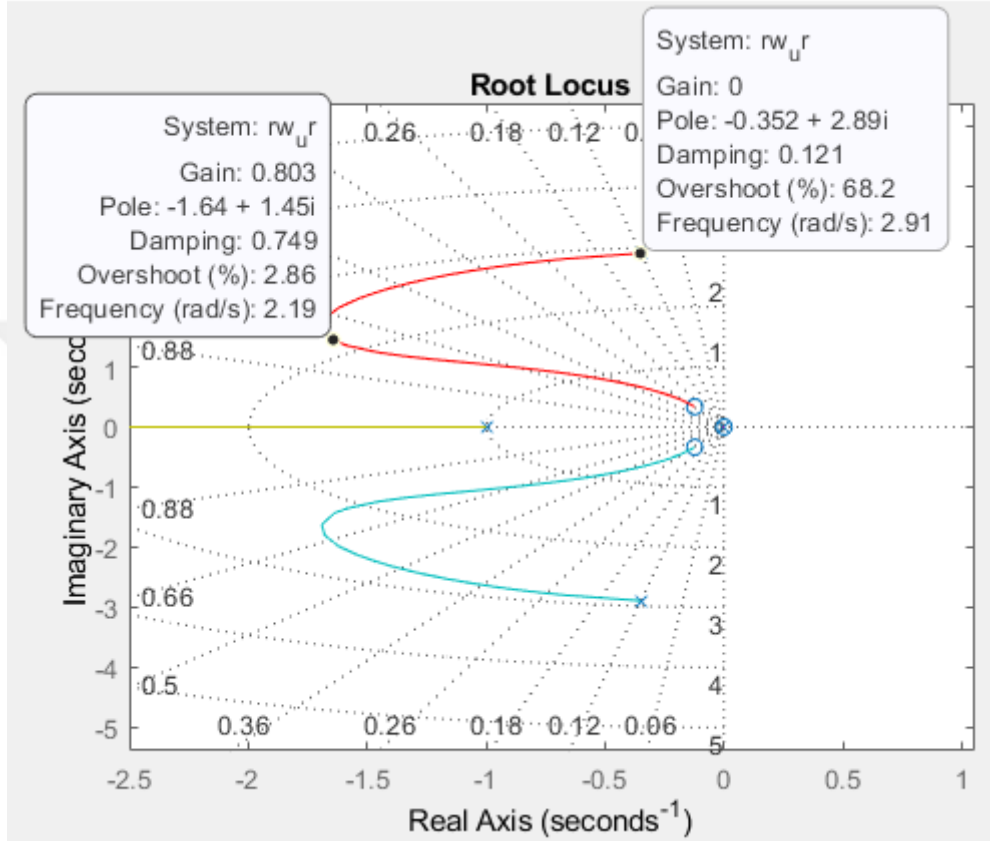


Şekil 4.26 k_p 'nin belirlenmesi

Şekil 4.26 incelendiğinde 2.87 rad/s frekansa sahip yuvarlanma modu kutbunun zaman sabiti (0.3555 s) Tablo 4.7'deki gereksinimde yer alan zaman sabiti isterini sağlamaktadır ancak k_p 'nin değişimiyle frekansı artırılarak düşürülebilmektedir. $k_p = 0.08$ değeriyle kutup $s = -2.87$ 'den $s = -7.44$ 'e gelmektedir. Zaman sabiti de 0.1371 saniyeye düşmektedir.

p dögüsü böylece kapatılarak r dögüsüne geçilmiştir. (4.31)'de r_w/u_r transfer fonksiyonu ve Şekil 4.27'de bu transfer fonksiyonunun köklerinin yer eğrisi grafiği bulunmaktadır.

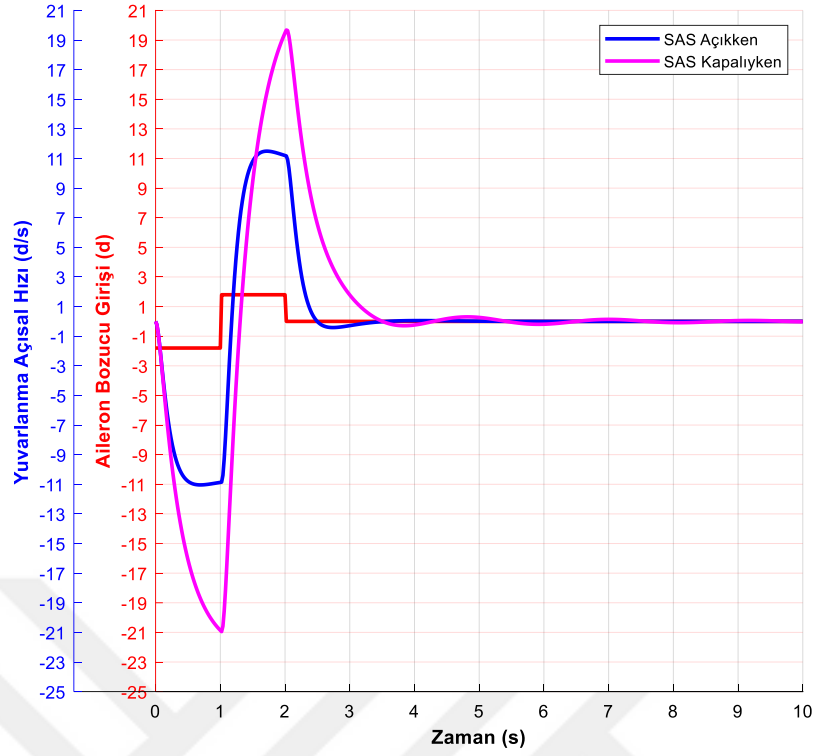
$$\frac{r_w}{u_r} = \frac{68.29 s (s + 14.94) (s + 8.188) (s^2 + 0.2471s + 0.1289)}{(s + 20.2)(s + 15.66) (s + 7.445)(s + 1)(s + 0.006202)(s^2 + 0.7033s + 8.478)} \quad (4.31)$$



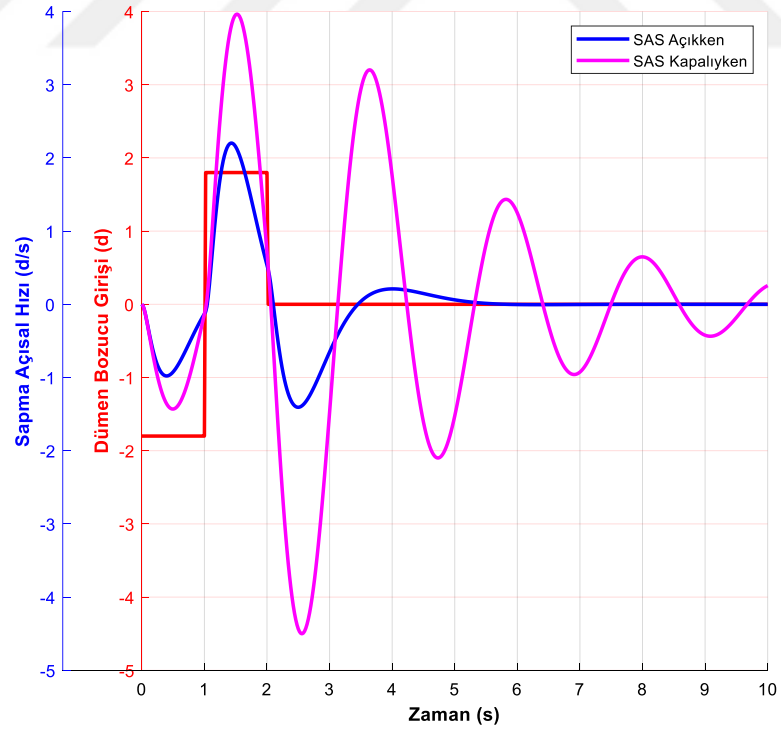
Şekil 4.27 k_r 'nin belirlenmesi

Şekil 4.27'den görüleceği üzere Dutch Roll mod kutuplarının sönümlenme oranı çok düşük ve aşım oranı da çok yüksektir. Bu nedenle k_r 'nin değişimiyle sönümlenme oranı belirli bir değere kadar artmakta sonra azalmaktadır. O yüzden sınır değeri 0.803, k_r değeri olarak seçilmiştir.

Yuvarlanma açısız hızı ve sapma açısız hızı dögüleri kapatılarak yanal-dikey eksende kararlılık artırma sistemi tasarımı tamamlanmıştır. Dutch Roll modu kutuplarının sönümlenme oranı artmış (0.125'ten 0.735'e) ve yuvarlanma modu kökünün zaman sabiti de azalmıştır (0.3555 s'den 0.147 s'ye). Tasarlanan sistemlere ters işaretli darbe (doublet) girişi verildiğinde; kararlılık artırma sistemi aktifken aktif olmadığı duruma göre bozucuyu daha fazla bastırdığı net bir şekilde gözükmektedir (Şekil 4.28 ile Şekil 4.29).



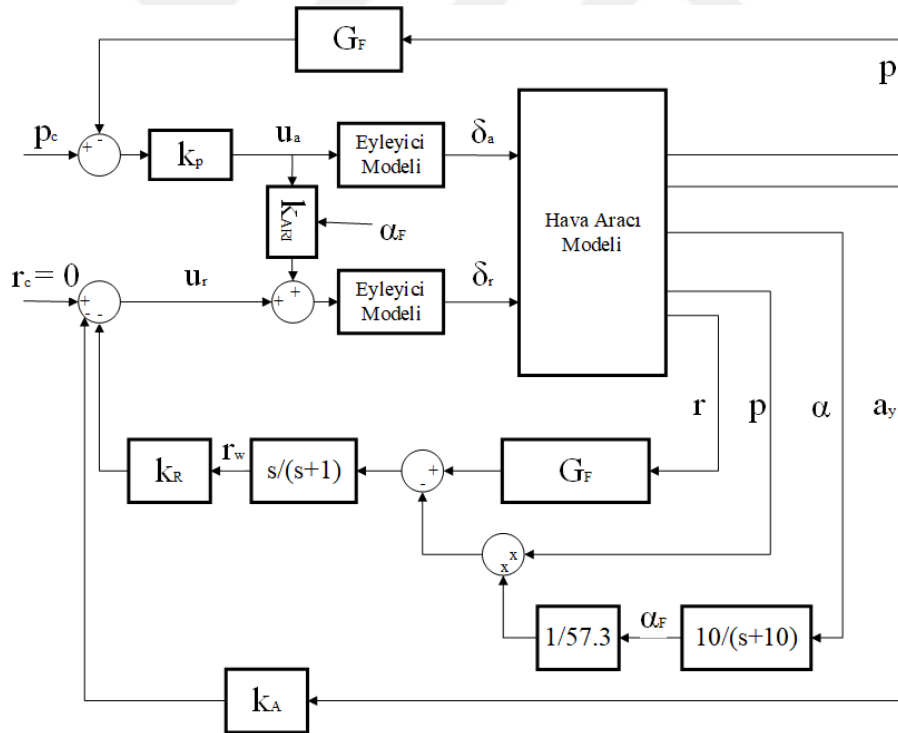
Şekil 4.28 Yuvarlanma açısız hızı kararlılık artırma sistemi aktif/deaktif ters işaretli darbe girişi (doublet) cevapları



Şekil 4.29 Sapma açısız hızı kararlılık artırma sistemi aktif/deaktif ters işaretli darbe girişi (doublet) cevapları

Yanal-dikey ekseninde kararlılık artırma sistemi tasarımı tamamlandıktan sonra Şekil 4.30'daki kontrol artırma sistemi tasarımına geçilmiştir. Yüksek hücum açılarında hava aracı x ekseninde hızlı bir dönüş gerçekleştirirken boylamsal ekseninde moment de üretebilir. Pitch departure da denen bu olayı engellemek için yanal ekseninde kontrol artırma sistemi tasarlanır. Sapma açısız hızı referans değeri olarak sıfırdır. Ayrıca aileron ve dümen eyleyici girişleri arasında Aileron Dümen Bağlantısı (ARI) bulunur. Bu bağlantı, aileron-dümen ara bağlantı yayları kullanılarak gerçekleştirilir. Bu yaylar, aileron her saptığında dümeni otomatik olarak saptırarak aileron kaynaklı sapmayı düzeltmeye yardımcı olur; yani, kontrol tekerleği veya çubuğu sağa doğru bir dönüş oluşturmak üzere saptırıldığında, sağ dümen pedalı da hava aracının burnunun sola doğru yalpalama eğilimini yenmek için yay tarafından yeterli miktarda ileri doğru çekilir. Formülü (4.32) eşitliğinde gösterilmiştir (α , derece):

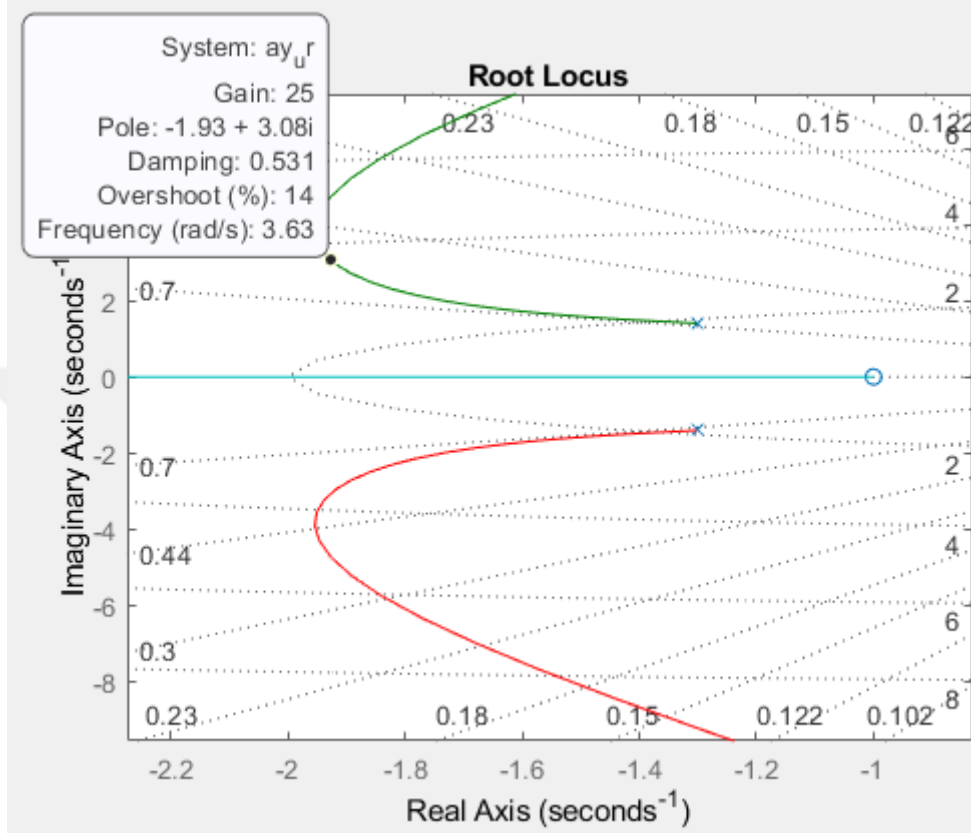
$$k_{ARI} = 0.13\alpha - 0.7 \quad (4.32)$$



Şekil 4.30 Yanal-dikey eksen yuvarlanma açısı kontrol artırma sistemi [15]

Yanal-dikey ekseninde tasarlanan kararlılık artırma sistemi, yuvarlanma açısını P kontrolcü ile kontrol etmeyi amaçlar. Bu sistemde k_p ile k_R değeri olarak bir

önceki kararlılık artırma sistemi tasarımındaki değerler konulmuştur (0.08 ile 0.803). Geriye sadece k_A 'nın bulunması kalmıştır. Şekil 4.31'e göre Dutch Roll mod kutuplarının doğal frekansı düşük olduğu için k_A , 25 olarak seçilmiştir. $\zeta_d w_{n_d}$ ifadesi de böylelikle artmıştır.



Şekil 4.31 k_A 'nın belirlenmesi

Sonuç olarak yanal-dikey ekseninde tasarlanan kontrol artırma sistemi sonucunda Dutch Roll modu kutuplarının sönümlenme oranı ($\zeta_{DR} = 2.91$ rad/s'den 3.63 rad/s'ye) ile doğal frekansı ($w_{DR} = 0.125$ 'ten $w_{DR} = 0.531$ 'e) ilk değerlerine göre artmıştır. Ayrıca yuvarlanma modu kutbunun zaman sabiti de 0.3555 s'den 0.1061 s'ye düşmüştür.

4.5.4 Bulanık PDK Tabanlı Uçuş Kontrol Sistemi Tasarımı ve Doğrusal Olmayan Modele Uygulanması

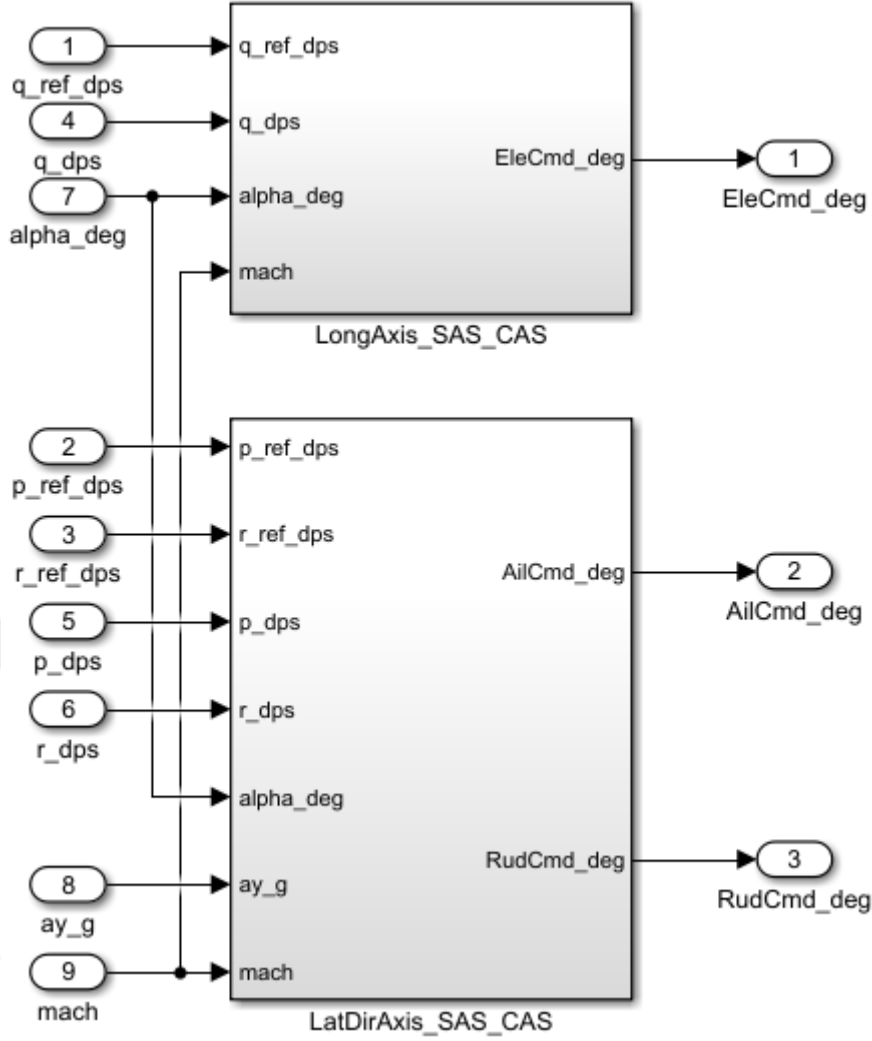
Tablo 4.10'da yer alan üç nokta için de Bölüm 4.5.3'te detaylı anlatıldığı gibi Matlab yazmaları vasıtasıyla klasik ardışık döngüler tabanlı kontrolcüler tasarlanmıştır. Çalışma sonucunda kazanç parametreleri Tablo 4.12'deki gibidir:

Tablo 4.12 Tasarım noktalarının kazanç parametre değerleri

		0.3 Mach 10 000 ft	0.5 Mach 10 000 ft	0.7 Mach 10 000 ft
BOYLAMSAL EKSEN	k_a	0.01	0.03	0.05
	k_q	0.05	0.1	0.118
	PI sıfırının yeri	s = -3	s = -4	s = -4.1
	k_p	1.36	0.785	0.326
	k_I	4.08	3.14	1.3366
YANAL – DIKEY EKSEN	k_p	0.1	0.08	0.03
	k_R	1.79	0.803	0.6
	k_A	50	25	10

Tasarlanan kararlılık ve kontrol artırma sistemi ve kazanç parametreleri Simulink üzerinde yer alan modele entegre edilmiştir. Uçuş kontrol sistemi modeli oluşturulurken DO-331 model tabanlı tasarım yöntemindeki modelleme standartlarına uyulmuştur.

Simulink'te oluşturulan model tabanlı uçuş kontrol sistemi Şekil 4.32'de görülmektedir.

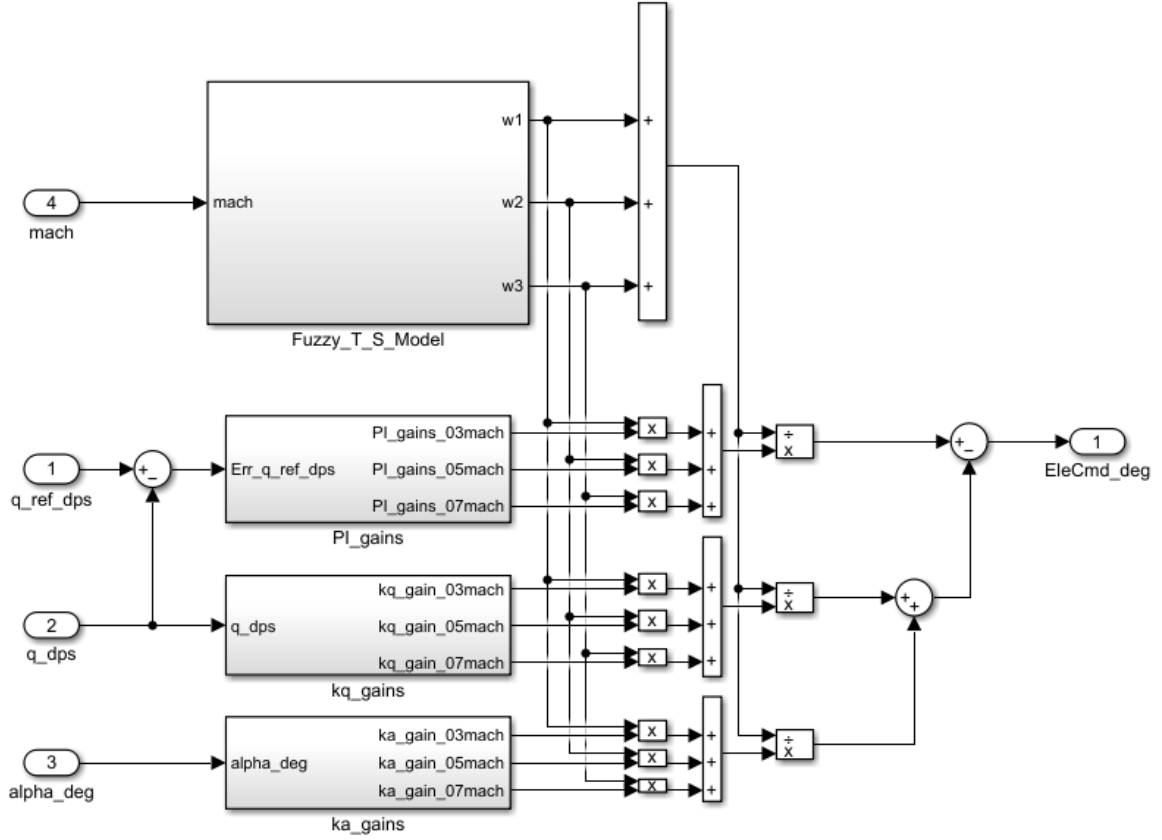


Şekil 4.32 F-16 Uçuş Kontrol Sistemi (F16/FLCS)

Kazanç parametreleri üç çalışma noktası dikkate alınarak belirlenmiştir. Uçuş zarfında bunların dışında kalan herhangi bir çalışma noktası için uygun kontrolcü parametrelerinin belirlenmesi tasarlanan bulanık PDK kontrolcüsü [28] ile gerçekleştirilmektedir.

- **Boylamsal eksen bulanık PDK kontrolcüsü:**

Şekil 4.33’de boylamsal eksen kararlılık ve kontrol artımı sistemlerinin bulanık PDK kontrolcüsü ile entegre edilmiş hali verilmiştir.



Şekil 4.33 Boylamsal eksen PDK kontrolcüsü

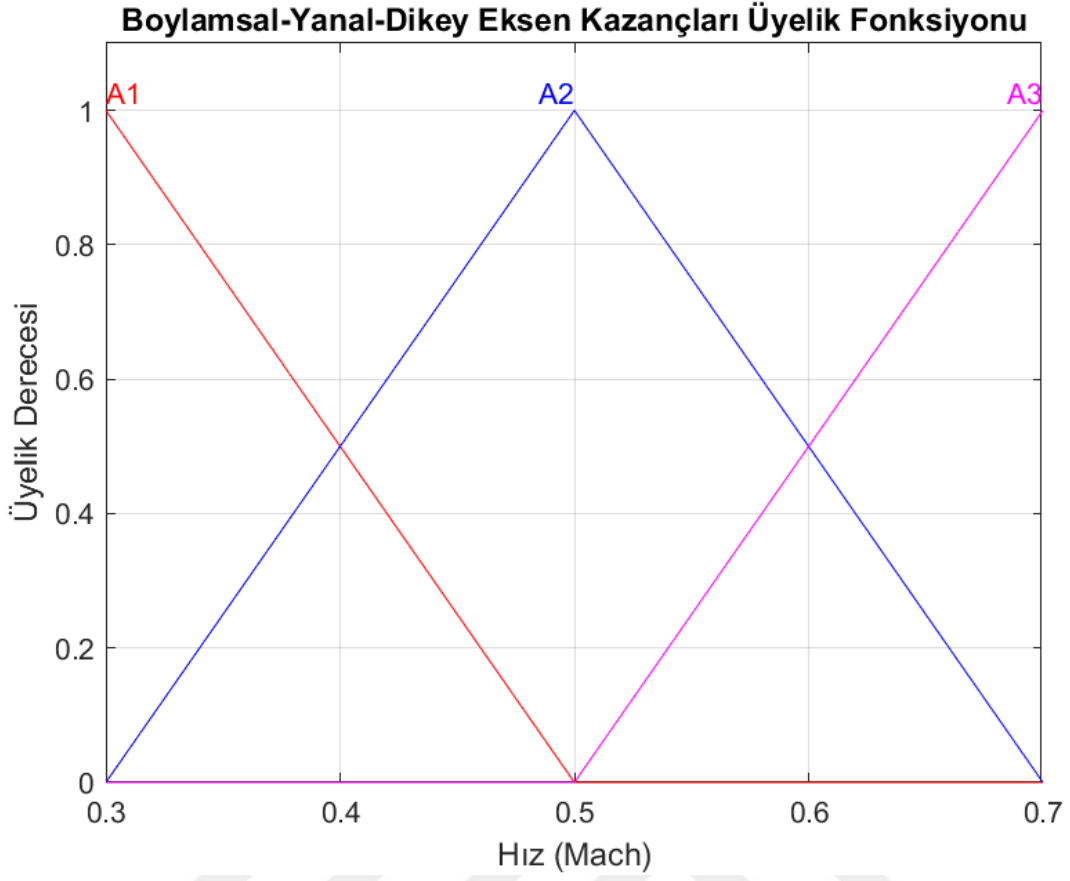
Bulanık kontrolcüde Takagi – Sugeno kural yapısı kullanılmıştır. Belirlenen üç çalışma noktası ve bunlara ilişkin belirlenen kontrolcü kazançları dikkate alınarak oluşturulan kurallar aşağıda belirtilmiştir:

KURAL 1: EĞER hız A1 ise O HALDE $k_a = 0.01, k_q = 0.05, k_p = 1.36, k_I = 4.08.$ (4.33)

KURAL 2: EĞER hız A2 ise O HALDE $k_a = 0.03, k_q = 0.1, k_p = 0.785, k_I = 3.14.$ (4.34)

KURAL 3: EĞER hız A3 ise O HALDE $k_a = 0.05, k_q = 0.118, k_p = 0.326, k_I = 1.3366.$ (4.35)

Hız değişkeninin tanımlanmasında kullanılan A1, A2, A3 bulanık kümeleri için üçgen üyelik fonksiyonları kullanılmıştır. Şekil 4.34’te tasarımda kullanılan üyelik fonksiyonları verilmiştir. Kural çıkışlarındaki kazanç değerleri olarak her bir ilgili çalışma bölgesi için doğrusallaştırılmış model üzerinden belirlenmiş ve Tablo 4.12’de verilen kazanç değerleri kullanılmıştır.



Şekil 4.34 Boylamsal-Yanal-Dikey eksen kazançları üyelik fonksiyonları

Buna göre herhangi bir hız giriş değerine karşın uygulanan kazanç değerleri aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$k_a = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{a_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.36)$$

$$k_q = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{q_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.37)$$

$$k_p = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{p_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.38)$$

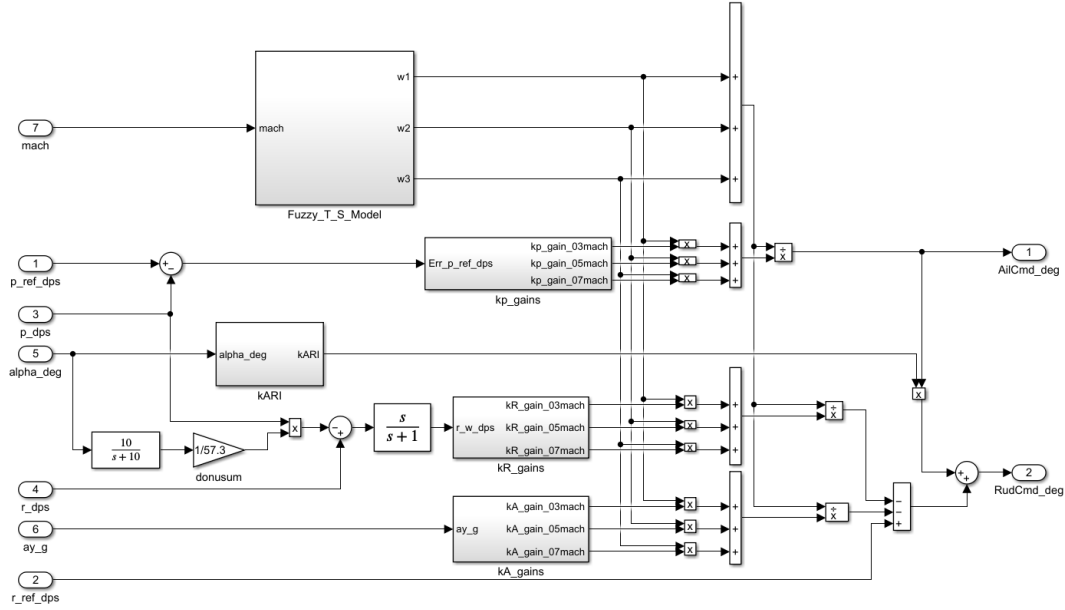
$$k_l = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{l_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.39)$$

Burada μ_i kural ateşleme değeri ifade etmektedir. Belirlenen kazançların uygulanması ile elevatör eyleyicisini kontrol eden bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sisteminin çıkış işareti aşağıdaki (4.40) eşitliğindeki gibi hesaplanır:

$$U_{EleCmd_deg} = U_{PI} - (U_{k_q} + U_{k_a}) \quad (4.40)$$

- **Yanal-dikey eksen bulanık PDK kontrolcüsü**

Şekil 4.35'te yanal-dikey eksen kararlılık ve kontrol artımı sistemlerinin bulanık PDK prosedürüyle entegre edilmiş hali gösterilmiştir.



Şekil 4.35 Yanal-dikey eksen paralel dağılımlı kompanzasyon kontrolcüsü

Bu kontrolcüde de boylamsal eksen için kullanılan bulanık yapı kullanılmıştır. Oluşturulan kurallar aşağıda gösterilmiştir. k_{ARI} alt sisteminde (4.32) numaralı denklemin uygulaması yer almaktadır.

KURAL 1: EĞER hız A1 ise O HALDE $k_p = 0.1$, $k_R = 1.79$, $k_A = 50$. (4.41)

KURAL 2: EĞER hız A2 ise O HALDE $k_p = 0.08$, $k_R = 0.803$, $k_A = 25$. (4.42)

KURAL 3: EĞER hız A3 ise O HALDE $k_p = 0.03$, $k_R = 0.6$, $k_A = 10$. (4.43)

Hız değişkeninin tanımlanmasında kullanılan A1, A2, A3 bulanık kümeleri için yine Şekil 4.34'te gösterilen üçgen üyelik fonksiyonları kullanılmıştır. Kural çıkışlarındaki kazanç değerleri olarak benzer şekilde her bir ilgili çalışma bölgesi için doğrusallaştırılmış model üzerinden belirlenmiş ve Tablo 4.12'de verilen kazanç değerleri kullanılmıştır.

Buna göre herhangi bir hız giriş değerine karşın uygulanan kazanç değerleri aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$k_p = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{p_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.44)$$

$$k_R = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{R_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.45)$$

$$k_A = \frac{\sum_{n=1}^3 k_{A_i} \mu_i}{\sum_{n=1}^3 \mu_i} \quad (4.46)$$

Belirlenen kazançların uygulanması ile aileron ve dümen eyleyicisini kontrol eden bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sisteminin çıkış işareti aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$U_{AilCmd_deg} = U_{k_p} \quad (4.47)$$

$$U_{RudCmd_deg} = U_{AilCmd_deg} * k_{ari} + U_{k_R} + U_{k_A} \quad (4.48)$$

4.6 Uçuş Kontrol Sistemi (Tasarım Modeli) ile ÜSG Arası İzlenebilirlik

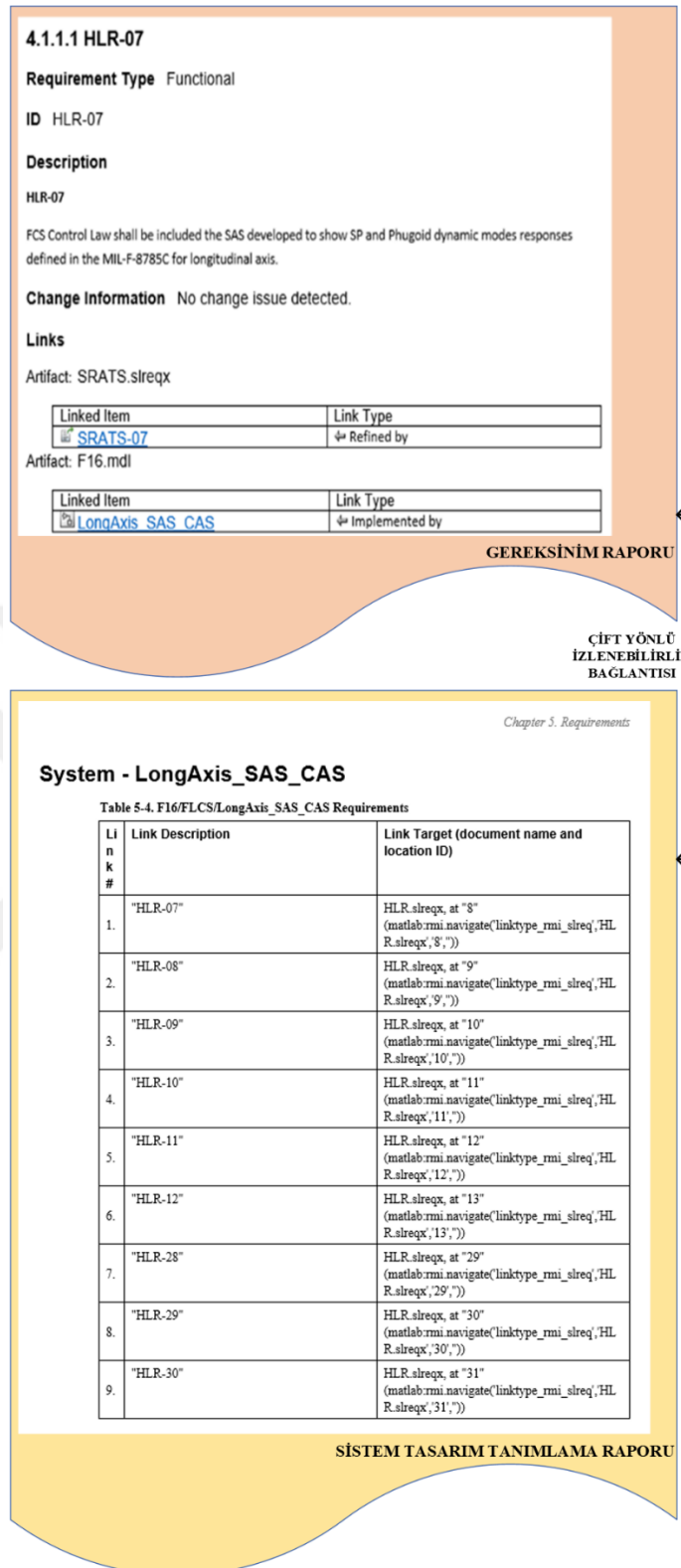
Tasarım modeli yani uçuş kontrol sistemi model tabanlı olarak geliştirildikten sonra Şekil 4.15'teki akışta görüldüğü üzere ÜSG ile aralarında çift yönlü izlenebilirlik sağlanması gerekmektedir. İzlenebilirlik bağlantılarının avantajı metin tabanlı ÜSG'nin modeldeki gerçekleştirilmesine rahatça erişilebilmesidir. Aynı şekilde geliştirilen modelde yer alan herhangi bir model alt sisteminden, bu alt sistemin geliştirildiği ilgili ÜSG'ye takibinin yapılabilmesidir.

Requirements Toolbox'taki ÜSG ile Simulink üzerindeki uçuş kontrol sistemi modeli arasında bağlantılar Şekil 4.36'daki gibi kurulmuştur. Tasarım modeli ASG olarak temsil edildiğinden ve bir ASG yapısı da ÜSG'nin modeldeki gerçekleştirilmesi olduğundan bağlantı tipi "Implements" olarak belirlenmiştir. Bağlantı dosyası yine .slmx uzantılı dosya olarak tutulmaktadır.

F16.slmx		Changed source: 0/28		Changed destination: 0/28
link #1	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-07	
link #2	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-08	
link #3	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-09	
link #4	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-10	
link #5	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-11	
link #6	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-12	
link #7	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-28	
link #8	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-29	
link #9	LongAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-30	
link #10	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-14	
link #11	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-15	
link #12	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-16	
link #13	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-17	
link #14	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-18	
link #15	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-19	
link #16	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-20	
link #17	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-22	
link #18	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-23	
link #19	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-24	
link #20	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-25	
link #21	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-32	
link #22	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-33	
link #23	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-34	
link #24	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-35	
link #25	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-37	
link #26	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-38	
link #27	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-39	
link #28	LatDirAxis_SAS_CAS	Implements	HLR-40	

Şekil 4.36 ÜSG ile uçuş kontrol sistemi arasındaki izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox)

Requirements Toolbox tarafından otomatik üretilen rapor otoriteye sunulacak, ÜSG'den modele izlenebilirlik aktivitesinin yapıldığını kanıtlayan bir belgedir ve bu raporda da bağlantılar takip edilebilir. Aynı şekilde Simulink tarafından otomatik üretilen Sistem Tasarım Tanımlama Raporu da modelden ÜSG'ye izlenebilirlik raporudur.



Şekil 4.37 ÜSG ile model arasında bir izlenebilirlik bağlantısı örneği

Şekil 4.37’de Gereksinim Raporu’nda yer alan bir ÜSG (HLR-07) ile Sistem Tasarım Tanımlama Raporu’nda yer alan tasarım modeli bloğu

(LongAxis_SAS_CAS) arasındaki çift yönlü bir izlenebilirlik bağlantısı gösterilmiştir.

Index	ID	Summary	Description	Implemented	Verified
HLR					
Import1	HLR	References to HLR.docx	Read-only references to Microsoft Word document.		
1	HLR-01	HLR-01 PURPOSE	HLR-01 PURPOSE		
2	HLR-02	HLR-02 SCOPE	HLR-02 SCOPE		
3	HLR-03	HLR-03 GLOSSARY	HLR-03 GLOSSARY		
4	HLR-04	HLR-04 HIGH LEVEL REQUIREMENTS	HLR-04 HIGH LEVEL REQUIREMENTS		
4.1	HLR-05	HLR-05 STABILITY AUGMENTATION SYSTEM	HLR-05 STABILITY AUGMENTATION SYSTEM		
4.2	HLR-26	HLR-26 CONTROL AUGMENTATION SYSTEM	HLR-26 CONTROL AUGMENTATION SYSTEM		
4.2.1	HLR-27	HLR-27 LONGITUDINAL AXIS	HLR-27 LONGITUDINAL AXIS		
4.2.2	HLR-31	HLR-31 LATERAL AXIS	HLR-31 LATERAL AXIS		
4.2.3	HLR-36	HLR-36 DIRECTIONAL AXIS	HLR-36 DIRECTIONAL AXIS		

Şekil 4.38 ÜSG implementasyon takibi (Requirements Toolbox)

Ayrıca Requirements Toolbox'ta "Implemented" sütunu vasıtasıyla linklenmemiş herhangi bir ÜSG'nin olup olmadığı Şekil 4.38'deki gibi mavi renkle takip edilebilmektedir.

4.7 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modeli) Doğrulanması

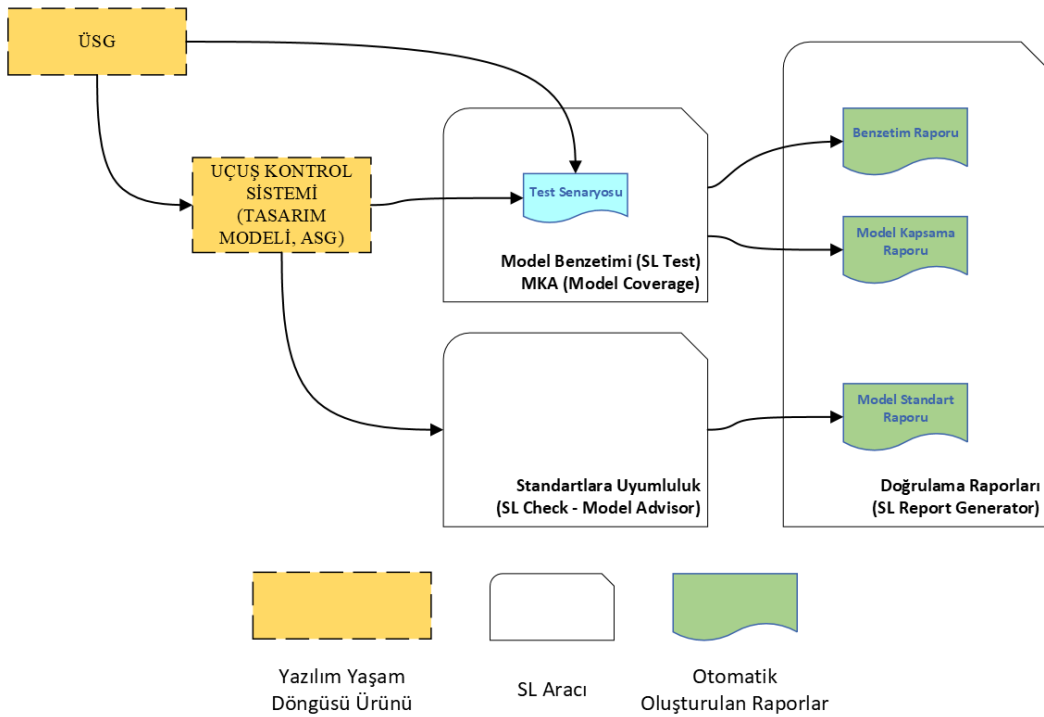
Uçuş kontrol sistemi ÜSG'ye göre geliştirilip izlenebilirlik bağlantıları kurulduktan sonra gereksinim bazlı doğrulanması gerekir. Doğrulama faaliyetleri DO-331 model tabanlı tasarım yönteminde çok kritik öneme sahiptir. DO-331 dokümanından gelen "model benzetimi" aktivitesi ile henüz kod üretilmeden model üzerinde koşan benzetimler ile olası hatalar projenin erken safhalarında tespit edilebilmektedir. Bu da proje takvimine ve bütçesine avantaj getirir. İlk safhalarda bulunan hataların düzeltilmesi, son safhalardaki düzeltme faaliyetlerine göre normal olarak çok daha kolaydır.

Model benzetimi tasarım modelinin ÜSG'ye göre uyumluluğunu kontrol eder. Bir başka deyişle ÜSG'nin gerçekleşmesinin doğru yapılıp yapılmadığını ya da model içerisinde ÜSG'nin kapsamındaki fonksiyonların bulunup bulunmadığını test eder. Model ne kadar ÜSG'yle uyumlu olursa modelden üretilen kod da ÜSG ile o kadar uyumlu olur. Eğer ÜSG'de yer alan herhangi bir fonksiyonun modelde temsili yoksa kodda da karşılığı olmayacaktır. Bu durum da hava aracına gömülecek yazılımın o fonksiyonu icra edememesine yol açar. Gerçekleşmesi unutulmuş fonksiyonun eksikliği belki de hava aracının kaza kırımına sebebiyet verecektir. Bu yüzden model tabanlı tasarım süreçlerinde model benzetimi çok önemli bir aşamadır.

Model tabanlı tasarım akışı sürekli doğrulama aktivitelerini içerir. Şöyle ki modelde yapılan her değişiklik sonrası tekrar model benzetim testlerinin koşturulması gerekmektedir.

Uçuş kontrol sistemi doğrulama süreci şu aşamalardan oluşmaktadır:

- Uçuş kontrol sisteminin ÜSG bazlı test edilmesi için yine ÜSG temelli test senaryolarının (benzetim durum ve prosedürlerinin) oluşturulması,
- Test senaryolarının uçuş kontrol sistemi modeli üzerinde bir benzetim ortamında koşması,
- Model üzerinde koşan test senaryolarının modelin tüm işlevselliğini kapsadığının garanti edilmesi (MKA),
- Otomatik kod dönüşümü öncesinde model benzetiminin tespit edemediği hataları bulan statik testlerin gerçekleştirilmesi,



Şekil 4.39 Uçuş kontrol sistemi doğrulama süreci ve otomatik üretilen raporlar

Bu süreçlerin tümü Şekil 4.39'da gösterildiği üzere Simulink ve araçlarıyla yürütülebilmektedir. Model benzetimi Simulink Test aracılığıyla gerçekleştirilmektedir. Simulink Test modellerin, üretilen kodun ve simüle edilmiş veya fiziksel donanımın sistematik benzetim tabanlı testlerinin

yazılmasına, yönetilmesine ve yürütülmesine olanak sağlayan işlevsel bir doğrulama aracıdır [29].

Simulink Test'in Test Manager adlı arayüzünde ÜSG tabanlı test senaryoları oluşturularak model üzerinde benzetimlerin koşturulması suretiyle uçuş kontrol sisteminin doğrulaması gerçekleştirilir. Oluşturulan bu test senaryolarının diğer ismi aslında benzetim durum ve prosedürleridir. Model tabanlı tasarım yaklaşımında benzetim durum ve prosedürleri çok önemli bir yazılım yaşam döngüsü çıktısıdır ve otoriteler bu çıktıya oldukça önem vermektedir. Benzetim durum ve prosedürlerinin amacı, model benzetim testlerinin detaylı tanımını, amacını, testlerin girdisini, beklenen çıktıları, testin hangi revizyondaki model üzerinde koşturduğunu vs. belirtmektir. Ayrıca adım adım o testin koşturulma süreçlerini detaylıca açıklar. Böylelikle testi geliştiren proje üyesi harici konuya pek aşina olmayan kalite personeli gibi proje paydaşları da o model benzetim testine hâkim olur ve istedikleri zaman o testi icra edebilirler. Bu yüzden benzetim durum ve prosedürleri kritik öneme sahiptir.

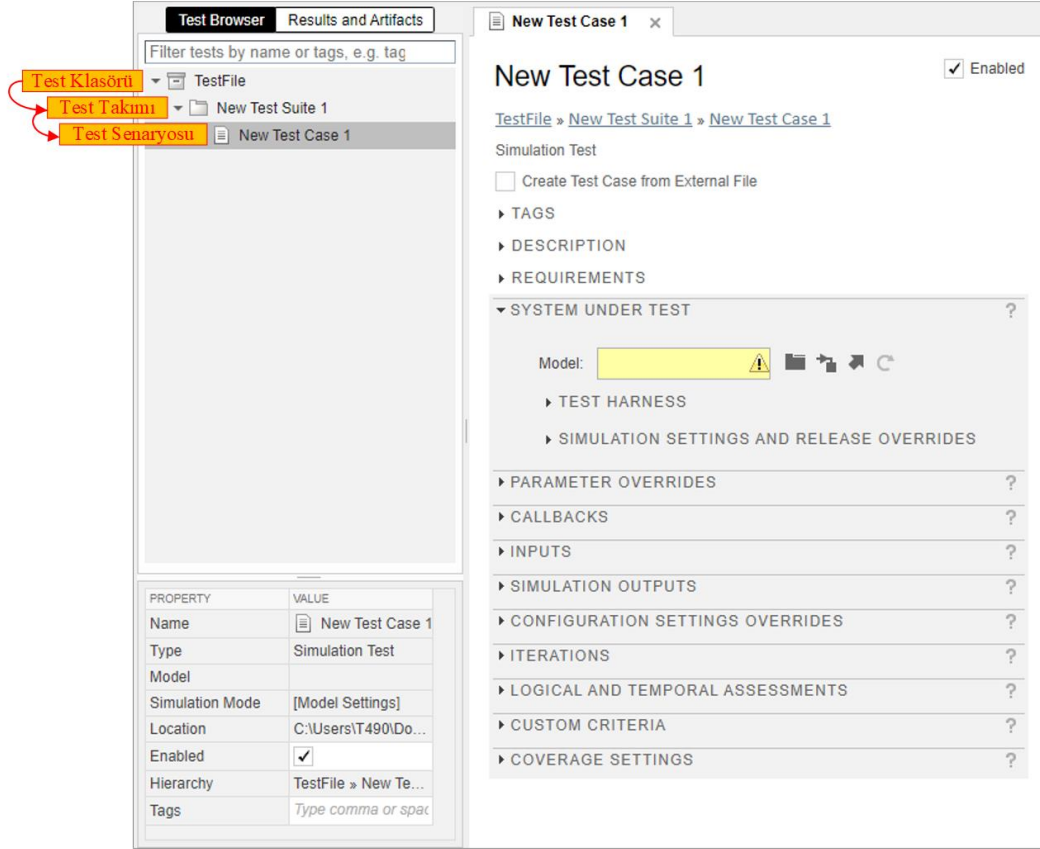
Bu tez çalışmasında benzetim durum ve prosedürleri ilgili test senaryosunun aşağıda detayları verilen bölümlerinden "DESCRIPTION" kısmında oluşturulmak kaydıyla yeni bir teori yaratılmıştır. Böylelikle Simulink Test üzerindeki test senaryolarından üretilen otomatik rapor, benzetim durum ve prosedürlerini içerdiğinden bir anlamda otoriteye sunulacak kanıt doküman olarak kullanılabilir. Ayrıca test senaryosunda ve/veya benzetim durum ve prosedürlerinde herhangi bir değişiklik durumunda bu rapor kolayca tekrar üretilmektedir. Bu nedenle bu Simulink aracı önemli bir işlevselliğe sahiptir.

Örnek bir benzetim durum ve prosedürleri Ek A'da yer almaktadır.

Şekil 4.40'ta Simulink Test'in Test Manager arayüzü görülmektedir. ÜSG tabanlı tüm test senaryoları bu ortamda oluşturulur, bağlantıları yapılır ve model benzetimi gerçekleştirilir.

Oluşturulan test klasörü .mldatx uzantısıyla kaydedilir ve en tepeden test takımlarını ve/veya test senaryolarını içerir. Test takımı test senaryolarının belirli amaçlara göre gruplandırılmasını sağlayan dosyalardır. Test senaryosu da ÜSG bazlı geliştirilen ve model üzerinde koşturulan model benzetim testleridir. Bir test

senaryosu başlıca; test modeli, girişler, ÜSG'ye bağlı bağlantılar, iterasyonlar, model benzetim testlerinin sonuçlarını analiz eden yazmaları içerir.



Şekil 4.40 Test Manager arayüzü

Bir test senaryosu şu kısımlardan oluşur:

- **Etiketler (Tags):** Testi kategorize eden ve test senaryosuna özgü anahtar kelimeler
- **Tanım (Description):** DO-331 standardının gerektirdiği benzetim durum ve prosedürleri çıktısının oluşturulduğu kısım
- **Gereksinimler (Requirements):** Test senaryosu hangi ÜSG'yi doğrulamak için geliştirildiyse bu kısma o ÜSG bağlanır, böylece takibi kolaylaşır.
- **Test Modeli (System Under Test):** Model benzetim testlerinin koştugu model
- **Parametre Üstüne Yazmaları (Parameter Overrides):** Workspace veya model kütüphanesinde yer alan bir parametrenin değiştirilmesi işlemi

- **Yazmalar (Callbacks):** Model yüklenmeden/yüklendikten ve benzetim bittikten sonra koşması istenen yazmaların tanımlandığı kısım
- **Test Girişleri (Inputs):** Test senaryosunun girişlerinin olduğu kısım
- **Benzetim Çıktıları (Simulation Outputs):** Test sonuçlarına eklenmesi istenen çıktıların tanımlandığı aşama
- **Konfigürasyon Ayarları (Configuration Settings Overrides):** Test senaryosunun icrası sırasındaki model konfigürasyon ayarlarının yapıldığı bölüm
- **İterasyonlar (Iterations):** Farklı parametre, konfigürasyon veya giriş seçenekleriyle model benzetimi yapılacaksa birden fazla iterasyonun tanımlandığı yer
- **Mantıksal Ve Geçici Değerlendirmeler (Logical And Temporal Assessments):** Koşullar, olaylar, sinyal değerleri, gecikmeler ve yanıtlarla form tabanlı düzenleyiciyi kullanarak geçici değerlendirmeler oluştur
- **Kriter Değerlendirme (Custom Criteria):** Model benzetimi sonucunda çıktılarından gözlenen bir veya birden fazla sinyal verisini ÜSG'deki ilgili kriterlere göre değerlendiren yazmanın oluşturulduğu bölüm
- **Kapsama Ayarları (Coverage Settings):** Model kapsama analizinin hangi metriklere göre koşacağını tanımlandığı bölümdür. Sadece test klasöründe değiştirilebilmektedir.

Aynı model benzetimi gibi DO-331 standardından gelen bir diğer model doğrulamasıyla ilgili kavram “model kapsama analizidir (MKA)”. MKA, model benzetimi aktivitelerinde oluşturulan ÜSG temelli test senaryolarının koşması sonucu çalışmayan herhangi bir model elemanı olup olmadığını çeşitli metrikler bazında analiz eder. Eğer varsa eksik kapsama yapılmıştır ve test sonuçlarında model kapsama analizi sonuçları %100 çıkmaz. Bunun üç nedeni ve çözüm aksiyonları Tablo 4.13'te bulunmaktadır:

Tablo 4.13 Eksik model kapsama analizi nedenleri ve çözümler

Eksik Model Kapsama Analizi Nedeni	Çözüm Aksiyonu
Test senaryolarının eksik oluşturulması	Çalışmayan model elemanları için ek test senaryosu oluşturulması
ÜSG'nin eksik yazılması	Eksik kapsama veren model elemanı fonksiyonuna ait bir ÜSG yazılması, dolayısıyla oluşturulan ÜSG'ye göre test senaryosunun yaratılması
Sıfıra bölünme, ölü lojik gibi tasarım hataları	Tasarım hatalarının giderilmesi

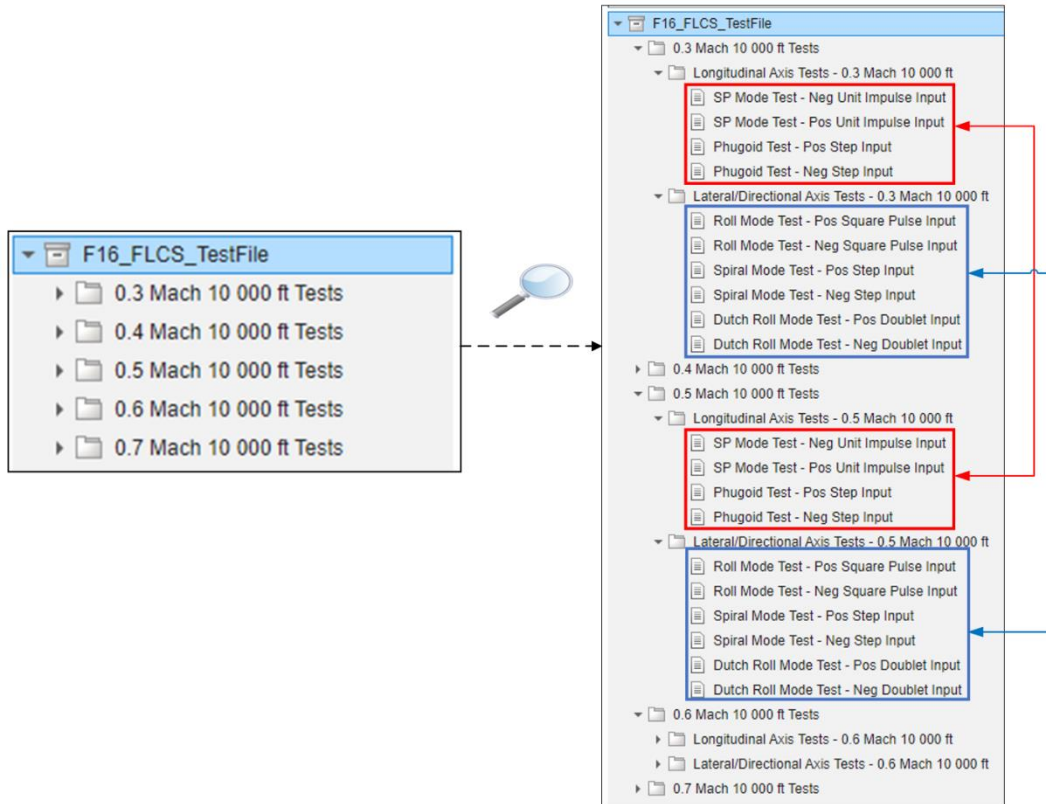
Model benzetimi ve MKA sonuçlarından Simulink Report Generator aracı aracılığıyla otomatik test – analiz sonuçları raporları oluşturulur.

Model benzetimi ve MKA sonucu bulunamayan bazı hatalar mevcuttur. Bunlar sıfıra bölüm hatası, sınır değerleri aşma, ölü lojik gibi hatalardır. Bu tür hataları tespit etme, ayrıca DO-178C rehber dokümanına, model standartlarına uygunluğu analiz etme gibi görevleri olan statik test yine Simulink'in Simulink Check lisansı Model Advisor aracı tarafından gerçekleştirilmektedir. Model üzerinde benzetim yapmadan sadece statik olarak analiz eden bu aktivitenin sonucunda da otomatik olarak statik test sonuçları raporu oluşturulmaktadır. Bu aşamanın detayları bir sonraki bölümde verilmiştir.

Çalışmada fonksiyonel tipinde tanımlanmış ÜSG için test senaryoları oluşturulmuştur. Tezde F-16 savaş uçağının seçilen uçuş fazı 0.3 mach ile 0.7 mach arasında olduğundan dolayı test takımları da bu doğrultuda oluşturulmuştur. Burada dikkat çekilecek husus uçuş kontrol sistemi tasarlanırken üç noktada (0.3 mach 10 000 ft/0.5 mach 10 000 ft/0.7 mach 10 000 ft/) tasarım yapılmasına

karşın test senaryolarında bu noktalar arası sıklaştırılarak testlerin beş noktayı kapsamasıdır.

Şekil 4.41’de görüldüğü üzere her test takımı benzer yapıdadır. Test klasörünün hemen altındaki test takımları hava aracının benzetim anındaki mach hızına göre kategorilendirilmiştir (0.3 Mach 10000 ft Tests, 0.4 Mach 10000 ft Tests gibi). Boylamsal ve yanal-dikey eksen test senaryolarını içerecek şekilde bu test takımları da kendi içerisinde gruplanmıştır (Longitudinal Axis Tests – 0.3 Mach 10 000 ft, Lateral/Directional Axis Tests – 0.3 Mach 10 000 ft gibi).



Şekil 4.41 F16_FLCS_TestFile.mldatx test dosyası

Test senaryoları benzer olduğu için bu kısımda sadece 0.4 Mach 10000 ft Tests test takımı detaylı anlatılacaktır. Ara tasarım noktası sonuçlarının tezde verilmesinin nedeni PDK kontrolcüsünün doğru çalışıp çalışmadığının tespit edilebilmesidir.

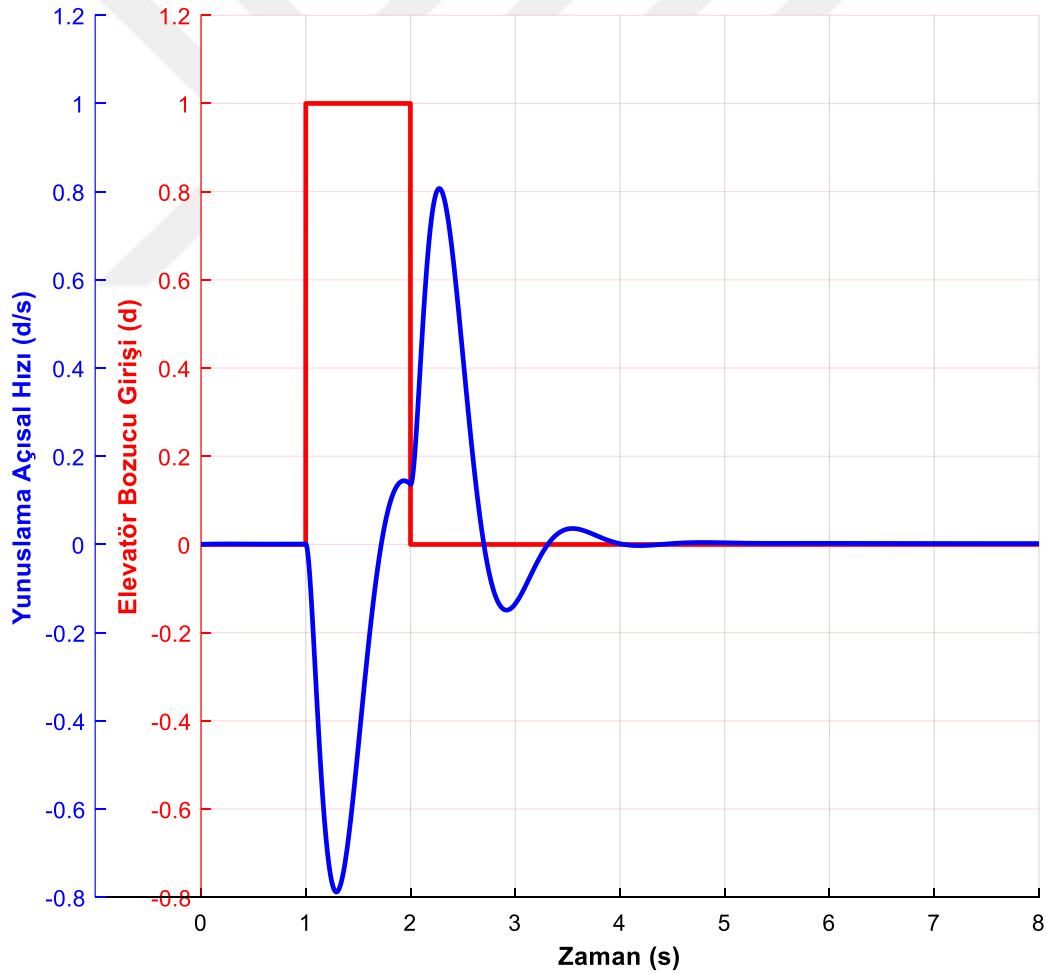
4.7.1 Boylamsal Eksen Test Senaryoları – 0.4 Mach 10 000 ft Koşulu (Longitudinal Axis Tests – 0.4 Mach 10 000 ft)

Boylamsal ekseninde iki uçuş modu olduğu ve bu eksenindeki ÜSG (Tablo 4.4, Tablo 4.5 ve Tablo 4.6), bu modların isterleri olduğu için bu modların test senaryolarını

içermektedir. Aynı test senaryolarından negatif ve pozitif olmak üzere iki adet bulunmaktadır. Bunun nedeni test girişlerinin bir senaryoda pozitif verilmesi, diğerinde negatif verilmesidir. Bunun haricinde hiçbir farklılık bulunmamaktadır. Bu bölümde pozitif test girişlerini içeren test senaryolarının detayları verilmiştir:

4.7.1.1 Kısa Periyot Modu Test Senaryoları (SP Mode Tests)

Tablo 4.4 ve Tablo 4.5'teki sönümlenme oranı ve doğal frekans isterlerini doğrulamak için oluşturulmuştur. Bu modu aktif etmek için [25] numaralı referansa göre; elevatöre bir saniyelik birim giriş verilerek yunuslama açılma hızının, sönümlenme oranının ve doğal frekansın isterler dahilinde kalıp kalmadığı bu test senaryosunun "Custom Criteria" bölümünde yazılan yazmayla test edilmektedir. Verilen girişe göre yunuslama açılma hızı Şekil 4.42'deki gibidir.



Şekil 4.42 Kısa periyot modu test senaryosu yunuslama açılma hızı cevabı

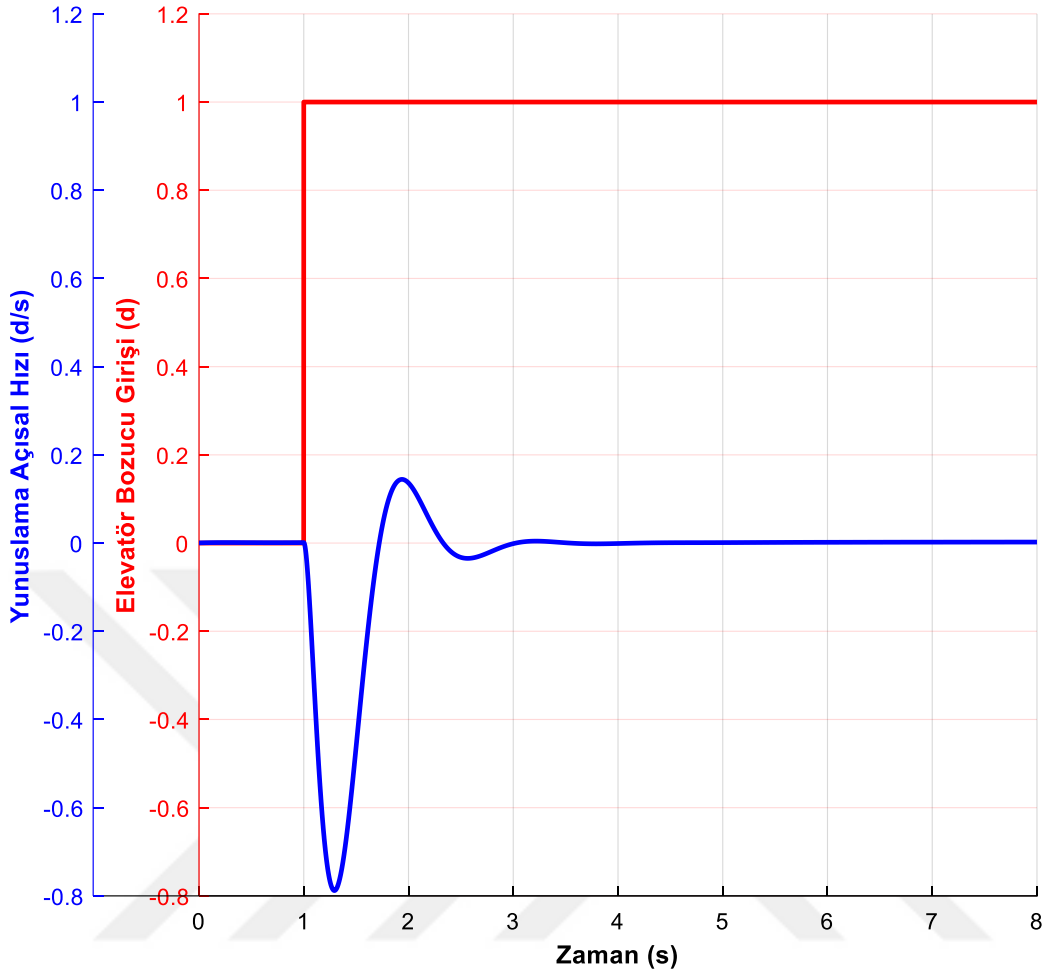
Tablo 4.14'te kısa periyot modu için ÜSG'de tanımlı gereksinimlerin doğrulanmasına yönelik oluşturulan test senaryosunun sonuçları yer almaktadır. Sonuçlar incelendiğinde gerekli değerlerin sınırlar dahilinde kaldığı gözlemlenmekte ve buna göre testin başarıyla sonuçlandığı görülmektedir.

Tablo 4.14 Kısa periyot mod test senaryosu sonuçları

SÖNÜMLEME ORANI		DOĞAL FREKANS	
Seviye 1, Kategori B			
Asgari	Azami	Asgari	Azami
0.3	2	$0.085 \cdot n / \alpha \cong 0.99$	$3.6 \cdot n / \alpha \cong 6.5$
TEST SONUÇLARI			
0.83		3.57	

4.7.1.2 Uzun Periyot Modu Test Senaryoları (Phugoid Mode Tests)

Tablo 4.6'daki sönümlenme oranı isterini doğrulamak için oluşturulmuştur. Bu modu aktif etmek için [25] numaralı referansa göre; elevatöre basamak girişi verilerek yunuslama açısız hızının sönümlenme oranının ister dahilinde kalıp kalmadığı bu test senaryosunun "Custom Criteria" bölümünde yazılan yazmayla test edilmektedir. Verilen girişe göre yunuslama açısız hızı Şekil 4.43'deki gibidir.



Şekil 4.43 Uzun periyot modu test senaryosu yunuslama açısal hızı cevabı

Tablo 4.15’de uzun periyot modu için ÜSG’de tanımlı gereksinimlerin doğrulanmasına yönelik oluşturulan test senaryosunun sonuçları yer almaktadır. Sonuçlar incelendiğinde gerekli değerlerin sınırlar dahilinde kaldığı gözlemlenmekte ve buna göre testin başarıyla sonuçlandığı görülmektedir.

Tablo 4.15 Uzun periyot mod test senaryosu sonuçları

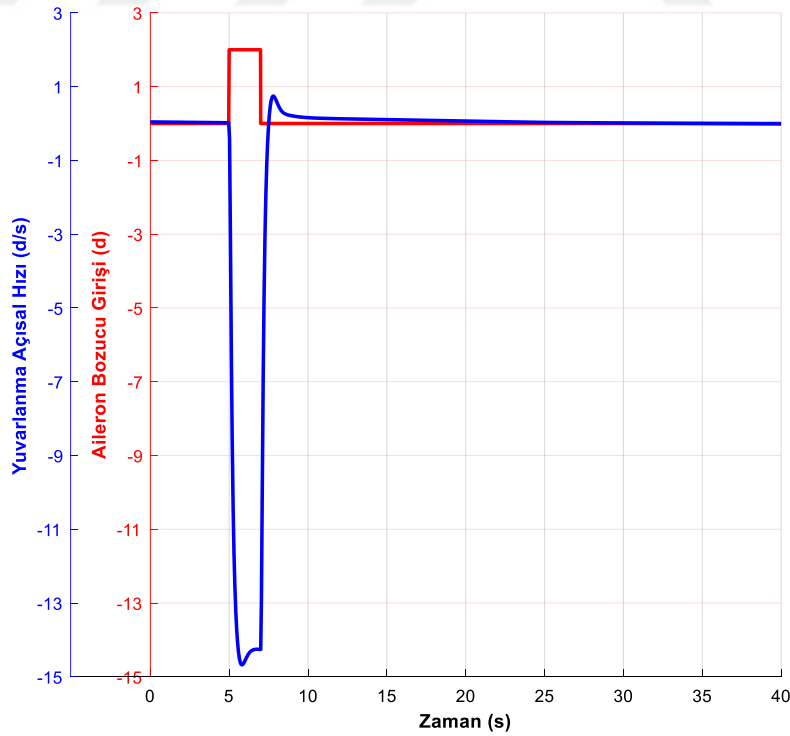
Seviye	Değer
1	$\zeta_d \geq 0.04$
TEST SONUCU	
0.72	

4.7.2 Yanal-Dikey Eksen Test Senaryoları – 0.4 Mach 10 000 ft Koşulu (Lateral/Directional Axis Tests – 0.4 Mach 10 000 ft)

Yanal-dikey eksenlerde üç uçuş modu olduğu ve bu eksendeki ÜSG (Tablo 4.7, Tablo 4.8, Tablo 4.9), bu modların isterleri olduğu için bu modların test senaryolarını içermektedir. Aynı test senaryolarından negatif ve pozitif olmak üzere iki adet bulunmaktadır. Bunun nedeni test girişinin bir senaryoda pozitif verilmesi, diğerinde negatif verilmesidir. Bunun haricinde hiçbir farklılık bulunmamaktadır. Bu bölümde pozitif test girişlerini içeren test senaryolarının detayları verilmiştir:

4.7.2.1 Yuvarlanma Modu Test Senaryoları (Roll Mode Tests)

Tablo 4.7’deki zaman sabiti isterini doğrulamak için oluşturulmuştur. Bu modu aktif etmek için [25] numaralı referansa göre; ailerona 2 saniyelik 2 derece kare dalga bozucu verilerek yuvarlanma açısız hızının zaman sabitinin ister dahilinde kalıp kalmadığı bu test senaryosunun “Custom Criteria” bölümünde yazılan yazmayla test edilmektedir. Verilen girişe göre yuvarlanma açısız hızı Şekil 4.44’deki gibidir.



Şekil 4.44 Yuvarlanma modu test senaryosu yuvarlanma açısız hızı cevabı

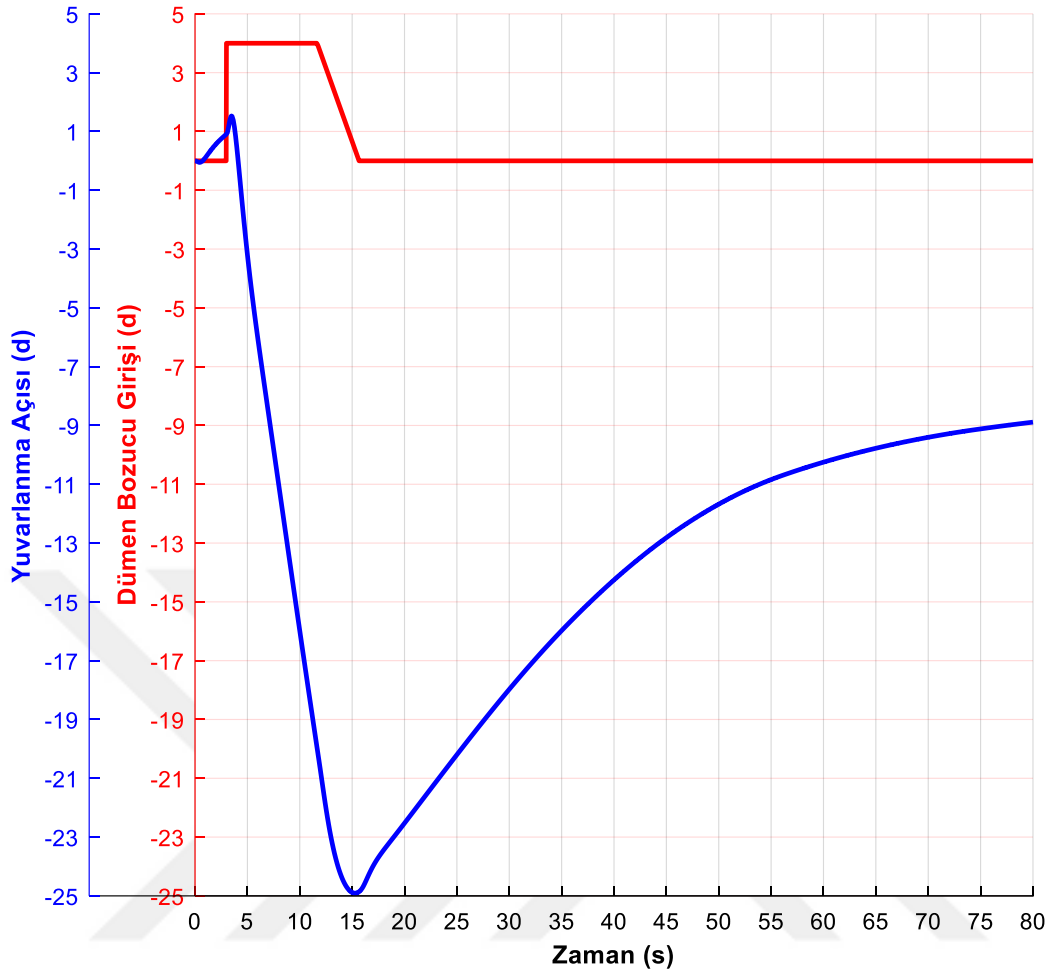
Tablo 4.16’da yuvarlanma modu için ÜSG’de tanımlı gereksinimlerin doğrulanmasına yönelik oluşturulan test senaryosunun sonuçları yer almaktadır. Sonuçlar incelendiğinde gerekli değerin sınırlar dahilinde kaldığı gözlemlenmekte ve buna göre testin başarıyla sonuçlandığı görülmektedir.

Tablo 4.16 Yuvarlanma modu test senaryosu sonuçları

Seviye	Uçuş Fazı Kategorisi	Sınıf	Azami Zaman Sabiti, s
1	B	IV	1.4
TEST SONUCU			
0.05			

4.7.2.2 Spiral Mod Test Senaryoları (Spiral Mode Tests)

Tablo 4.9’deki yarıya düşme zamanı sabiti isterini doğrulamak için oluşturulmuştur. Bu modu aktif etmek için [25] numaralı referansa göre; yuvarlanma açısını 20 derece yapmak için dümen eyleyicisine basamak giriş bozucu verilmiş sonrasında dümen pozisyonu yavaşça tekrar eski nötr durumuna getirilmiştir. Bu test esnasında yuvarlanma açısının 20 dereceden 10 dereceye değişimi esnasındaki zaman sabiti değerinin ister dahilinde kalıp kalmadığı, test senaryosunun “Custom Criteria” bölümünde yazılan yazmayla test edilmektedir. Verilen girişe göre yuvarlanma açısı Şekil 4.45’deki gibidir.



Şekil 4.45 Spiral mod test senaryosu yuvarlanma açısı cevabı

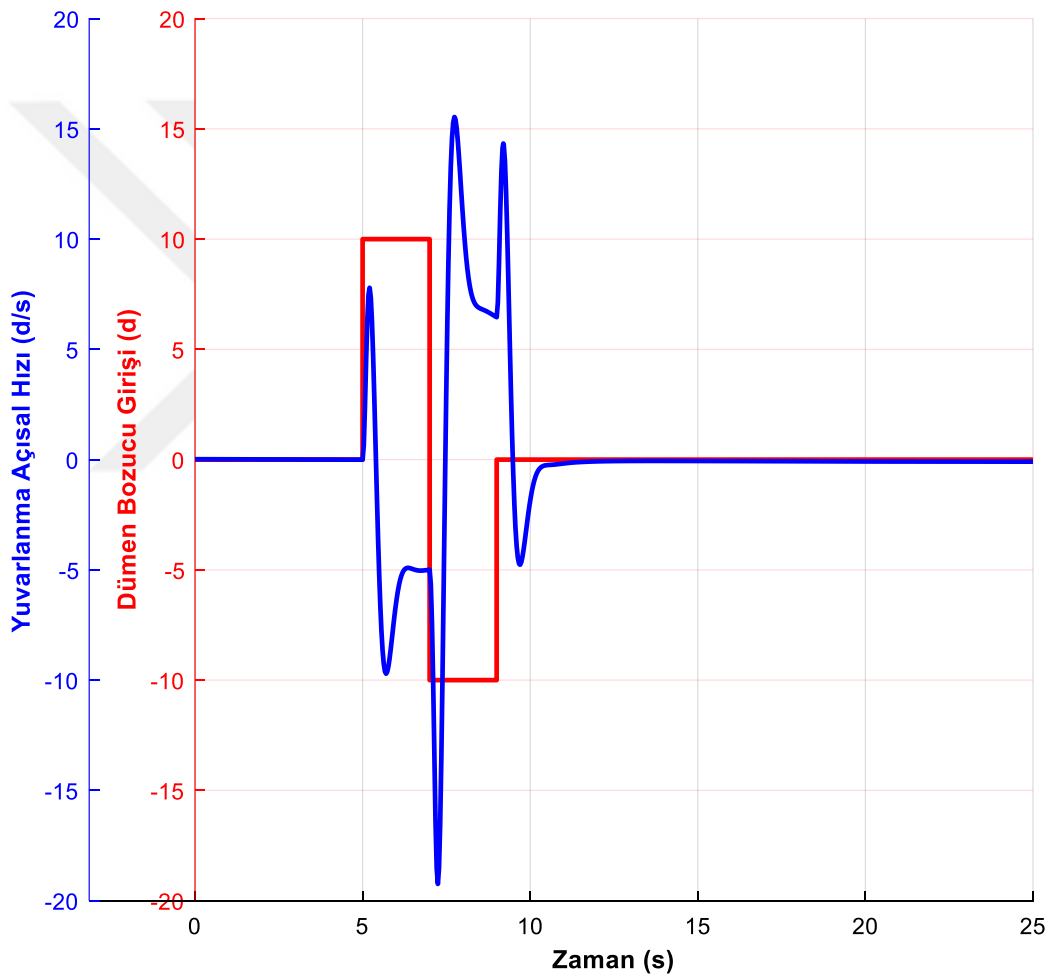
Tablo 4.17’de spiral mod için ÜSG’de tanımlı gereksinimlerin doğrulanmasına yönelik oluşturulan test senaryosunun sonuçları yer almaktadır. Sonuçlar incelendiğinde gerekli değerlerin sınırlar dahilinde olduğu gözlemlenmekte ve buna göre testin başarıyla sonuçlandığı görülmektedir.

Tablo 4.17 Spiral mod test senaryosu sonuçları

Uçuş Fazı Kategorisi	Seviye	Yuvarlanma açısının yarıya düşme veya iki katına çıkma süresi asgari limiti, s
B	1	20
TEST SONUCU		
50.9		

4.7.2.3 Dutch Roll Mod Test Senaryoları (Dutch Roll Mode Tests)

Tablo 4.8'deki sönümlenme oranı ve doğal frekans isterlerini doğrulamak için oluşturulmuştur. Bu modu aktif etmek için [25] numaralı referansa göre; dümene ikişer saniyelik 10 derece ters işaretli darbe girişi (doublet) bozucu verilerek yuvarlanma açısı hızının sönümlenme oranının ve doğal frekansının isterler dahilinde kalıp kalmadığı bu test senaryosunun "Custom Criteria" bölümünde yazılan yazmayla test edilmektedir. Verilen girişe göre yuvarlanma açısı hızı Şekil 4.46'daki gibidir.



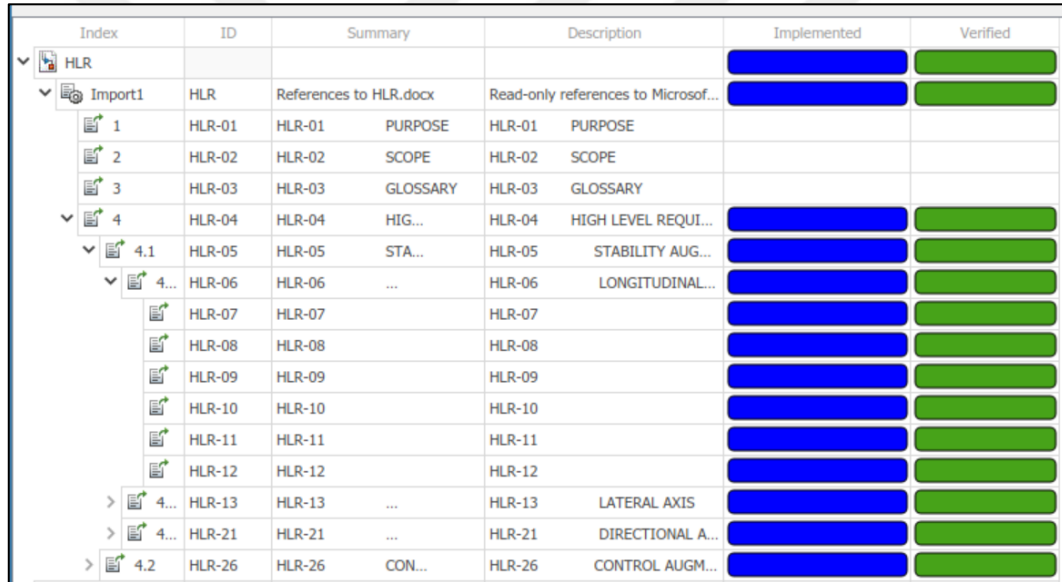
Şekil 4.46 Dutch Roll mod test senaryosu yuvarlanma açısı hızı cevabı

Tablo 4.18'de Dutch Roll mod için ÜSG'de tanımlı gereksinimlerin doğrulanmasına yönelik oluşturulan test senaryosunun sonuçları yer almaktadır. Sonuçlar incelendiğinde gerekli değerlerin sınırlar dahilinde kaldığı gözlemlenmekte ve buna göre testin başarıyla sonuçlandığı görülmektedir.

Tablo 4.18 Dutch Roll mod test senaryosu sonuçları

Seviye	Uçuş Fazı Kategorisi	Sınıf	Asgari ζ_d	Asgari $\zeta_d w_{n_d}$	Asgari w_{n_d}
1	B	IV	0.08	0.15	0.4
			TEST SONUCU		
			0.72	6.73	9.33

Test Manager üzerinde ÜSG temelli oluşturulan tüm test senaryoları başarıyla geçmiştir. Şekil 4.38’de sarı olan “verified” sütunu Şekil 4.47’de tamamen yeşile dönmüştür. Bu durum da gösteriyor ki tüm ÜSG için en az bir test senaryosu vardır ve tüm hepsi doğrulanmıştır.

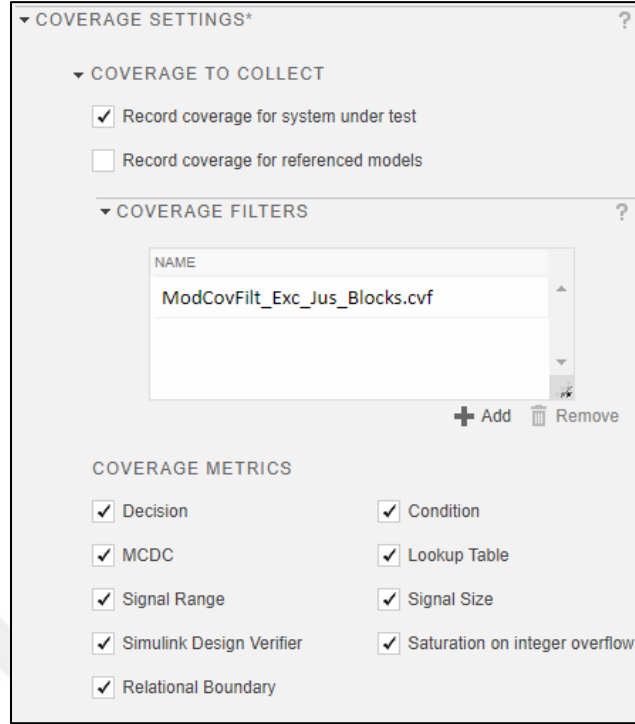


Index	ID	Summary	Description	Implemented	Verified
HLR					
Import1	HLR	References to HLR.docx	Read-only references to Microsof...		
1	HLR-01	HLR-01 PURPOSE	HLR-01 PURPOSE		
2	HLR-02	HLR-02 SCOPE	HLR-02 SCOPE		
3	HLR-03	HLR-03 GLOSSARY	HLR-03 GLOSSARY		
4	HLR-04	HLR-04 HIG...	HLR-04 HIGH LEVEL REQUI...		
4.1	HLR-05	HLR-05 STA...	HLR-05 STABILITY AUG...		
4...	HLR-06	HLR-06 ...	HLR-06 LONGITUDINAL...		
	HLR-07	HLR-07	HLR-07		
	HLR-08	HLR-08	HLR-08		
	HLR-09	HLR-09	HLR-09		
	HLR-10	HLR-10	HLR-10		
	HLR-11	HLR-11	HLR-11		
	HLR-12	HLR-12	HLR-12		
> 4...	HLR-13	HLR-13 ...	HLR-13 LATERAL AXIS		
> 4...	HLR-21	HLR-21 ...	HLR-21 DIRECTIONAL A...		
> 4.2	HLR-26	HLR-26 CON...	HLR-26 CONTROL AUGM...		

Şekil 4.47 Uçuş kontrol sisteminin ÜSG bazlı doğrulanması takibi (Requirements Toolbox)

4.7.3 MKA

Model benzetim testleri koşarken aynı zamanda modelin işlevselliğini analiz eden MKA de icra edilmiştir. Şekil 4.48’de Test Manager üzerinde MKA ayarları görülmektedir.

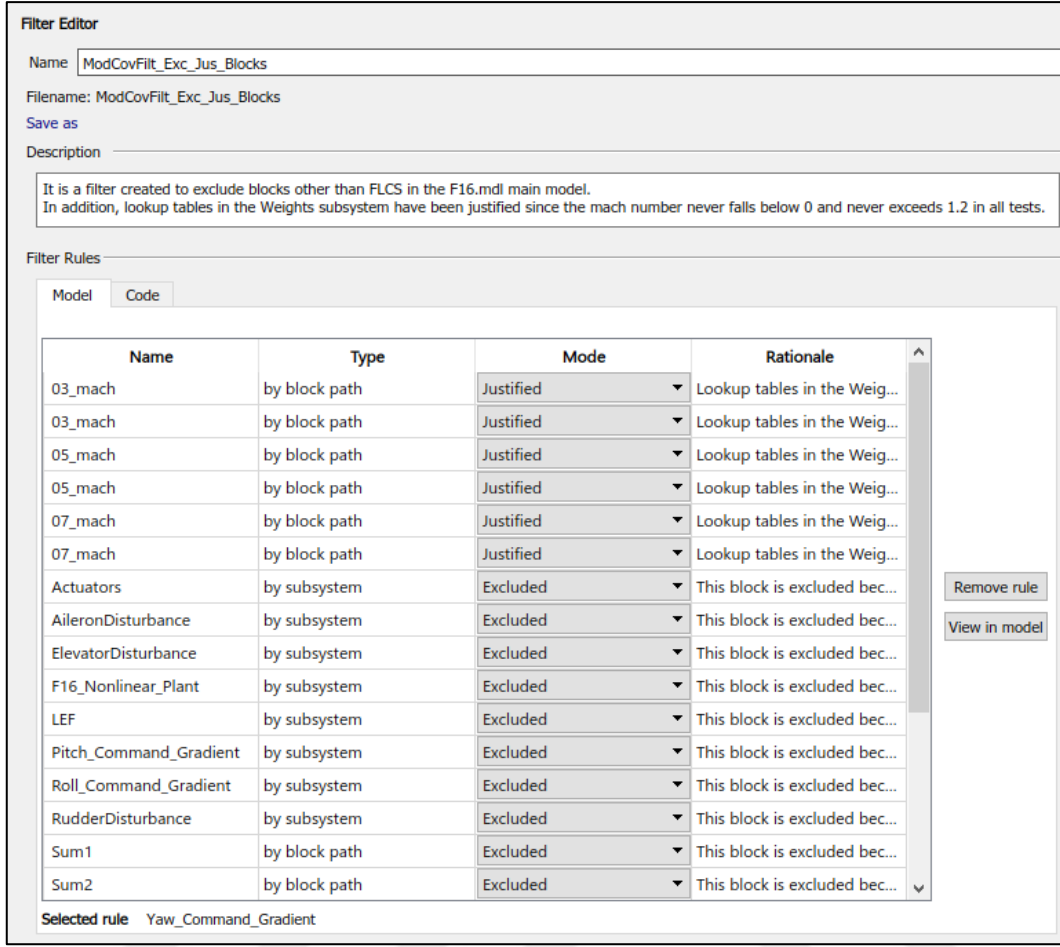


Şekil 4.48 MKA ayarları

Analiz koşarken tüm metriklere bakılması için tamamı aktif seçilmiştir ancak sonuçlarda da görüleceği üzere yalnız TBL ile execution metriğine ait sonuçlar bulunmaktadır. Bunun nedeni uçuş kontrol sistemi modelinde sadece bu iki metriğin analizi ile ilgili yapıların bulunmasıdır.

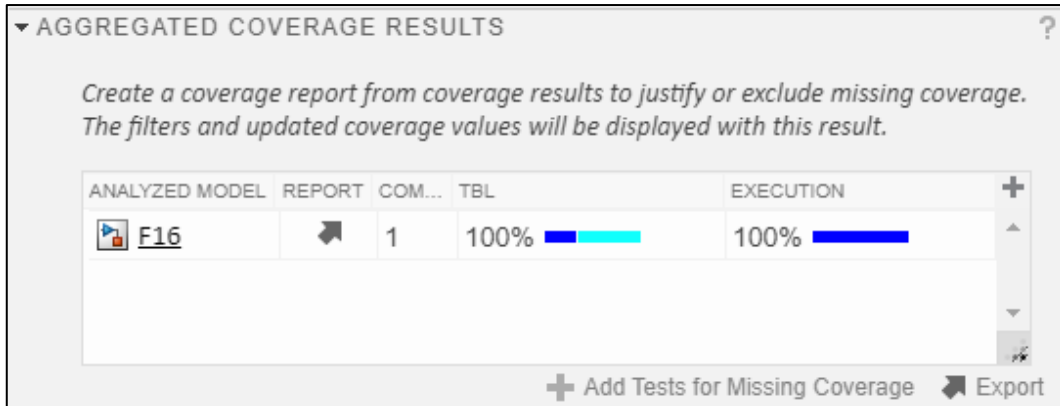
Model benzetimi tüm modelde koştuğundan dolayı plant, eyleyici gibi uçuş kontrol sistemi harici bloklardan dolayı eksik kapsama gelmektedir. Bunu önlemek adına analiz esnasında bu blokları kapsam dışı bırakan (Şekil 4.49'daki modu Excluded olan model elemanları) bir filtre oluşturulmuştur. Bu filtrenin amacı bu analizler koşarken bu blokların ve/veya model elemanlarının kapsam dışı tutulmasıdır.

Filtrede ayrıca uçuş kontrol sistemi bulanık mantık modelinde bulunan, uçuş fazı dışından gelen giriş dolayısıyla eksik kapsama veren arama tablosu (Look-Up table) model elemanları da gerekçelendirilerek (Şekil 4.49'daki modu Justified olan elemanlar) analiz dışı bırakılmıştır.



Şekil 4.49 MKA filtre içeriği

Şekil 4.50’de örnek bir MKA sonucu verilmiştir. TBL metriğinin renginin farklı olması o metriğin koştuğu model elemanlarından en az bir tanesinin ya “devre dışı bırakılarak” ya da “gerekçelendirilerek” analiz dışı tutulduğunu gösterir. Sonuç olarak uçuş fazında tüm testler %100 kapsama oranını vermiştir.

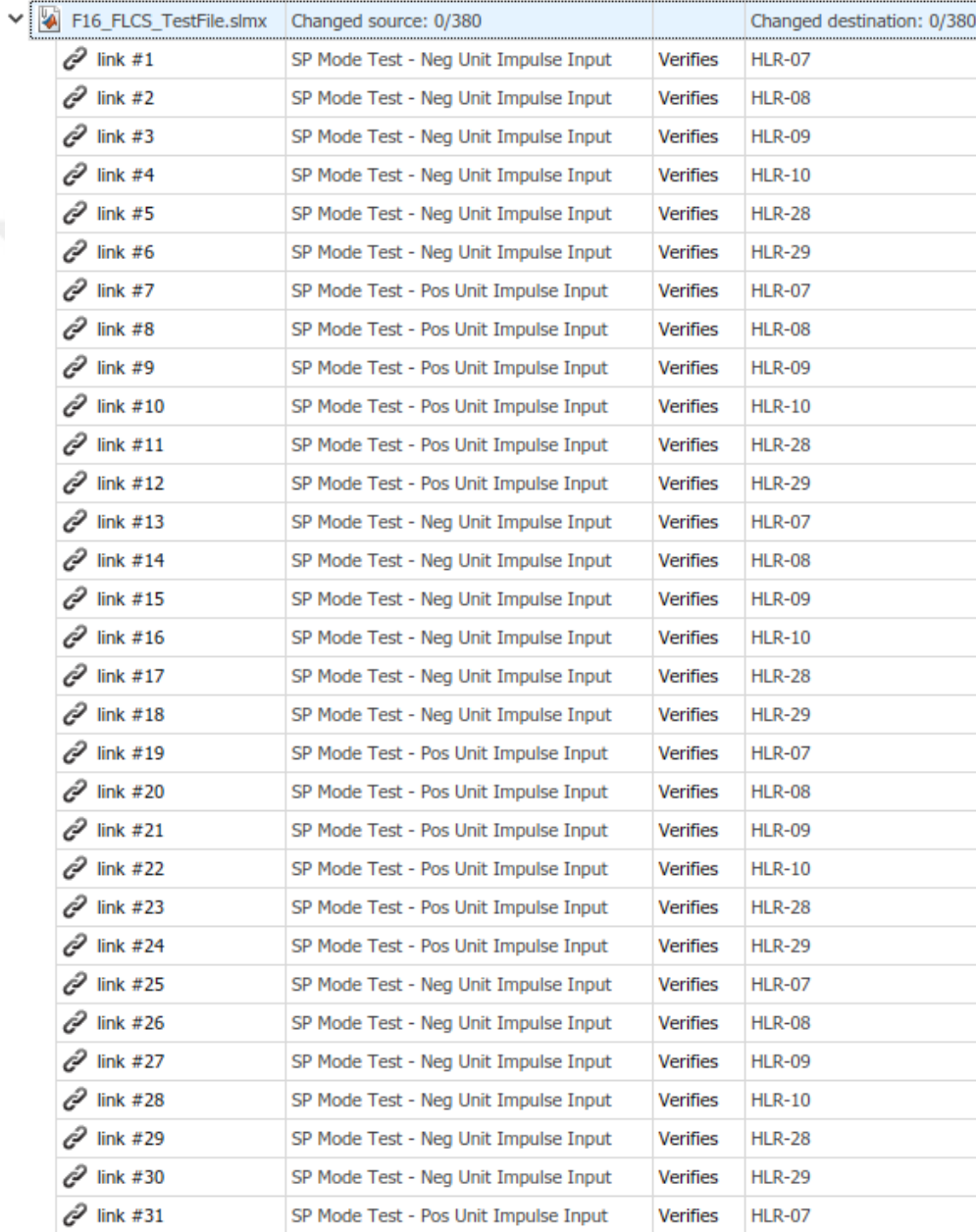


Şekil 4.50 MKA sonucu

4.7.4 ÜSG ile Test Senaryoları Arası İzlenebilirlik

DO-178C yazılım geliştirme rehber dokümanı ile DO-331 standardının gerektirdiği ÜSG ile test senaryoları arasında izlenebilirlik bağlantıları kurulmuştur. İzlenebilirlik, herhangi bir değişiklikte takibi kolaylaştırmaktadır.

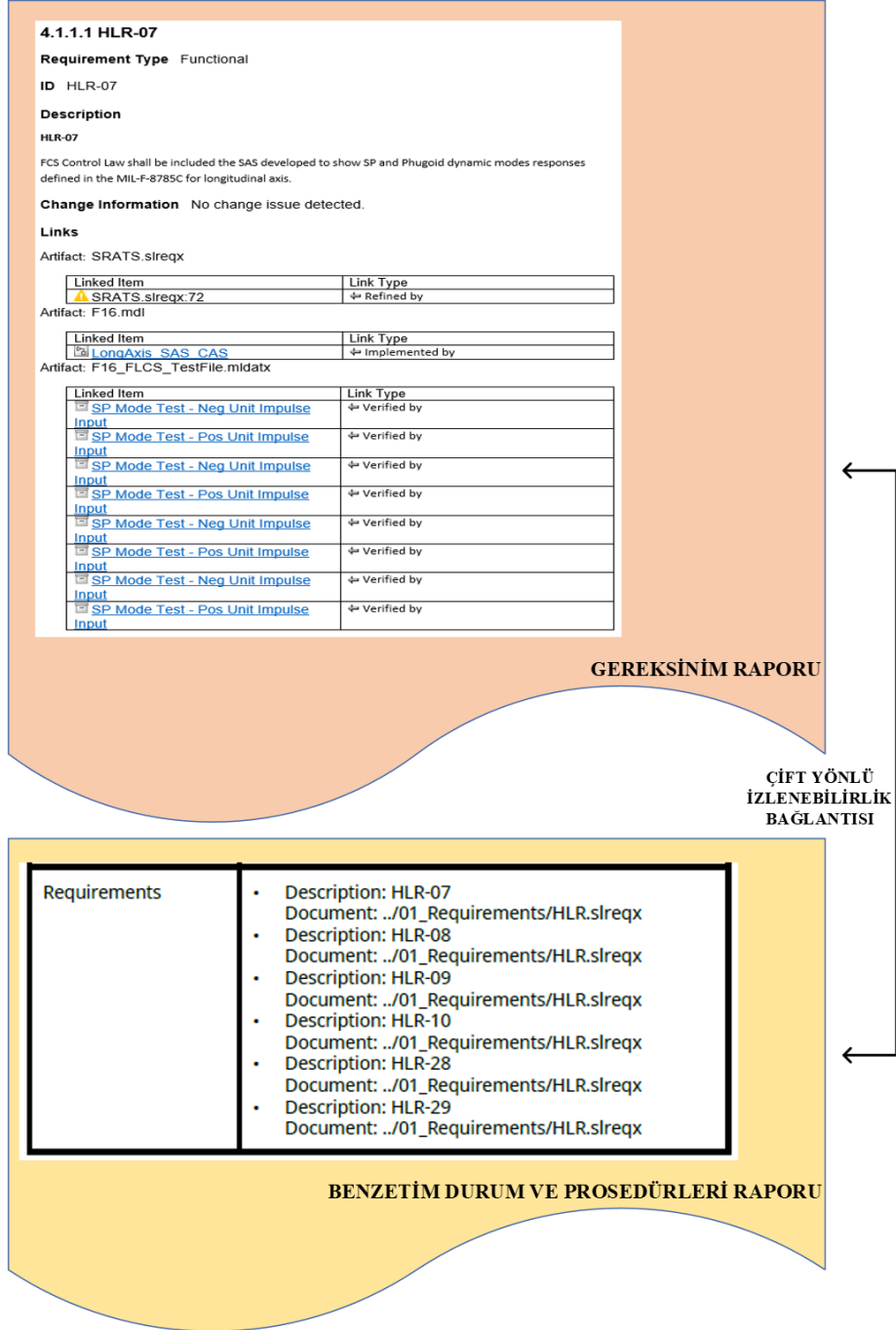
Şekil 4.51’de görülen, ÜSG ile test senaryoları arası izlenebilirlik bağlantıları da ayrı bir dosyada tutulmaktadır.



F16_FLCS_TestFile.slmx		Changed source: 0/380		Changed destination: 0/380
link #1	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	
link #2	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-08	
link #3	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-09	
link #4	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-10	
link #5	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-28	
link #6	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-29	
link #7	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	
link #8	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-08	
link #9	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-09	
link #10	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-10	
link #11	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-28	
link #12	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-29	
link #13	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	
link #14	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-08	
link #15	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-09	
link #16	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-10	
link #17	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-28	
link #18	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-29	
link #19	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	
link #20	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-08	
link #21	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-09	
link #22	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-10	
link #23	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-28	
link #24	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-29	
link #25	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	
link #26	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-08	
link #27	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-09	
link #28	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-10	
link #29	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-28	
link #30	SP Mode Test - Neg Unit Impulse Input	Verifies	HLR-29	
link #31	SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input	Verifies	HLR-07	

Şekil 4.51 ÜSG ile test senaryoları arası izlenebilirlik linkleri (Requirements Toolbox)

Şekil 4.52’de gereksinim raporunda yer alan bir ÜSG ile benzetim durum ve prosedürleri raporunda yer alan bir test senaryosu arasında kurulan izlenebilirlik bağlantısı verilmiştir.

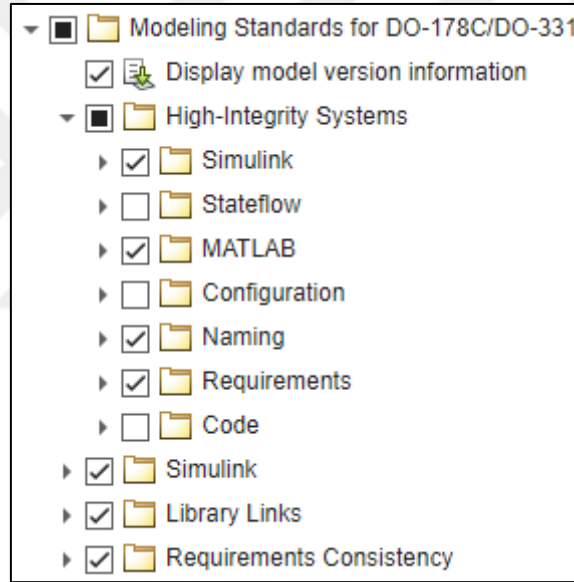


Şekil 4.52 ÜSG ile benzetim durum ve prosedürü arası bir izlenebilirlik bağlantısı örneği

4.8 Uçuş Kontrol Sisteminin (Tasarım Modelinin) Statik Analizi (Standartlara Uygunluk)

Uçuş kontrol sistemi doğrulandıktan sonra otomatik koda geçmeden bir adım önce, model benzetimi aktiviteleri sırasında bulunamayan statik hataların tespiti ve geliştirilen modelin DO-178C ve DO-331 modelleme standardına uyumluluğunun kontrol edilmesi için model üzerinde bazı analizlerin koşturulması gerekmektedir.

Model Advisor aracı ile yapılan DO-178C/DO-331 standardı için modelleme standartlarının kontrolü, modelin standartlara uygunluğu analizidir. Bu analiz dinamik değil statiktir. Dolayısıyla model benzetim testlerinde olduğu gibi herhangi bir benzetim koşturmaz.



Şekil 4.53 DO-178C/DO-331 modelleme standartlarına uygunluk analizleri

Bu analizlerin detayına incek olursak tasarlanan uçuş kontrol sistemi modeli içerisinde işlevselliği bozan bir yapının veya model tasarlanırken standartlara uygun kullanılmayan bir elemanın olup olmadığını kontrol denetler.

Şekil 4.53'de bu çalışmada F-16 uçuş kontrol sisteminde koşan analizler verilmiştir. Çalışma kapsamında konfigürasyon ve kod üretimi olmadığından ve modelde de stateflow yapısı bulunmadığından bu analiz kısımları aktif edilmemiştir. Çalışan analizlerin detayına bakacak olursak;

Yüksek Doğruluklu Sistem (High-Integrity Systems) Analizleri: Eğer geliştirilen model, olası hata durumunda çok ciddi hasara ve ölümlere sebebiyet veren kompleks bir sistem (high-integrity systems) için koşturulacak analizleri kapsar. Bu kurallar model ayarlarının, blokların ve blok parametrelerinin kullanımının doğru, açık, eksiksiz ve doğrulanabilirliğini denetler.

Simulink Analizleri: Simulink'te bağlanmayan sinyallerin veya portların olup olmadığını ortaya çıkaran analizlerdir.

Kütüphane Linkleri (Library Links) Analizleri: Model geliştirilme sürecinde kütüphane bağlantılarını analiz eder, kopan bir bağlantı varsa hata verir.

Gereksinim Uyumluluğu (Requirements Consistency) Analizleri: Modele bağlı gereksinimlerin bağlantılarını analiz eder.

Geliştirilen uçuş kontrol sistemi DO-178C yazılım rehber dokümanına ve DO-331 model tabanlı tasarım modelleme standardına ne kadar uyumlu ise modelden otomatik olarak üretilen kaynak kodu da o derece uyumlu olacaktır. O nedenle eğer başarısız bir analiz sonucu alınmışsa kod üretilmeden bu hatanın giderilmesi gerekmektedir.

Run Summary	Failed	Warning	Justified	Passed	Not Run	Total
Incomplete 0	0	0	9	48	1673	1730

2.19 Modeling Standards for DO-178C/DO-331	Failed	Warning	Justified	Passed	Not Run	Total
2.19.1 High-Integrity Systems	0	0	9	41	0	46
2.19.1.1 Simulink	0	0	8	28	0	36
2.19.1.2 Stateflow	0	0	0	12	0	12
2.19.1.3 MATLAB	0	0	0	11	0	11
2.19.1.4 Configuration	0	0	0	32	0	32
2.19.1.5 Naming	0	0	0	2	0	2
2.19.1.6 Requirements	0	0	0	1	0	1
2.19.1.7 Code	0	0	0	2	0	2
2.19.2 Simulink	0	0	0	1	0	1
2.19.3 Library Links	0	0	0	1	0	1
2.19.4 Requirements Consistency	0	0	0	4	0	4

Attribute	Value
Model Version	1.251
Author	T490
Date	Sun Apr 30 17:03:04 2023
Model Checksum	1208925247 3649100123 3081506780 1066139681

Şekil 4.54 DO-178C/DO-331 modelleme standartlarına uygunluk analiz sonuçları (Model Standart Raporu)

İlgili analiz sonuçları Şekil 4.54’de verilmiştir. Buna göre 48 analiz başarıyla geçmiştir. C/C++ kod üretiminde integratör, transfer fonksiyonu gibi bloklar tavsiye edilmediği için bu blokların kullanımından kaynaklanan hatalar “justify” edilmiştir. Şu anlık proje kapsamında kod üretimi kapsam dışı olduğundan böyle bir yol izlenmiştir. Tam tersi kod üretimine gidilseydi bu hatalar “justify” edilemezdi.

Sonuç olarak tüm analizlerin %100 başarıya ulaşmasını takiben bu aşama da sonlanmıştır. Günün sonunda yapılan çalışmaya en tepeden bakıldığında DO-178C yazılım geliştirme rehber dokümanı ve DO-331 model tabanlı tasarım süreçlerinin akışa uygun yürütülmesi suretiyle F-16 savaş uçağı uçuş kontrol sistemi tasarlanmış ve doğrulanmıştır.



5

SONUÇ

Bu tez çalışmasında doküman tabanlı geleneksel yazılım yaşam döngüsü süreçlerine kıyasla birçok avantajı bulunan ve son yıllarda havacılık endüstrisinde kullanımı gittikçe artan model tabanlı tasarım yaklaşımıyla F-16 savaş uçağı için bulanık mantık tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir.

İlk olarak uçuş kontrol sistemi bileşenlerinden kararlılık artırma ve kontrol artırma sistemleri tabanlı YASG geliştirilmiş, sonrasında askeri standartlardan gelen uçuş kullanım kalitesi isterleri ile YASG baz alınarak ÜSG oluşturulmuştur. Bu ÜSG dikkate alınarak bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sistemi tasarlanmıştır. Bu sistem tasarlanırken belirli çalışma noktaları için uçak doğrusal olmayan modeli doğrusallaştırılarak durum-uzay denklemleri çıkarılmıştır. Sonrasında bu durum-uzay modelleri için köklerin yer eğrisi grafiğı tekniğinden yararlanılarak P ve PI kontrolcülerin kullanıldığı kararlılık ve kontrol artırma sistemleri kazanç değerleri belirlenmiştir. Az sayıda çalışma noktası için belirlenen bu kazanç parametreleri, tasarlanan bulanık PDK kontrolcüde kullanılmış ve doğrusal olmayan hava aracının değişen çalışma noktalarına bağlı olarak uygun kontrolcü kazanç değerleri bu kontrolcü sayesinde belirlenmiştir. Daha sonra model tabanlı tasarım yaklaşımının en önemli süreçlerinden modelin doğrulama aktivitelerine geçilmiştir. Uçuş kontrol sisteminin ÜSG ile doğrulanması, Simulink Test aracılığıyla geliştirilen model benzetim testleri üzerinden gerçekleştirilmiştir. DO-331 rehber dokümanından gelen model benzetim aktivitesi henüz koda geçmeden model üzerinde benzetimler çalıştırarak olası hataların olup olmadığını test etmektedir. Testlerin sonucunda F-16 savaş uçağının boylamsal, yanal ve dikey eksenlerinde tasarlanan bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sisteminin, dışarıdan gelen herhangi bir bozucuya cevabı askeri standartlardan gelen isterler dahilinde olduğu tespit edilmiştir. Bu testler esnasında MKA da yapılmıştır. Benzetim testleri sırasında uçuş kontrol sisteminde test edilmeyen herhangi bir elemanın olup olmadığını denetleyen bu analiz sonucunda %100 başarı oranına erişilmiştir. Bu da geliştirilen uçuş kontrol sistemi modelinde herhangi eksik bir kapsama olmadığını göstermektedir. Model tabanlı tasarım yönteminin model üzerindeki son aktivitesi standartlara uyumluluk kontrolüdür. Simulink'in Model

Advisor aracı ile uçuş kontrol sistemi modelinin DO-178C/DO-331 standartlarına uyumluluğu kontrol edilmiş ve herhangi bir hata ya da eksiklik ile karşılaşılmamıştır. Böylelikle standartlara uygun bir uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir. En nihayetinde bu aktivite ile süreç sonlanmış ve zaman, maliyet, harcanan efor gibi kriterlerde diğer geleneksel doküman tabanlı süreçlere göre birçok avantajı bulunan DO-331 model tabanlı tasarım yaklaşımıyla F-16 savaş uçağına bulanık PDK tabanlı uçuş kontrol sistemi geliştirilmiştir.

Model tabanlı tasarım yönteminde gereksinimlerin model olarak tutulması kompleks sistemlerin tüm proje paydaşları tarafından ortak dil ve notasyon avantajından dolayı kolayca anlaşılmasına imkân vermektedir. Böylece dokümanların uzun ve anlaşılması güç yönleri bertaraf edilmiş olur. Diğer önemli avantajı ise projenin erken safhalarında model üzerinde koşan model benzetim testleriyle olası hataların tespit edilebilmesidir. Bu yüzden erken hata tespiti ve bu hataların düzeltilmesi için hemen aksiyon alınması proje takvimi ile bütçesine önemli kazanımlar getirmektedir.

Tez çalışmasında model tabanlı tasarım süreçleri detaylı olarak ele alınmış ve bu yaklaşım ile kalifiye Simulink araçları kullanılarak bir hava aracı uçuş kontrol sistemi geliştirme süreci gerçekleştirilmiştir. Bu tez çalışmasının önemli bir artısı model tabanlı tasarım süreçlerinin uygulamalı olarak gerçekleştirilmesidir. Bu çalışma ile standartlara uyumlu bulanık PDK tabanlı bir uçuş kontrol sisteminin geliştirilmesi süreci DO-178C/DO-331 model tabanlı tasarım yöntemi kullanılarak ilk kez sunulmuştur.

Bu çalışma uçuş kontrol sistemi modelinin geliştirilmesi ve doğrulanması aşamasında sonlanmaktadır. İleriye dönük çalışmalarda otomatik kod üretiminden itibaren DO-178C/DO-331 model tabanlı tasarım süreçlerinin yürütülmesi planlanabilir. Ayrıca F-16 savaş uçağı için tasarlanan uçuş kontrol sistemi başarımlar olarak daha da iyileştirilebilir.

- [1] RTCA, DO-178 Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, United States: Washington, 1982.
- [2] RTCA, DO-178A Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, United States: Washington, 1985.
- [3] RTCA, DO-178B Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, United States: Washington, 1992.
- [4] RTCA, DO-178C Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, United States: Washington, 2011.
- [5] RTCA, DO-331 Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A, United States: Washington, 2011.
- [6] L. Rierson, Developing Safety-Critical Software: A Practical Guide for Aviation Software and DO-178C Compliance, CRC Press, 2013.
- [7] S. W. Dalton, F. Wagner, A. Bergmann and B. Bock, "Using MATLAB V&V-Toolbox for Target-Specific Model-Based Design", 2018 Third International Conference on Engineering Science and Innovative Technology (ESIT), 2018.
- [8] K. Dmitriev, S. A. Zafar, K. Schmiechen, Y. Lai, M. Saleab, P. Nagarajan, D. Dollinger, M. Hochstrasser and F. Holzapfel, "A Lean and Highly-automated Model-Based Software Development Process Based on DO-178C/DO-331", 2020.
- [9] T. Erkinen, B. Potter, "Model-Based Design for DO-178B with Qualified Tools", AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Chicago, August 2009.
- [10] A. Sarkis, L. Dias, "A Set of Rules for Production of Design Models Compliant with Standards DO-178C and DO-331", 2014 11th International Conference on Information Technology: New Generations, 2014.
- [11] L. Huan, L. Wenjuan, C. Dongning, "Automatic Code Generation of SPWM for Single Phase Inverter by Model-Based Design", 2013 2nd International Conference on Measurement, Information and Control, 2013.
- [12] V. Sandru, R. Balan, "A model-based approach to develop a mechatronic system", East Carolina University, July 2020.
- [13] T. Sarac, "Model Tabanlı Geliştirme Teknolojisinin Hava Aracı Yazılımlarında Kullanımı ve Sertifikasyonu (Master's Thesis)", Baskent University, 2019.
- [14] G. H. Bryan, and W. E. Williams, "The Longitudinal Stability of Aerial Gliders", Proc. Roy. Soc. Series A. Vol. 73, No.489, pp. 100-116, 1904.
- [15] B. L. Stevens, F. L. Lewis, and E. N. Johnson, "Aircraft control and simulation:dynamics, controls design, and autonomous systems", JohnWiley & Sons, 2015.

- [16] T. Takagi, and M. Sugeno, "Fuzzy Identification of Systems and Its Applications to Modeling and Control", IEEE Transactions Systems, Man, and Cybernetics, 15, pp. 116-156, 1985.
- [17] K. Tanaka and H. Wang, "Fuzzy Control Systems Design and Analysis: A Linear Matrix Inequality Approach", New York: Wiley, 2001.
- [18] M. A. A. Ghany, M. A. Shamseldin, and A. A. Mohamed "Parallel Distribution Compensation PID Based on Takagi-Sugeno Fuzzy Model Applied On DC Motor", International Journal Of Advanced Engineering And Business Sciences (IJAEBS), 2021
- [19] K. Narenathreyas, "Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion (Master's Thesis)", Czech Technical University, 2013
- [20] S. Yordanova, B. Tabakova, "Robust Fuzzy Parallel Distributed Compensation PI Control of Non-Linear Plant", The 8th WSEAS Int. Conf. on Artificial Intelligence, Knowledge Engineering & Data Bases (AIKED '09), 2009
- [21] Internet: "Sept. 17, 1908: First Airplane Passenger Death", Erişim Adresi: <https://www.wired.com/2010/09/0917selfridge-first-us-air-fatality/>, Erişim Tarihi: 17.05.2023
- [22] Internet: "Aviation Safety Network, Database, Accident Database", Erişim Adresi: <https://aviationsafety.net/database/>, Erişim Tarihi: 17.05.2023
- [23] RTCA, DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, United States: Washington, 2000.
- [24] R. S. Russell, "Non-linear f-16 simulation using simulink and matlab," University of Minnesota, Tech. paper, 2003.
- [25] M. V. Cook, "Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control", (Aerospace Engineering), 3rd Edition (Vol. 91, Issue 5)., 2012
- [26] MIL-F-8785C, "Military Specification – Flying Qualities of Piloted Airplanes", 1980
- [27] L. T. Nguyen, "Simulator study of stall/post-stall characteristics of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability", National Aeronautics and Space Administration, 1979.
- [28] H. O. Wang, K. Tanaka and M. Griffin, "Parallel distributed compensation of nonlinear systems by Takagi-Sugeno fuzzy model," Proceedings of 1995 IEEE International Conference on Fuzzy Systems., Yokohama, Japan, 1995, pp. 531-538 vol.2, doi: 10.1109/FUZZY.1995.409737.
- [29] Internet: "Simulink Test", The Mathworks Inc., Erişim Adresi: <https://www.mathworks.com/products/simulink-test.html>, Erişim Tarihi: 17.05.2023

KISA PERİYOT MODU BENZETİM DURUM VE PROSEDÜRLERİ

Simulation Case Identification:

-SP Mode Test - Pos Unit Impulse Input

Simulation Case Revision History:

-1.251

Simulation Case Author:

-Yunus Ertuğrul

Simulation Case Category (HIGH-LEVEL, LOW-LEVEL or BOTH):

-HIGH-LEVEL

Simulation Case Test Type (NORMAL, ROBUSTNESS or BOTH):

-BOTH

Purpose:

-To test the Short Period mode response of the aircraft to external disturbances in the longitudinal axis.

Set of Inputs:

-The constant value 0 lb is given as dPitch_lb, dRoll_lb and dYaw_lb inputs using double timeseries data type.

-The constant value 2206 lbs are given as dThrust_lbs input using double timeseries data type.

Conditions:

-The test is performed by trimming the aircraft in 0.5 Mach 10 000 ft cruise flight.

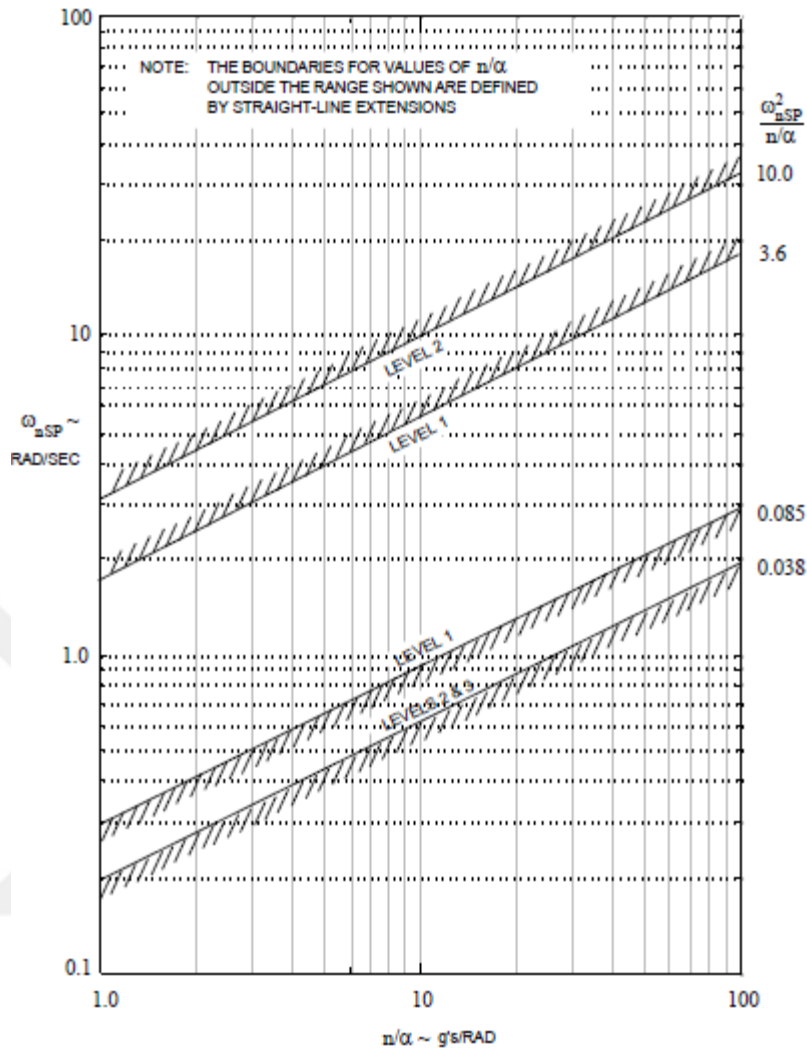
-1 second positive unit of impulse disturbance in the third second is given to the elevator.

Expected Results:

-The damping ratio of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds shall be greater than or equal to 0.3.

-The damping ratio of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds shall be less than or equal to 2.

-The natural frequency of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds shall be limited in accordance with the figure below:



Pass/Fail Criteria:

- PASS if the damping ratio of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds is greater than or equal to 0.3.
- PASS if the damping ratio of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds is less than or equal to 2.
- FAIL if the damping ratio of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds is out of the range 0.3 and 2.
- FAIL if the natural frequency of the pitch rate signal between 4 and 9 seconds is limited in accordance with the requirement above.

SIMULATION PROCEDURES:

- Navigate to the **.../03_Verification** subfolder,
- Open the **F16_FLCS_TestFile.mldatx** file,

-In the test file, select the **0.5 Mach 10 000 ft Tests >> Longitudinal Axis Tests – 0.5 Mach 10 000 ft >> SP Mode Test – Pos Unit Impulse Input** simulation case,

-The following headings should be checked step by step, if at least the answer to one of them is **NO**, the warning/s should be corrected with the right action item. If all checks are satisfied with **YES** answer, run the simulation case by clicking RUN or Ctrl+T.

-Is the *Enabled* option in the upper right corner selected?

-Are the *TAGS*, *DESCRIPTION* sections properly defined?

-Are the HLR-07, HLR-08, HLR-09, HLR-10, HLR-28, and HLR-29 requirements added to section *REQUIREMENTS*?

-Is the model defined as F16 in section *SYSTEM UNDER TEST/Model*?

-Is the Input_LongAxis_SPTest.mat input file added to section *INPUTS* and - mapped successfully?

-Is the “function customCriteria(test)” option in section *CUSTOM CRITERIA* selected?

-Is any script written in section *CUSTOM CRITERIA*?

After the complete of the simulation, click Results and Artifacts.

If the results' status has green tick, the simulation case is pass.

If the results' status has red tick, the simulation case is failed and then evaluate the results including simulation outputs and custom criteria results.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. Ertuğrul, Y., Ulu, C., (2023). “Development of Flight Control System with the DO-178C/DO-331- Compliant Model-Based Design Approach”, Cukurova 10th International Scientific Researches Conference, Adana.

