

DİNAMİK OLARAK MODELLENEN BİR HELİKOPTERİN SEL ORTAMINDA KULLANILMASI

Selin Mina Kütük¹
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

Muhammed Bilal Sarıca²
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

Mehlika Şahin³
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

Muhammed Berat Dikmen⁴
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

Mehmet Şahin⁵
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

Koray Ertem⁶
Türk Havacılık Uzay Sanayi
A.Ş.
İstanbul

ÖZET

İnsanlı ve insansız hava araçları, ürün tasarım aşamasından başlayarak envanterden kaldırılmaya kadar olan üretim ve kullanım süresince sürekli geliştirme faaliyetlerini içermektedir. Döner kanat yapısında olan helikopterler; sahip oldukları yapısal özellikler nedeniyle kontrol edilebilirlik üzerine kapsamlı bir analiz gerektirmektedir. Yapılan analizler neticesinde helikopterin farklı uçuş senaryolarında maruz kalabileceği kuvvetler ve bu durum neticesinde helikopterin sergileyeceği davranışların incelenebilmesi büyük bir önem arz etmektedir. Yapılan çalışmada öncelikli olarak iki veya daha fazla pal konfigürasyonuna sahip olan teetering bir helikopterin MATLAB-Simulink ortamında matematiksel modellemesi yapılmıştır. Yapılan model çeşitli helikopter kullanımları için parametrik olarak tasarlanmış ve potansiyel olarak kullanılacak diğer helikopterlerin ve konfigürasyonların sisteme entegrasyonuna uygun koşullar oluşmasını sağlamıştır. Elde edilen model neticesinde uçuş zarfı boyunca gerçekleştirilecek çeşitli manevralar ve hava koşulları simülasyon ortamında incelenmiştir. Ana rotor, kuyruk rotoru, atmosfer, iniş takımı, dikey ve yatay stabilizör, gövdenin matematiksel modeli sonucunda elde edilen analizler hem bilgisayar ortamında hem de gerekli kod dönüşüm işlemleri vasıtasıyla simülasyon ortamında incelenmektedir. Modele gerekli kontrol girişlerinin sağlanabilmesi için FAA FTD Seviye 6 olan bir simülasyon kullanılmıştır. Kullanılan simülasyon ile pilotun cyclic, kollektif ve pedallarla sağladığı kontrol Simulink ortamına iletilmektedir. Kullanılan simülasyon ve model işbirliği FlightGear yazılımı kullanarak gerekli görselleştirmeler yapılmaktadır. Gerçekleştirilen çalışma neticesinde öncelikli olarak farklı helikopter konfigürasyonlarına adapte edilebilen matematiksel model oluşturulmuştur. Oluşturulan model SEL (Sistem Entegrasyon Laboratuvarı)'e entegre edilerek eş zamanlı pilot girdileri ve uçuş dinamiği analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda bir helikopter uçuş dinamiği üzerine test ve analiz faaliyetlerini gerçekleştiren bir çalışma sunulmuştur.

GİRİŞ

Döner kanatlı hava araçları günümüzde oldukça fazla alanda kullanılan, birçok farklı çeşidi olan bir hava aracı türüdür. Helikopterler, döner kanatlı hava araçları sınıfında en gelişmiş ve komplike sistemlere sahip olan türdür. En temel ve eşsiz özelliği olan ileri uçuş yapmadan havada askıda kalabilme yeteneği sayesinde istenilen herhangi bir konuma iniş yapmak zorunda olmadan yolcu veya yük indirme, kargo taşıma, yangın söndürme, arama-kurtarma gibi alanlarda en sık karşılaşılan hava araçlarıdır. Helikopterlerin geniş kullanım alanı hem eğitim hem de test açısından helikopter simülasyonlarına olan ihtiyacı da doğurmuştur. Bu çalışmada da bir helikopter matematiksel model geliştirilerek bu modelin bir simülasyon ortamına gömülmesi amaçlanmıştır.

Simülasyonlar, ürün geliştirme ve eğitim aşamalarında sıklıkla kullanılan araçlardır. Özellikle helikopter gibi karmaşık bir yapıya sahip olan sistemlerde simülasyonlar, anlık olarak çıktıları görebilme ve yapılan değişikliklerin direkt olarak entegre edilebilmesine olanak sağlayabilmesi sayesinde ciddi avantajlar sağlamaktadır.

Buna ek olarak Ar-Ge ekipleri veya pilotlar aracılığı ile yapılan testlerde, helikopterde yapılan değişiklikler direkt olarak ana ürüne entegre edilmeden test edilebilirler. Bu yapı ayrıca pilotlar için mevcutta çalışan sistem üzerinden eğitim ve çeşitli senaryolar için pratik yapma imkanı sağlamaktadır.

Yapılan bu çalışmada da simülasyonun faydalarından yararlanmak adına benzer bir yol izlenmiş, matematiksel model geliştirilmesi ve test edilmesi sırasında simülasyonun yararlanılmıştır. Yapılan modelde hızlıca değişiklik yapılabilmesi ve değişikliklerin sonucunun direkt olarak görülebilmesi sağlanmıştır. Sonraki aşamalarda ise doğrulama aşamasında simülasyonun uçuşlar ile gerçek uçuş verileri karşılaştırılarak modelin geliştirilmesi ve doğrulanması sağlanmıştır.

Helikopterler karakteristikleri dolayısıyla lineer olmayan ve sistem dinamiği kendi içinde birbirine bağlı bir sistemlerdir. Bu karmaşık sistemin geliştirilmesinde çok sayıda deneme, test ve doğrulama süreci uygulanmaktadır. Bu denemelerin hızlıca yapılabilmesi ve elde edilen sonuçlara göre yapılan geliştirmelerin tekrardan hızlıca entegre edilebilmesi adına günümüzde simülasyon sistemlerinin kullanımı sıklıkla tercih edilmektedir. Simülasyonlar, geliştirilen sistemlerin dinamiğini taklit eden, sisteme dışarıdan etki eden her türlü bozucu etkilerle müdahale edilebildiği ve kullanıcı girdilerinin çeşitli yollarla yapılabilirdiği sistemlerdir. Günümüzde simülasyonların doğruluk oranı, artan işlemci gücü ve teknik gelişmeler göz önüne alındığında oldukça yüksek seviyelere ulaştığı için ürün geliştirme aşamasında ürünle beraber tasarlanan ve yaygın olarak kullanılan sistemlerdir.

Uçuş simülasyonları, havacılık alanında geliştirme, test ve eğitim konularında sıkça tercih edilen araçlardır. Hava aracı geliştirmenin maliyeti ve karmaşıklığı göz önüne alındığında uçuş simülasyonları hava aracı geliştirmek kadar önemli bir yere sahiptir. Simülasyonlar, FAA (Federal Aviation Administration) tarafından kapsamlarına ve yeteneklerine göre çeşitli sınıflara ayrılmaktadırlar. Tam Uçuş Simülasyonu (Full Flight Simulator, FFS) adı verilen sistemlerde spesifik bir hava aracının tam bir fiziksel karşılığına sahip sistemlerdir. Uçuş Eğitim Cihazları (Flight Training Device, FTD) ise FFS dışında kalan spesifik bir hava aracına ait olmayan, genel olarak tasarlanan simülasyonlara verilen isimdir. Bu çalışma kapsamında FTD sınıfında Level 6 seviyesinde bir simülasyon tasarlanmıştır.

Çalışmada bir helikopter modelinin geliştirilmesi, test edilmesi ve eğitim amaçlarıyla bir simülasyon sistemi oluşturulmuştur. Bu sistemde bir pilotun helikopteri kontrol etmek için kullandığı kontrol araçları olan cyclic, kollektif ve anti-tork pedalları aracılığı ile simülasyonun entegre edilen modele girdi verilmiş ve verilen girdiler sonucunda helikopterin davranışı görselleştirilmiştir.

Simülasyonda, çalışma kapsamında MATLAB-Simulink ortamında geliştirilen matematiksel model kullanılmaktadır. Bu matematiksel model helikopterin ana rotor, kuyruk rotoru, gövde gibi çeşitli alt dinamiklerini temsil eden 9 farklı alt sistemden oluşmakta ve bu alt sistemlerin kendi içinde etkileşimleri sonucunda ortaya çıkan etkiler, hareket denklemleri bloğunda toplanıp, helikopterin anlık konumu, hızı, ivmesi gibi çeşitli parametreler üzerindeki etkisi hesaplanmaktadır. Bu etkilerin görselleştirilmesinde ise FlightGear yazılımı kullanılmaktadır.

FlightGear yazılımında mevcut modelin kullanılabilmesi adına tasarlanan modelin C++ koduna dönüştürülmesi ile bir kod kümesi elde edilmiştir. Elde edilen kod kümesi daha sonra uygulamaya entegre edilebilmesi adına DLL (Dynamic Link Library) dosyalarına dönüştürülmüş ve geliştirilen uygulamaya gömülmüştür. Bu sistem sayesinde model geliştirme ve test aşamalarında simülasyon oldukça efektif şekilde kullanılmıştır.

SİSTEM TANITIMI

Çalışmada ilk aşama olarak genel bir helikopter modeli geliştirilmiştir. Bu modelin geliştirilmesi sırasında MATLAB-Simulink ortamı kullanılmıştır. 9 adet alt sistemden oluşan bu sistemde helikopterin ana rotor, kuyruk rotoru, gövde gibi kısımlarının matematiksel modelleri çıkarılmış ve sistem model tabanlı bir yapı haline getirilmiştir. Yapılan model hem iki palli hem de ikiden fazla pale sahip olan helikopterler için de uygun şekilde geliştirilmiştir. Bu sayede seçilen helikopter konfigürasyonuna göre model, çeşitli girdiler ile seçilen helikoptere uygun hale getirilebilmektedir. Tasarlanan genel modele aşağıda özellikleri verilen bir helikopterin parametreleri girilerek bu helikopter üzerinden geliştirme yapılmıştır. Tablo 1’de bu helikoptere ait teknik özellikler verilmiştir.

Tablo 1: Modele Girilen Helikoptere Ait Teknik Özellikler

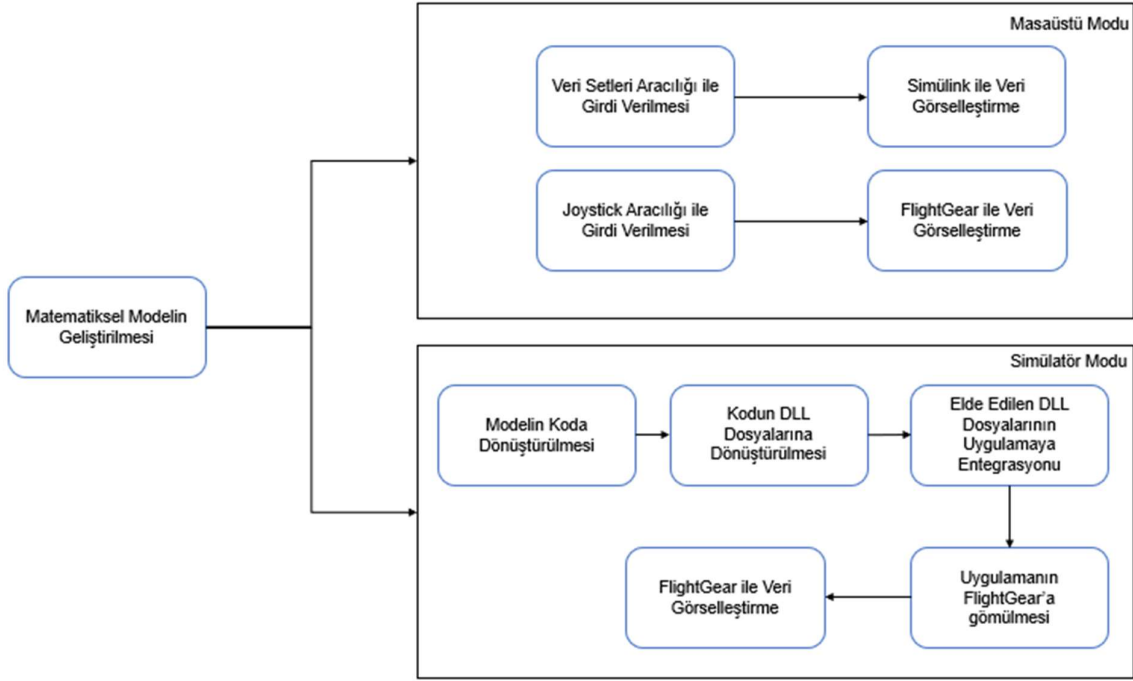
Parametre	Değer
Uzunluk	29.5 ft (9 m)
Pal Sayısı	2
Döner Kanat Çapı	33 ft (10,05 m)
Yükseklik	11.41 ft (3,47 m)
Boş Ağırlık	1280 lb (569,6 kg)
Azami Kalkış Ağırlığı	2700 lb (1224,7 kg)
Motor Gücü	225 beygirgücü
Azami Hız	140 knot (259 km/s)
Seyir Hızı	120 knot (222 km/s)
Tavan İrtifası	14000 ft (4267 m)
İniş Takımı Türü	Kızak

Entegre edilen parametrelerle güncellenen model, simülasyon aşamalarında kullanılmaktadır. Helikopterin uçuş zarfı boyunca istenilen parametreleri anlık olarak izlenebilmekte ve geliştirilmesi gereken olgular tespit edilerek geliştirme faaliyetlerine katkı sağlamaktadır. Verilerin izlenmesi kısmında masaüstü modu ve simülatör modu olmak üzere iki farklı platform kullanılmıştır. Model bu iki farklı platform için modifiye edilerek ilgili platformda çalıştırılabilmektedir.

Masaüstü modu, modelin masaüstü platformlarda MATLAB-Simulink ortamında koşturulmasıyla oluşan moddur. Bu modda veriler ve çıktılar, MATLAB-Simulink tarafından sunulan çeşitli araçlar yardımıyla görüntülenmektedir. Bu modda sisteme girdiler, belirlenen test senaryosuna göre dizayn edilen veri setlerinin modele beslenmesi yoluyla verilmektedir. Bunun yanı sıra joystick kullanılarak çalışan modele girdi verilebilmektedir. Joystick ile veri beslenen senaryolarda Simulink aracılığı ile FlightGear’a veri gönderilmekte ve sanal bir helikopter üzerinden çıktılar izlenebilmektedir.

Simülatör modunda ise mevcut matematiksel model koda dönüştürme (code generation) metotları ile DLL (Dynamic Link Library) dosyalarına dönüştürülmüştür. Bu sayede Simulink gibi bir ara program kullanılmadan, platformdan bağımsız bir yapı elde edilmiştir. Elde edilen DLL dosyaları FlightGear yazılımına gömülmesi ile bir simülasyon altyapısı kurulmuştur. Elde edilen bu simülasyon altyapısı daha sonra bir simülatör sistemine gömülmüştür.

Şekil 1'de bu modlara ait sistem şeması verilmiştir.



Şekil 1: Masaüstü ve Simülator Modları Sistem Şeması

FlightGear uçuş simülatorü açık kaynak kodlu bir yazılımdır. Çok çeşitli platformlarla uyumlu çalışan FlightGear, bu sayede geliştiricilerin özgür çalışmalarına ortam sağlar. FlightGear, birçok hava aracının matematiksel ve görsel modellerine sahiptir. Bu modeller kullanılarak kullanıcılarına uçuş simülasyonu sağlarken, istenildiği takdirde sadece görsel model kullanılıp kullanıcıların geliştirdiği matematiksel modeller ile de uçuş simülasyonu gerçekleştirilebilir. Veri görselleştirmek için kullanılan FlightGear yazılımına ait bir görsel Şekil 2'de verilmiştir.



Şekil 2: FlightGear Arayüzü

Yapılan çalışmada simülatör olarak “FAA FTD Level 6” seviyesinde bir simülatör kullanılmıştır. FAA, FTD sınıfı simülatörleri 7 sınıfa ayırmaktadır. Bunlardan FTD Level 1, 2 ve 3 eski tip simülatörlere ait bir sınıflandırma olup artık kullanılmamaktadır. Seviye 4 simülatörlerde temel seviyede kokpit bulunmaktadır. Seviye 5 simülatörlerde ise spesifik bir FTD dizayn kriterine sahip olup tek veya çift motorlu uçaklar için kullanılmaktadır. Seviye 6 simülatörlerde ise hava aracına özel yapıya ve spesifik bir aerodinamik modele sahip simülatörlerin yer aldığı sınıftır. Seviye 7 ise helikopterlere özel olup tüm sistem ve kontrollerin modellendiği, özel titreşim sistemlerine ve görsel sistemlere sahip simülatörlerdir. Bu kapsamda çalışmada kullanılan simülatör fiziksel olarak cyclic, kollektif ve pedallara sahiptir. Buna ek olarak hava aracı tipine özel ve kendi aerodinamik modele sahip olduğundan Seviye 6 olarak nitelendirilmektedir. Şekil 3’de bu simülatöre ait bir fotoğraf verilmiştir.



Şekil 3: Simülatör Sistemi

Simülatördeki kontrol araçları sayesinde simülatör modunda modele girdiler cyclic, kollektif ve anti-tork pedalları aracılığı ile anlık olarak verilebilmekte ve sistemin o anki durumu sanal bir hava aracı ile simülatör ekranından izlenebilmektedir. Simülatör modu, test veya belirli uçuş senaryolarının direkt olarak hava aracının kullanılarak icra edilebilmesine olanak sağlar. Bu olanak sayesinde sistemin bir bütün olarak anlık ve gerçekçi olarak nasıl davrandığını izleyebilmek amacıyla sıklıkla tercih edilmektedir.

YÖNTEM

Helikopterlerin geliştirme süreçleri, helikopterlerin karmaşık yapısı nedeniyle çok çeşitli zorluklar barındırmaktadır. Hava aracının tasarımı sırasında yapısal olarak ve matematiksel olarak analizler yapılmaktadır. Bu analizlerin en efektif şekilde yapılabilmesi adına simülatörler günümüzde sıkça kullanılmaktadır. Özellikle teknik gelişmeler ve artan işlemci güçleri sayesinde simülatörlerin doğruluk oranı gerçeğe oldukça yaklaşmıştır. Bu gerçeğe yakınlık, hava aracı daha fiziksel üretime başlanmadan dahi üretilecek hava aracı hakkında birçok geliştirmeye olanak sağlamaktadır. Bu sayede hem zaman açısından hem de maliyet açısından büyük kazanç sağlamaktadır. Bu maliyet ve zaman etkisi göz önüne alınarak, ürünlerin geliştirilmesi sırasında gerek mevcut sistemin gerek de yeni konfigürasyonların test edilmesi ve doğrulanması amacıyla simülatör geliştirilmesi ve

kullanımı oldukça sık tercih edilmektedir. Bu olgudan yola çıkılarak bu çalışmada bir simülasyon sisteminde koşutluk üzere bir helikopterin matematiksel modeli geliştirilmiş, geliştirilen model

koda dönüştürülerek bir simülasyon programına gömülmüştür. Bu yapı sayesinde bir helikopter simülasyon sistemi kurulmuştur.

Matematiksel model, MATLAB-Simulink ortamında model tabanlı tasarım metodolojisi kullanılarak geliştirilmiştir. Modelde 9 adet alt sistem bulunmaktadır. Bu alt sistemlerden ilki hareket denklemlerini içeren, hava aracına etki eden toplam kuvvet ve momente göre hava aracının anlık konum, hız, ivme ve oryantasyon bilgilerini üreten Hareket Denklemleri (Equations of Motions) adlı yapıdır. (1)-(3) numaralı denklemlerde helikopterin yönelimini hesaplamak için kullanılan formüller verilmiştir.

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad (3)$$

Ardından atmosferik şartları ve hava aracının atmosferdeki hızlarını temsilen atmosferik eşitliklerden oluşan bir yapı oluşturulmuştur. Bu yapıda öncelikle bulunulan irtifaya bağlı olarak dinamik basınç, Mach sayısı gibi parametreler hesaplanmaktadır. Ardından bu parametreler aracılığıyla hava aracının hücum açısı, yanal kayma açısı, eşdeğer hava hızı (EAS), kalibre edilmiş hava hızı (CAS), gerçek hava hızı (TAS) gibi hava hızları hesaplanmaktadır. TAS'ı elde etmek için kullanılan formül (4) numaralı denklemde verilmiştir.

$$TAS = \sqrt{u_b^2 + v_b^2 + w_b^2} \quad (4)$$

Bu yapıda ayrıca hava aracına etki eden ani rüzgar (gust) ve türbülans etkileri de modellenmiştir [U.S Military Specification, 1980]. Ani rüzgarların modellenmesi amacıyla 1-cos metodu kullanılarak istenilen eksenlerde, hava aracına belirli bir mesafe boyunca ani rüzgar etkisi verilmiştir. Ani rüzgar etkisinin hesaplanması için kullanılan 1-cos metodunun matematiksel karşılığı (5) numaralı denklemde verilmiştir.

$$V_{wind} = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ \frac{V_m}{2} \left(1 - \cos \left(\frac{\pi x}{d_m} \right) \right) & 0 \leq x \leq d_m \\ V_m & x > d_m \end{cases} \quad (5)$$

Buna ek olarak türbülans etkisini modellemek için Von Karman metodu tercih edilmiştir. Helikopterlerin yüksek frekanslı atmosferik şartlarda çalışması nedeniyle daha düşük frekanslar için geçerli olan Dryden metodu yerine yüksek frekanslarda çalışabilen Von Karman türbülans modeli tercih edilmiştir. (6)-(8) numaralı denklemlerde sırasıyla Von Karman boylamsal, yanal ve dikey eksenlerdeki transfer fonksiyonu verilmiştir.

$$H_u(s) = \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{L_u}{V} \left(1 + 0.25 \frac{L_u}{V} s \right)}{1 + 1.357 \frac{L_u}{V} s + 0.1987 \left(\frac{L_u}{V} \right)^2 s^2} \quad (6)$$

$$H_v(s) = \frac{\sigma_v \sqrt{\frac{1}{\pi}} \cdot \frac{L_v}{V} \left(1 + 2.7478 \frac{L_v}{V} s + 0.3398 \left(\frac{L_v}{V} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \frac{L_v}{V} s + 1.9754 \left(\frac{L_v}{V} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_v}{V} \right)^3 s^3} \quad (7)$$

$$H_w(s) = \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1}{\pi}} \cdot \frac{L_w}{V} \left(1 + 2.7478 \frac{L_w}{V} s + 0.3398 \left(\frac{L_w}{V} \right)^2 s^2 \right)}{1 + 2.9958 \frac{L_w}{V} s + 1.9754 \left(\frac{L_w}{V} \right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_w}{V} \right)^3 s^3} \quad (8)$$

Rotor alt sisteminde ise ana rotor ve kuyruk rotoru modellenmiştir. Chen'in çalışmasında olduğu gibi farklı helikopter türleri için farklı dinamikler olduğundan burada iki palli ve ikiden daha fazla pale sahip helikopterler için iki farklı model konfigürasyonu kullanılmıştır [Chen, 1979]. Bu sayede farklı konfigürasyona sahip helikopterlerin tek bir model ile çalıştırılabilmesi sağlanmıştır. Bu kısımda gövde ekseninden rüzgar eksenine dönüşümün ardından rotorlardaki çırpma (flapping) efekti modellenmiş ve çıktıları yardımıyla momentum teorisi kullanılarak rotorlardaki kuvvet ve momentler hesaplanmıştır. Elde edilen rüzgar eksenindeki hızlar tekrardan gövde eksenine çevrilmiş ve çıktıları sisteme beslenmiştir. Ana rotorun göbek (hub) eksenindeki kuvvetlerinin gövde eksenine dönüştürülmesi için (9)-(11) numaralı denklemler kullanılmıştır.

$$X_{MR} = T \sin(i_s) - H_H \cos(i_s) \quad (9)$$

$$Y_{MR} = Y_H \quad (10)$$

$$Z_{MR} = -T \cos(i_s) - H_H \sin(i_s) \quad (11)$$

Kuyruk rotorda oluşan momentlerin dönüşümü için ise (12) numaralı denklem kullanılmıştır

$$\begin{bmatrix} L_{TR} \\ M_{TR} \\ N_{TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -Q_{TR} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_{TR} - STA_{CG} \\ BL_{TR} - BL_{CG} \\ WL_{TR} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{TR} \\ Y_{TR} \\ Z_{TR} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Daha sonra ise yatay ve dikey stabilizatörler iki ayrı sistem modellenmiştir. Bu elementler üzerinde yoğun hava akışı olduğundan bu elementlerin hücum açısı, yana kayma açısı, kaldırma katsayısı, sürtünme katsayısı gibi parametreler bu iki sistemde hesaplanmaktadır [Ren ve diğ., 2011]. Yatay kuyruğa ait kuvvetler için (13) numaralı denklem kullanılmıştır.

$$\begin{bmatrix} X_{HT} \\ Y_{HT} \\ Z_{HT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{HT}) & 0 & -\sin(\alpha_{HT}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{HT}) & 0 & \cos(\alpha_{HT}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\beta_{HT}) & -\sin(\beta_{HT}) & 0 \\ \sin(\beta_{HT}) & \cos(\beta_{HT}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{HT} \\ 0 \\ -L_{HT} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Benzer şekilde dikey kuyruğa etki eden momentler ise (14) numaralı denklemde verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} L_{VF} \\ M_{VF} \\ N_{VF} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} STA_{VF} - STA_{VF} \\ BL_{VF} - BL_{VF} \\ WL_{VF} - WL_{VF} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{VF} \\ Y_{VF} \\ Z_{VF} \end{bmatrix} \quad (14)$$

Ardından aracın gövdesi modellenmiştir. Yine burada gövdenin hücum açısı, yanal kayma açısı bulunarak gövdeye etki eden kuvvetler ve momentler bulunmuştur. Gövdeye ait hücum açısı ve yanal kayma açısı için (15)-(17) numaralı denklemler kullanılmıştır.

$$\alpha_f = \begin{cases} \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right), & V_f = (u^2 + v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}, & \lambda_0 < 0 \\ \tan^{-1} \left(\frac{w_\lambda}{u} \right), & V_f = (u^2 + v^2 + w_\lambda^2)^{\frac{1}{2}}, & \lambda_0 < 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$w_\lambda = w - k_{\lambda f} \Omega R \lambda_0 \quad (16)$$

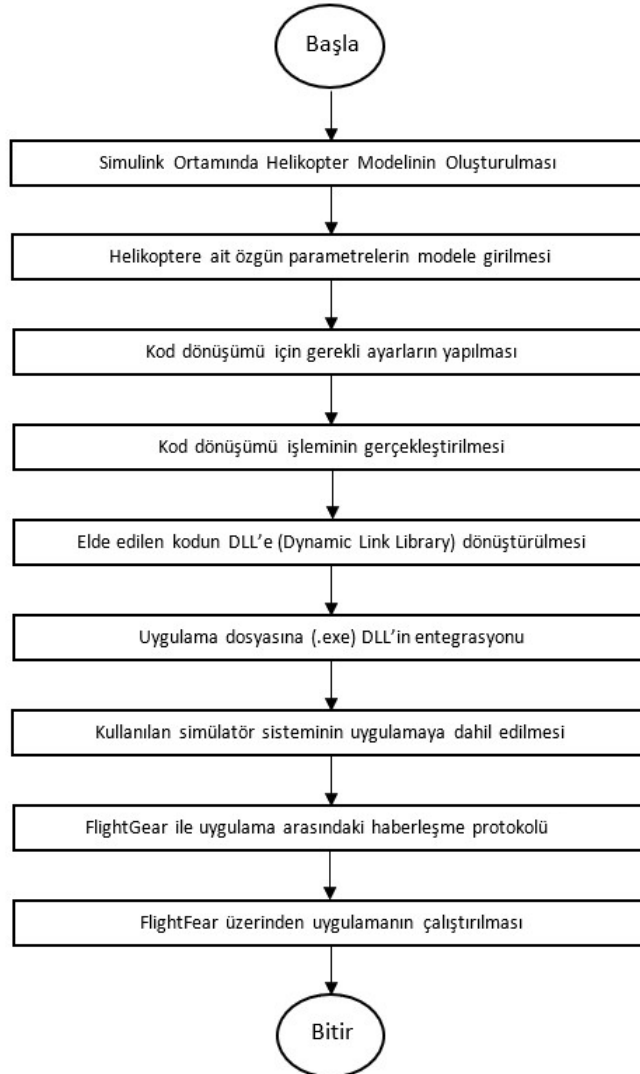
$$\beta_f = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V_f} \right) \quad (17)$$

Daha sonra motor kısmı modellenmiştir. Burada rotor dinamiği üzerinden rotor hızı ve ivmesi ve yakıt tüketimi hesaplanmıştır. Rotor hızını hesaplamak için (18) numaralı denklem kullanılmıştır.

$$\dot{\Omega} = \dot{r} + \frac{1}{I_{rot}} (Q_e - Q_{MR} - n_{TR} Q_{TR}) \quad (18)$$

Ardından kızak tipindeki iniş takımı modellenmiştir. Son olarak ise tüm kuvvet ve momentler hesaplanmıştır. Bu kuvvetler ve momentler daha sonra Hareket Denklemleri sistemine beslenerek helikopterin anlık davranışının hesaplanması için kullanılmıştır. Daha sonraki aşamalarda ise modele kontrolcü geliştirilmesi adına bir çalışma yapılarak elde edilen matematiksel model lineerleştirilmiştir [Abdülhamitbilal, 2010].

Matematiksel modelleme süreci tamamlandıktan sonra DLL üretimi süreci başlar. Dinamik Bağlantı Kütüphanesi'nin baş harflerinden oluşan DLL, belirlenen programların istenilen görevleri yapması için arayabileceği komutları içeren bir dosya türüdür. Bu programın uygulamalara dahil edilmesi modüler mimariyi desteklerken, daha az donanım kaynaklarını kullanan bir yapı sunmaktadır. Modüler yapı, DLL'in üretildiği modelde bir değişiklik yapıldığı zaman kod üretim sürecinin daha hızlı gerçekleşmesini sağlar. DLL üretildikten sonra FlightGear bağlantısı sağlanır. Bu süreç aşağıda verilen Şekil 4'teki akış şemasında gösterilmiştir.



Şekil 4: Model-FlightGear Entegrasyon Akış Şeması

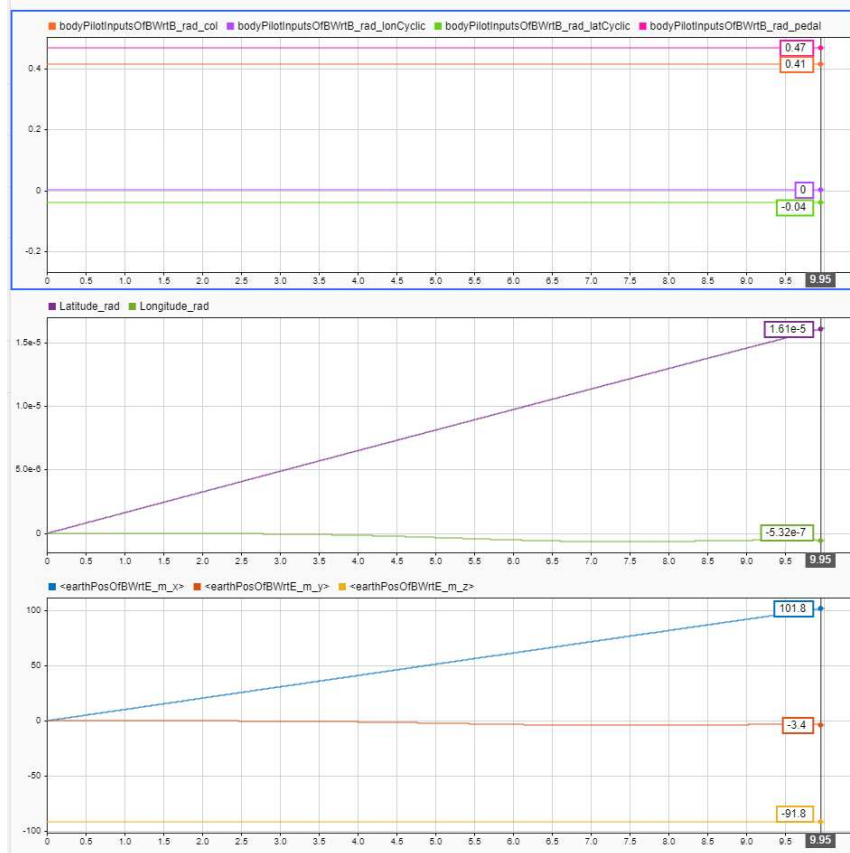
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Matematiksel model Matlab/Simulink ortamında modellendikten sonra helikopter uçuş zarfına göre koşturulabilmektedir. Bu çalışmada örnek olarak düz uçuş (forward flight) için helikopter trim edilmiştir ve bu uçuş zarfı için gerekli olan pilot girdileri hesaplanmıştır. Hesaplanan pilot girdi değerleri Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2: Düz Uçuş İçin Pilot Girdileri

Kontrol Elemanı	Değer
Kollektif	0.4140
Cyclic-Boylamsal	-0.0372
Cyclic-Yanal	0.0031
Anti-Tork Pedal	0.4690

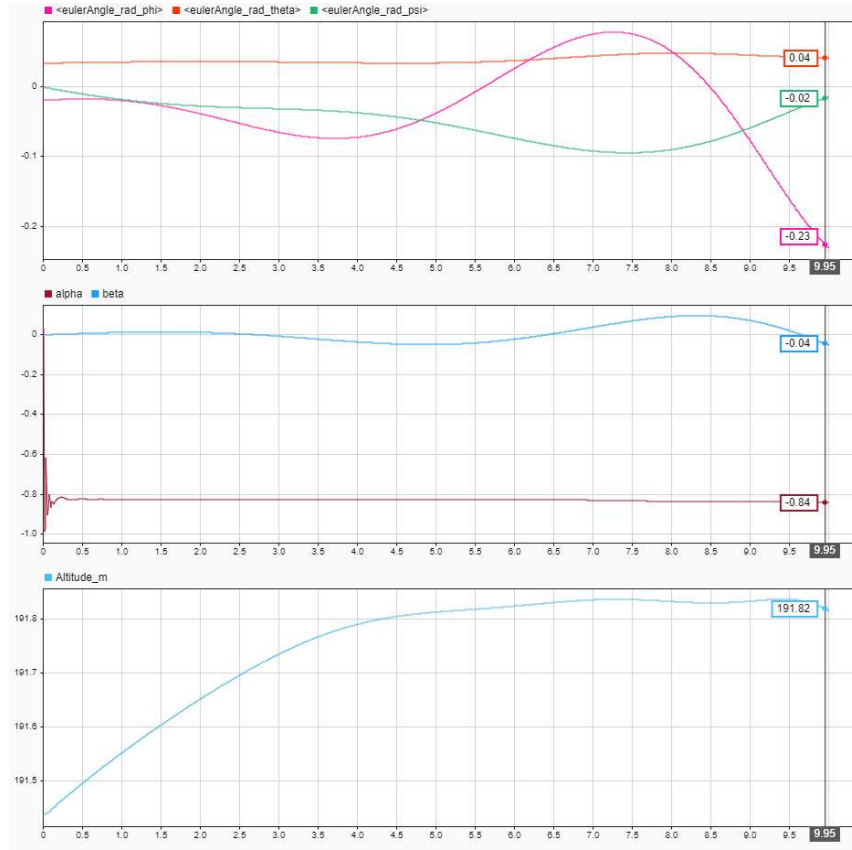
Bu girdiler ile helikopter modeli koşturulmuştur. Bu simülasyon sonucunda pilot girdilerine bağlı olarak elde edilen “Yanal ve Boylamsal Konum Grafiği” ve “Dünya Ekseni Konum Grafiği” Şekil 5'te verilmiştir.



Şekil 5: Pilot Girdilerine Bağlı Konum Grafikleri

Verilen şekilden görüldüğü üzere düz uçuş durumunda helikopterin beklenen hareketi sergilediği gözlemlenmiştir.

Simülasyon sonucunda ek olarak da pilot girdilerine bağlı olarak elde edilen “Euler açıları”, “Rakım” ve “Yanal Kayma Açısı ile Hücum Açısı” grafikleri Şekil 6’te verilmiştir.



Şekil 6: Pilot Girdilerine Bağlı Yükseklik ve Açı Değerleri

Matlab-Simulink ortamında geliştirilen model; kod dönüşümü ve DLL süreçlerinden geçtikten sonra FlightGear ile haberleşen uygulamaya entegre edilmiştir. Geliştirilen uygulama vasıtası ile modelin karakteristiği ve gerekli parametrelerin izlenebilmesi ve görselleştirilmesi sağlanmaktadır. Şekil 7’de uygulama vasıtasıyla pilot girdileri ve helikopterin bu girdilere bağlı olarak sergilediği davranış sunulmuştur.

```

Receiving datagrams...
Finished receiving
Opening joystick Logitech Extreme 3D...Success!
Axes: 6 btns: 12
Collective deger : 0.414000
Cyclic-Roll deger : -0.037200
Cyclic-pitch deger : 0.003100
Pedal deger : 0.469000
Phi deger : -0.019462
Theta deger : 0.033702
Psi deger : -0.000764
Collective deger : 0.414000
Cyclic-Roll deger : -0.037200
Cyclic-pitch deger : 0.003100
Pedal deger : 0.469000
Phi deger : -0.019408
Theta deger : 0.033710
Psi deger : -0.000911
Collective deger : 0.414000
Cyclic-Roll deger : -0.037200
Cyclic-pitch deger : 0.003100
Pedal deger : 0.469000
Phi deger : -0.019350
Theta deger : 0.033722
Psi deger : -0.001094

```

Şekil 7: Pilot Girdilerine Bağlı Euler Açılı

Şekil 7’de verilen değerler; modelin düz uçuş sırasında sergilediği ve Simulink ortamında incelenen veriler ile aynıdır. Bu verilerin uyumlu olması neticesinde FlightGear istenilen uçuş manevrasını doğru bir biçimde sunabilmektedir. Şekil 8 ve Şekil 9’da FlightGear uçuş simülasyonu ortamında helikopterin gerçekleştirdiği düz uçuş görselleri verilmiştir.



Şekil 8: FlightGear Üzerinden Düz Uçuş Görseli (İzometrik Görünüm)



Şekil 9: FlightGear Üzerinden Düz Uçuş Görseli (Kokpit Görünümü)

SONUÇ

Bu çalışmada bir helikopterin model tabanlı mühendislik metodolojisi ile parametrik matematiksel modeli geliştirilip bir simülatöre gömülmüştür. Geliştirilen matematiksel model koda dönüştürülerek oluşturulan kodların, bir simülasyon yazılımına gömülmesiyle bir simülasyon sistemi oluşturulmuştur. Çalışmada öncelikle bir helikopterin ana rotor ve kuyruk rotoru, gövde, yatay ve dikey kuyruk kısımlarının matematiksel modellenmesi yapılmıştır. Bu sistemlerden çıkan toplam kuvvet ve momentler, hareket denklemlerine sokularak helikopterin anlık konum, hız, ivme ve oryantasyon verileri elde edilmiştir. Buna ek olarak helikopterin atmosferik koşullarda irtifaya ve diğer koşullara bağlı basınçları, hava hızları, hücum ve yanal kayma açıları hesaplanmıştır. Oluşturulan bu model Simulink ortamında bir C++ koduna dönüştürülmüştür. Koda dönüştürülen model daha sonra DLL dosyalarına dönüştürülmüştür. Elde edilen DLL dosyaları modele girdi verilmesini sağlayan programa entegre edilmiştir. Bu dönüşümler sonucunda elde edilen yapının FlightGear programı ile haberleştirilmesiyle modelden platform bağımsız olarak çalışabilir halde bir sistem elde edilmiştir.

Elde edilen bu simülasyon sistemi sayesinde helikopter modelinin geliştirilmesi sırasında, modelin bir bütün halinde nasıl cevap verdiği sanal bir helikopter aracılığı ile simülasyon programı aracılığı ile direkt olarak görülebilmektedir. Farklı helikopter konfigürasyonları için modifiye edilebilecek şekilde tasarlanan model sayesinde, kullanılacak iki veya ikiden fazla pale sahip helikopterler için de optimize edilebilmesine ve bu helikopterler için hem test hem de eğitim amacıyla kullanılabilmesine olanak sağlanmıştır.

Böylece, Ar-Ge ekiplerinin istenilen test koşullarında modeli konfigüre edip testler ve denemeler yapabilmesi sağlanmıştır. Buna ek olarak pilotların geliştirilen sistemi direkt olarak kullanabilmesine, yorum ve katkı yapabilmesine olanak sağlanmıştır. Test aşamasındaki kullanımlar maliyet efektif bir sistem ile modelin geliştirilmesi ve doğruluğa yakınlığı artırılmış, eğitim aşamasında ise pilotların uçuş senaryolarını istediği gibi oluşturmasına olanak tanınmıştır. Gelecek çalışmalarında ise DO-178C uyumlu kod dönüşümü sayesinde elde edilen kontrolcü modelinin, istenildiği taktirde HIL (Hardware-in-Loop) sistemlere geçişi sağlanıp gömülü entegrasyon çalışmalarının yapılabilmesine de olanak sağlayacaktır.

Kaynaklar

- Abdulhamitbilal, Erkan, "Hafif Ticari Helikopter Uçuş Dinamiği, Kararlılık Analizi ve Geliştirilmiş Kontrol Sistemleri Tasarımı" Doktora Tezi, Uçak ve Uzay Mühendisliği, İstanbul Teknik Üniversitesi, Türkiye, Mart 2010
- Chen, R., 1979. A Simplified Rotor System Mathematical Model For Piloted Flight Dynamic Simulation, (No. NASA-TM-78575)
- Gürler M., Mathematical Modelling of a Small-Scale Helicopter and MRAC Design with Time Based Uncertainty Parametrizations, Yüksek Lisans Tezi, Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Kasım 2018
- Padfield G.D, The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modelling, Second Edition, Blackwell Publishing, 2007
- Ren, B., Ge, S.S., Chen, C., Fua, C., Lee, T.H, 2012, Modeling, Control and Coordination of Helicopter Systems, Springer, s 26-30
- Öven, A., Demir, C., Bell 407 ve Skorsky S76C Helikopterlerinin Matematiksel Modellenmesi ve Dinamik Analizi, 5. Uluslararası Artemis Sağlık ve Spor Bilimleri Kongresi, İzmir, 1-3 Ekim
- U.S Military Specification MIL-F-8785C, 1980