





## An engineering flight simulator for control loading system development

Yiğit Taşcıoğlu<sup>1</sup> , Mehmet Murat Aygün<sup>1,2</sup> 

<sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, TOBB University of Economics and Technology, Ankara, 06560, Turkey

<sup>2</sup>HAVELSAN Inc., Ankara, 06510, Turkey

### Highlights:

- Engineering flight simulator development.
- Reconfigurable, electro-mechanical Control Loading System.
- Validation according to international standards by using real control data.

### Keywords:

- flight simulator
- rotary wing
- control loading
- CLS
- force-feedback

### Article Info:

Research Article  
Received: 18.07.2018  
Accepted: 17.09.2018

### DOI:

10.17341/gazimmfd.445615

### Acknowledgement:

This research is supported by Turkish Ministry of Science, Industry and Technology and HAVELSAN Inc. as a SAN-TEZ project under grant number 01049.STZ.2011-2.

### Correspondence:

Author: Yiğit Taşcıoğlu  
e-mail:  
ytascioglu@etu.edu.tr  
phone: +90 312 292 4270

### Graphical/Tabular Abstract

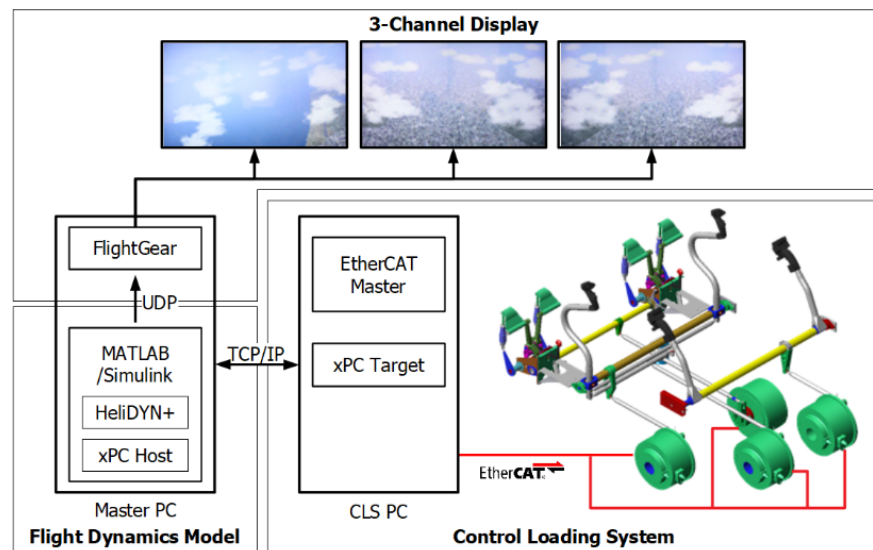


Figure A. Simulator architecture

**Purpose:** As one of the subsystems of advanced flight simulators, Control Loading System (CLS) enhances the realism of simulation by artificially producing the control forces that occur during the actual flight. In this study, an engineering flight simulator is realized for the purpose of CLS development. The simulator integrates the CLS with a flight dynamics model and a visual system to enable validation with piloted simulations.

### Theory and Methods:

A linkage type CLS is designed with high torque electric motors, while paying special attention to reconfigurability. Data measured from the actual flight controls is transformed to be input to the CLS via a systematic procedure. Performance of the designed CLS is investigated by comparing the measured flight control behavior of the simulator with that of the actual aircraft, according to the requirements of the international certification standards.

### Results:

CLS is experimentally validated by using the data measured from the cyclic control of a real aircraft. The performance of the simulator control is within the allowable  $\pm 10\%$  of the real control. Moreover, the average instantaneous force difference between the real and simulator controls is less than half of the allowable minimum value.

### Conclusion:

A reconfigurable engineering flight simulator is designed and built for CLS development. A simple yet effective procedure is presented for using real control force versus control position data in the simulator as control simulation models. It is shown by experimental results that the static test requirements of the international certification standards are met.



## Kumanda yüklemeye sistemlerinin geliştirilmesine yönelik bir mühendislik uçuş simülasyonu

Yiğit Taşcıoğlu<sup>1\*</sup>, Mehmet Murat Aygün<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Söğütözü, Ankara, 06560, Türkiye

<sup>2</sup>HAVELSAN A.Ş., Ankara, 06510, Türkiye

### ÖNEÇIKANLAR

- Mühendislik uçuş simülasyonu tasarımı
- Uyarlanabilir, elektro-mekanik Kumanda Yüklemeye Sistemi
- Gerçek kumanda verisi kullanarak uluslararası standartlara göre doğrulama

### Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 18.07.2018

Kabul: 17.09.2018

### DOI:

10.17341/gazimmfd.445615

### Anahtar Kelimeler:

Uçuş simülasyonu,  
döner kanat,  
kumanda yüklemeye sistemi,  
CLS,  
kuvvet-geri-beslemesi

### ÖZET

Gelişmiş uçuş simülasyonlarının alt sistemlerinden biri olan Kumanda Yüklemeye Sistemi (KYS), uçuş sırasında oluşan kumanda kuvvetlerini simülasyon ortamında yapay olarak üreterek simülasyonun gerçekliğini artırır. Bu çalışmada KYS geliştirmek amacıyla bir mühendislik uçuş simülasyonu hayata geçirilmiş, uçuş dinamiği modeli, görüntüleme sistemi ve KYS entegre edilerek pilotlu doğrulama testlerinin de yapılabilmesine imkan sağlanmıştır. KYS'nin donanımsal tasarımında kolay uyarlanabilme özelliği ön planda tutularak, yüksek torklu elektrik motorlarıyla tahrik edilen eklemli yapıda bir tasarıma gidilmiştir. Simüle edilecek hava aracının kumandalarından ölçülen verilerin girdi olarak kullanılabilmesi için bir prosedür önerilmiştir. Geliştirilen KYS'nin başarımı, simulator kumandalarından ölçülen davranışın hava aracından ölçülenlerle karşılaştırılmasıyla, uluslararası standart sertifikasyon dokümanlarındaki isterler doğrultusunda incelenmiştir.

## An engineering flight simulator for control loading system development

### HIGHLIGHTS

- Engineering flight simulator development
- Reconfigurable, electro-mechanical Control Loading System
- Validation according to international standards by using real control data

### Article Info

Research Article

Received: 18.07.2018

Accepted: 17.09.2018

### DOI:

10.17341/gazimmfd.445615

### Keywords:

Flight simulator,  
rotary wing,  
control loading,  
CLS,  
force-feedback

### ABSTRACT

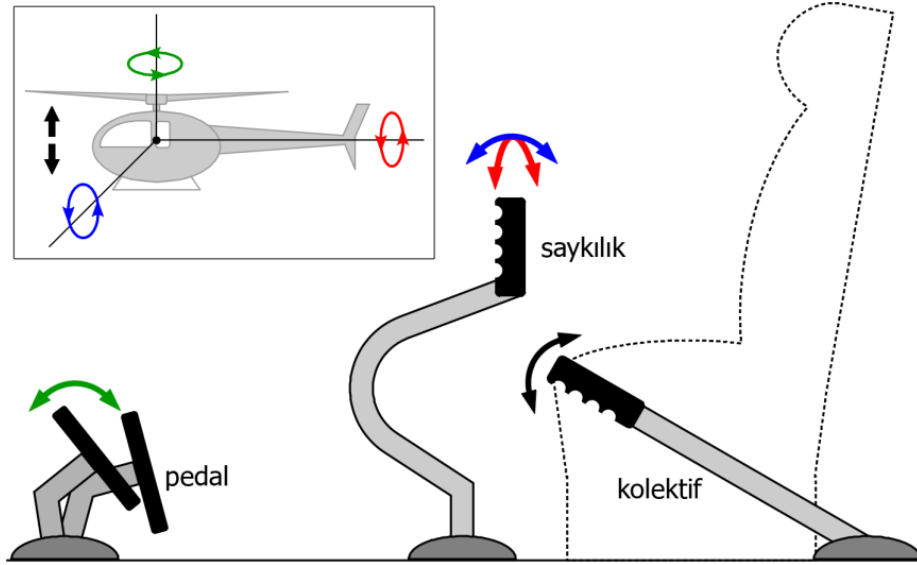
As one of the subsystems of advanced flight simulators, Control Loading System (CLS) enhances the realism of simulation by artificially producing the control forces that occur during the actual flight. In this study, an engineering flight simulator is realized for the purpose of CLS development. The simulator integrates the CLS with a flight dynamics model and a visual system to enable validation with piloted simulations. A linkage type CLS is designed with high torque electric motors, while paying special attention to reconfigurability. Data measured from the actual flight controls is transformed to be input to the CLS by using the proposed systematic procedure. Performance of the designed CLS is investigated, according to the requirements of the international certification standards, by comparing the measured flight control behavior of the simulator with that of the actual aircraft.

\*Sorumlu Yazar/Corresponding Author: ytascioglu@etu.edu.tr, mmaygun@etu.edu.tr / Tel: +90 312 292 4270

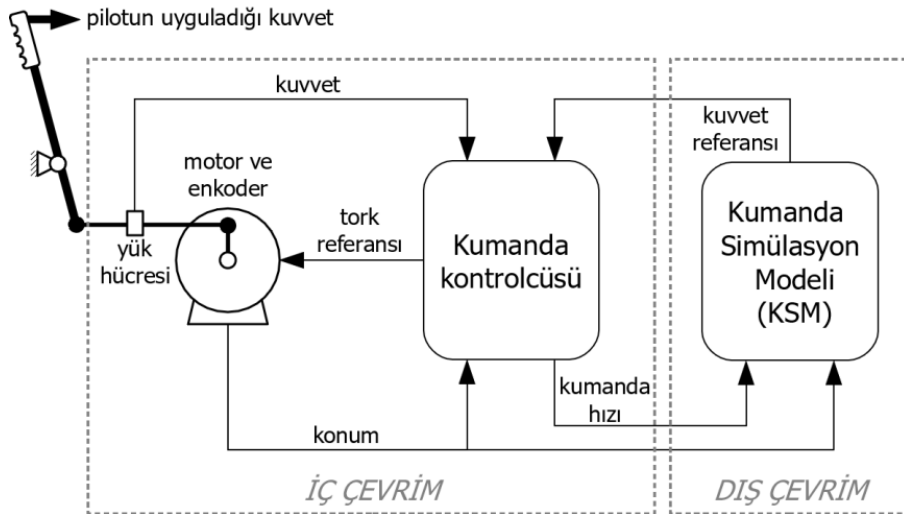
## 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Bir helikopterin hareketi üç adet kokpit kumandası ile sağlanır (Şekil 1). Sayıklık yunuslama ve yuvarlanma eksenlerindeki, pedal sapma eksenindeki, kolektif ise düşey eksenindeki hareketi kumanda eder. Kumandaların pilota uyguladığı tepki kuvvetleri hava aracının durumuna göre değişir. Aerodinamik etkilerin yanısıra kumanda sistemindeki bileşenlerin mekanik özelliklerinden de etkilenen bu kuvvetler, uçuşun dokunsal algı yoluyla hissedilmesini sağlar. Kokpit kumanda sistemleri, tersinir (reversible) ve tersinmez (irreversible) olmak üzere ikiye ayrılır [1]. Tersinir sistemlerde kumanda kuvvetleri uçuş koşullarına göre değişir. Tersinmez sistemler ise uçuş koşullarından etkilenmez, uçuş esnasında veya hava aracı yerdeyken kumanda kuvvetleri aynıdır.

Uçuş koşullarını gerçeğe mümkün olduğunca yaklaştırmayı amaçlayan uçuş simülörlerinde, kumanda tepkilerinin senkronize ve yüksek doğrulukta gerçekleşmesi gerekir. Öyle ki, kumanda davranışının gerçekçilik derecesi uçuş simülörünün uluslararası standartlara göre sertifikalandırılmasına etki eder [2-4]. Gelişmiş uçuş simülörlerinin alt sistemlerinden biri olan *Kumanda Yükleme Sistemi* (KYS), anlık kumanda kuvvetlerini yapay olarak üreterek gerçekçi simülasyon ortamı oluşmasına katkıda bulunur. KYS; bir adet dış çevrim ve kumanda eksenini adedi kadar iç çevrimden oluşan, iki aşamalı bir kuvvet geri besleme sistemidir (Şekil 2). Dış çevrimde, kumandaların uygulaması gereken tepki kuvvetlerini anlık olarak model tabanlı hesaplayan, *Kumanda Simülasyon Modeli* (KSM) bulunur. İç çevrimlerde ise, KSM'nin hesapladığı kuvvetleri kumandalara uygulayan eyleyiciler kontrol edilir.



Şekil 1. Helikopter kumandaları (Helicopter controls)



Şekil 2. Kumanda Yükleme Sistemi (Control Loading System)

Uçuş simülatorü geliştirilmesini konu alan birçok çalışmada KYS ya hazır temin edilmiş [5-7], ya da tasarımlardan ana hatlarıyla bahsedilmiştir [8-10]. KYS'nin detaylı incelendiği yayınların sayısı ise oldukça azdır ve genellikle iç çevrimdeki kontrol yapısına odaklanılmıştır. [11]'de kuvvet çevrimi yapısının iç çevrim için en uygun seçenek olduğu, görece daha kararsız olan hız çevriminin simüle edilen dinamiği yaklaşık olarak yansıtabildiği gösterilmiştir. Konum çevriminde bant genişliği ve kararlılık sorunları ortaya çıkmaktadır [11, 12]. [13]'te iç içe çalışan oransal-integral (PI) hız çevrimi ve oransal (P) konum çevrimi kazançlarının sistematik olarak ayarlanması sonucunda başarılı sonuçlar alındığı belirtilmiştir. Hidrolik eyleyicili sistemlerde model tabanlı kuvvet çevrimi ile yüksek doğrulukta ve kararlı kuvvet algısı üretilebilmektedir [14, 15]. Görece daha modern olan elektrik motorlu sistemlerde, empedans tabanlı kuvvet çevriminde klasik oransal-türevsel-integral (PID) kontrolcüler kullanılarak başarılı sonuçlar alınmıştır [16-18]. Özetlenen çalışmaların hemen hepsinde, önerilen kontrol yöntemlerinin başarımları zaman ve frekans bazındaki standart analizler kullanılarak diğer benzer yöntemlerle kıyaslanmıştır. KYS'nin girdisinin ve davranışının gerçek kumanda davranışıyla ne oranda örtüştüğü incelenmemiştir. Oysa ki KYS'lerin başarımları gerçek kumanda davranışına göre ölçülmektedir ve karşılanması gereken hedef kriterler uluslararası sertifikasyon dokümanlarında verilmiştir.

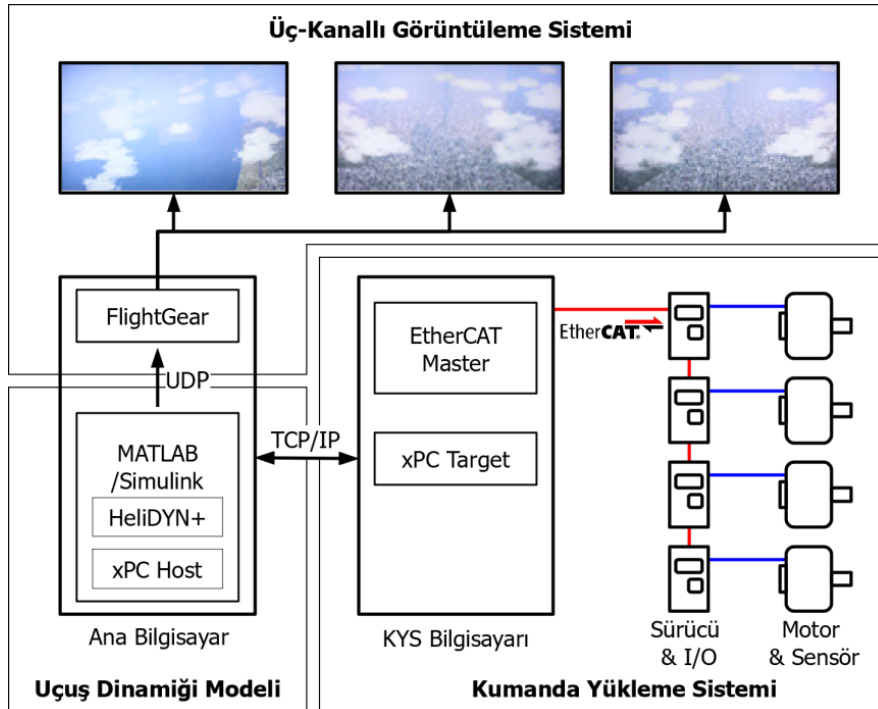
Bu çalışmanın başlıca amacı uyarlanabilir bir KYS'nin geliştirilmesidir. Bu süreçte pilotlu doğrulama testlerinin yapılabilmesine imkan verecek asgari simülasyon ortamını sağlamak amacıyla bir mühendislik uçuş simülatorü hayata geçirilmiş, KYS'nin uçuş dinamiği modeli ve görüntüleme

sistemi ile entegrasyonu sağlanmıştır. Simüle edilecek hava aracının kumandalarından ölçülen veriler ile KSM oluşturulması için bir prosedür geliştirilmiştir. KYS'nin başarımları, simülasyon sonuçlarının aynı verilerle karşılaştırılmasıyla, uluslararası standart isterleri doğrultusunda incelenmiştir.

## 2. MÜHENDİSLİK UÇUŞ SİMÜLATÖRÜ (ENGINEERING FLIGHT SIMULATOR)

Bu çalışmada bahsedilen mühendislik uçuş simülatorü, uçuş dinamiği modeli, görüntüleme sistemi ve KYS olmak üzere, üç ana bileşenden oluşmaktadır (Şekil 3). İlk iki bileşende açık kaynaklı veya görece düşük maliyetli ticari çözümler tercih edilirken, çalışmanın odağında olan KYS için kapsamlı bir tasarım çalışması yürütülmüştür. Geliştirilen model ve yazılımlar için MATLAB/Simulink kullanılmış, hazır olarak kullanılan yazılımların da bu ortam üzerinden haberleşmesi sağlanmıştır.

Simülator yazılımları 'Ana Bilgisayar' ve 'KYS Bilgisayarı' olarak adlandırılan ve TCP/IP protokolü üzerinden haberleşen iki bilgisayarda koşmaktadır. 'Ana Bilgisayar', Windows işletim sistemi tabanlı HP Z820 iş istasyonudur. Uçuş dinamiği modeli ve dış ortam görüntüsü üretici bu bilgisayarda, MATLAB/Simulink ortamında, çalışmaktadır. 'KYS Bilgisayarı', MATLAB/Simulink'in 'xPC Target' araç kiti [19] sayesinde gerçek-zamanda çalışan bir HP Z620 iş istasyonudur. Sadece KYS'ye ait işlemlerden sorumludur ve KYS eksenlerinin sürücülerinin bulunduğu EtherCAT ağında 'EtherCAT Master' olarak tanımlanmıştır [20]. Uçuş dinamiği modeli, altı serbestlik dereceli helikopter modelleri oluşturmaya olanak sağlayan, HeliDyn+ yazılımı [21] ile



Şekil 3. Simülör mimarisi (Simulator architecture)

hazırlanmıştır. Bu yazılım; Peter-He indüklenmiş akış modeli, flap dinamiği, ana rotor stabilizasyon barı modeli, yer etkileşim aerodinamiği, rotor-rotor etkileşimleri, iniş takımı modelleri, yükseklik ve hava sıcaklığı etkileri, üç boyutlu gövde, dikey ve yatay kuyruk aerodinamiği gibi kütüphaneleri kullanır. Hazırlanan model bir Simulink bloğuna dönüştürülerek 'Ana Bilgisayar'da çalıştırılmaktadır.

Dış ortam görüntüsü için, açık kaynak kodlu ve modifikasyona izin veren bir uçuş simülasyonu yazılımı olan, FlightGear kullanılmıştır [22]. Pilotun gözünden toplam 120° görüş açısı olacak şekilde üretilen dış ortam görüntüsü, ana bilgisayarda bulunan Nvidia GTX 690 ekran kartı ile, üç adet 47" büyüklüğünde LCD ekranda görüntülenmektedir. Ana bilgisayarda çalışan uçuş dinamiği modeli, KYS bilgisayarından okunan kumanda konumlarını kullanarak, hava aracının yer değiştirme miktarını ve yönelimini hesaplar. UDP protokolü ile FlightGear'a aktarılan bu bilgiler sayesinde dış ortam görüntüsü oluşturulur. Geliştirilen simülatörde bu döngü 1 kHz frekansta gerçekleşmektedir.

Simülatör donanımı, iki pilotun yan yana oturduğu hava araçlarını da simüle edebilecek şekilde tasarlanan bir platformun çevresinde toplanmıştır (Şekil 4). Platformun altına sabitlenen KYS'ye, farklı tipteki kokpit kumandaları monte edilebilmektedir.

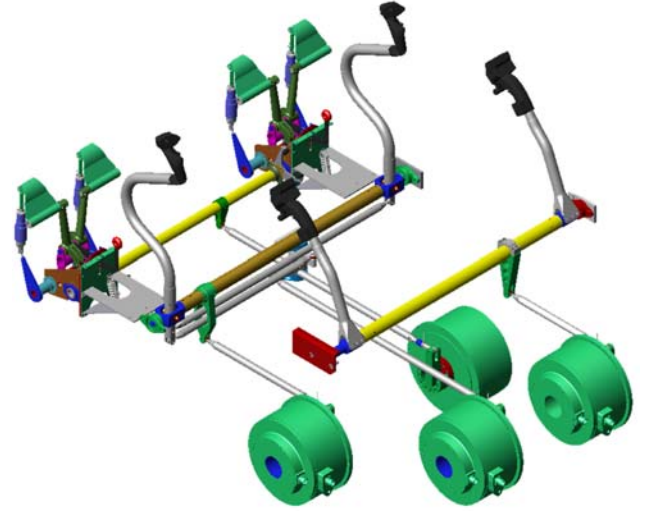
### 3. KUMANDA YÜKLEME SİSTEMİ (CONTROL LOADING SYSTEM)

#### 3.1. Donanım Tasarımı (Hardware Design)

Elektromekanik KYS'lerin tasarımında modüler tip [15] ve eklemli tip [23] olmak üzere iki farklı konsept bulunmaktadır. Görece basit simülatörlerde tercih edilen ve oldukça kompakt olan modüler sistemlerde kumandalar yükleyici motorlara doğrudan bağlıdır. İhtiyaç duyulan kuvvetler küçük boyutlu motorların dişli kutuları ile birlikte kullanılmasıyla üretilebilir. Diğer tarafta, ileri seviye simülatörlerde tercih edilen, eklemli sistemlerin tasarımı alışlagelmiş hidrolik tahrikli KYS'lere benzer. Kokpit kumandaları ile motorlar birbirinden uzakta bulunur ve yükleme bağlantı kolları ile gerçekleşir. Bu sayede, motorlar

için yer kısıtı ortadan kalkar ve yüksek tork üreten büyük motorlar dişli kutusu olmadan kullanılabilir. Dişli kutusunun olmaması, simülasyonun gerçekçiliğini olumsuz etkileyen boşluk ve sürtünme gibi etkileri azaltır.

Bu çalışmada geliştirilen KYS'nin donanımsal tasarımında kolay uyarlanabilme özelliği ön planda tutulmuştur. KYS'nin farklı yapıdaki simülatör platformlarına kolay entegre edilebilmesi için asgari yerleşim kısıtına sahip olaması ve farklı hava araçlarının simülasyonuna asgari donanım değişikliği ile, tercihen sadece kumandalar değiştirilerek, uyarlanabilmesi hedeflenmiştir. Diğer yandan, kumanda eksenlerinde aynı motor, sürücü ve algılayıcıların kullanılması donanım çeşitliliğini azaltmanın bir yoludur. Bu isterlerin eklemli tipteki bir tasarım ile daha iyi karşılanabileceğine karar verilerek Şekil 5'teki tasarım ortaya çıkmıştır. Kumanda eksenlerinde azami hızı 200 d/d olan ve 98 N.m sürekli tork üretebilen doğrudan tahrikli motorlar kullanılmıştır. Saykılık, pedal ve kolektif kumandalarında sırasıyla 260 N, 440 N ve 310 N kuvvete ulaşılabilir. Kumanda kuvvetleri motor tarafındaki ilk eklemle bağlanan basma çekme tipi yük hücreleri ile  $\pm 1$  kN bandında 0,02 N çözünürlükte ölçülebilmektedir. Motora entegre 0,001° çözünürlüğe sahip mutlak enkoderlerden konum bilgisi okunmaktadır.



Şekil 5. KYS donanımı (CLS hardware)



Şekil 4. Simülatör donanımı (Simulator hardware)

Şekilde yan yana çift pilotlu düzende gösterilen KYS, arka arkaya çift pilotlu veya tek pilotlu düzenlere rahatlıkla uygulanabilmektedir. Simülâtörün yerleşim isterlerine göre motor konumları, uzuv boyları ve bağlantı noktaları değiştirilerek ayrı ayrı ayarlanabilmektedir.

### 3.2. Kumanda Simülasyon Modeli (Control Simulation Model)

Kumanda kuvvetleri hava aracının kumanda sistemindeki bileşenlerin mekanik özelliklerinden kaynaklanır. Tersinir kumanda sistemlerinde, kontrol yüzeylerine etkileyen aerodinamik kuvvetlerin de etkisi vardır. Kumanda kuvvetlerini oluşturan bileşenler [15]'te Eş. 1'deki gibi tarif edilmiş ve detaylı olarak incelenmiştir;

$$F = F_a + F_e + F_v + F_s + F_y + F_l \quad (1)$$

burada  $F$  toplam kuvvet,  $F_a$  aerodinamik kuvvet,  $F_e$  atalet kuvveti,  $F_v$  viskoz sürtünme kuvveti,  $F_s$  Coulomb sürtünme kuvveti,  $F_y$  yay kuvveti ve  $F_l$  kumandanın hareket limitlerinde oluşan tepki kuvvetidir.

Kumanda Simülasyon Modeli (KSM), KYS'nin dış çevriminde bulunur ve kumandaların uygulaması gereken tepki kuvvetlerini anlık olarak, model tabanlı hesaplar. Hesaplanan bu kuvvetler iç çevrimin girdisidir. Tersinmez bir kumanda sistemi için KSM'nin kumanda sistemindeki bileşenlerin dinamik modellerinden oluşması ilk akla gelen yöntemdir. Ancak bu modelleri oluşturmak için gerekli parametreler genellikle gizlidir. Öte yandan, kuvvet bileşenlerinin ayrı ayrı bilinmesinin önemi yoktur, önemli olan kumanda kolundaki bileşke kuvvetin doğru hesaplanmasıdır.

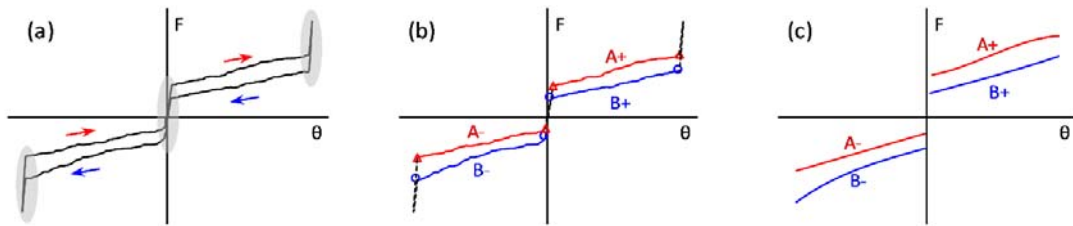
Diğer bir yöntem ise KSM'yi, hava aracının kumandalarından çeşitli durumlarda alınan sistematik ölçümleri kullanarak, kara kutu modeli şeklinde oluşturmaktır. Ölçümler genellikle bu işe adanmış, [24]'tekinе benzer, ticari ölçüm setleri kullanılarak yapılır. Kumandalar hareket aralıkları boyunca her iki yönde hareket ettirilerek açısız konuma karşılık kuvvet verileri alınır. Örneğin; bir helikopterin saykılık kumandasının yuvarlanma ekseninden, trim ortada, trim solda, trim sağda ve trim serbest olmak üzere dört set ölçüm alınabilir. Olası bir hidrolik arızası durumunu da simüle edebilmek için aynı ölçümler hidrolik sistem kapatılarak tekrarlanır ve toplam sekiz set kumanda verisi elde edilir [25]. Bir eksenenden ölçülen tipik bir konum-kuvvet ( $\theta$ - $F$ ) grafiği Şekil 6a'da verilmiştir. Belli bir konumdaki kumanda kuvveti,

kumandanın hareket yönüne göre farklılık göstermektedir. Grafiğin her iki ucundaki sivri bölgeler hareket sınırına dayanan kumandanın esnemesinden, orta kısımdaki ani değişiklik ise ölü bölgeden (boşluk) kaynaklanmaktadır.

Geliştirilen KSM ham veriyi Şekil 6b'de A+, A-, B+, B- ile belirtilen dört parçaya ayırır. Burada A ve B kumandanın hareket yönünü, + ve - ise kumandanın merkeze göre hangi tarafta olduğunu göstermektedir. Ölçüm verisinin noktaları sırayla kontrol edilerek, ardışık iki veri noktası arasındaki konum farkının işaretine göre, A ve B yön gruplarına ayrılır. Gruplar kendi içlerinde konuma göre artan şekilde sıralanır, + ve - tarafları konum işaretine göre belirlenir. Her noktadaki eğim hesaplanır; eğimin sıçrama yaptığı, Şekil 6b'de  $\Delta$  ve  $\circ$  ile gösterilen, noktaların belirlenmesiyle esneme ve boşluk bölgeleri veriden ayıklanır. Son olarak, parçaların her biri regresyon yapılarak üçüncü mertebeden bir polinom ile ifade edilir (Şekil 6c). Böylece bir eksenin belli bir durumdaki (örn. trim serbest) davranışı dört adet polinom ile modellenmiş olur. Kuvvet referansının hangi parçaya ait polinomdan hesaplanacağı kumandanın anlık konumu ve hızına göre belirlenir.

Yukarıdakine benzer kumanda davranışları, Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı EASA'nın CS-FSTD(H) [2] ve Amerikan Federal Havacılık Dairesi FAA'nın 14 CFR Part 60 [3] sertifikasyon standartlarında statik testler adı altında incelenmektedir. Hareket aralığı boyunca herhangi bir noktada simülâtör kumandasından ölçülen kuvvetin hava aracı kumandasından ölçülen kuvvete göre  $\pm\%10$  veya  $\pm 2,24$  N ( $\pm\Delta F_{min}$ ) aralığında olması gerekmektedir. Bu ister, KYS'nin objektif başarı ölçütüdür. Simülâtör sistemlerinin bu gibi ölçütleri karşılamaşının ardından, uzman test pilotlarının görüşlerine başvurularak ince ayar işlemleri yürütülür. Dolayısıyla KSM'nin de pilot önerileri doğrultusunda ayarlanabilir olması istenir.

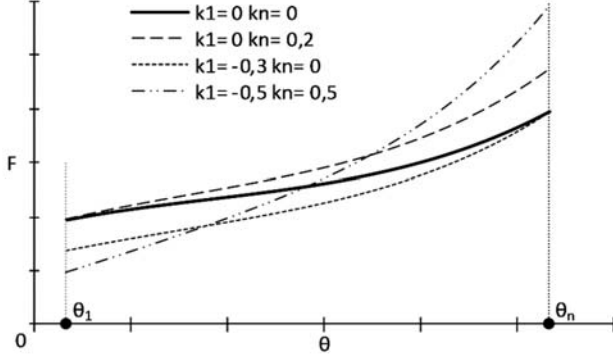
Geliştirilen KYS'de dört polinomdan oluşan model setlerinin her biri toplam 10 adet parametreyle ayarlanabilmektedir. Bu parametrelerden ikisi boşluk bölgesinin sınırlarını belirleyen  $\theta_1$  değerleridir (Şekil 7).  $\theta$  ekseninin iki tarafında ayrı ayrı ayarlanabilen  $\theta_1$  değerlerinin arasında kalan bölgede kuvvet uygulanmaz. Diğer ayar parametreleri, her polinom için  $k_l$  ve  $k_n$  kuvvet katsayılarıdır.  $k_l$  katsayısı kuvvet eksenine en yakın olan ( $\theta_1$  konumuna karşılık gelen),  $k_n$  katsayısı ise kuvvet eksenine en uzak olan ( $\theta_n$  konumuna karşılık gelen) kuvvet değerinde istenilen değişiklik yüzdesidir.  $\theta_1$  ve  $\theta_n$  arasındaki herhangi bir  $\theta_i$  konumuna karşılık gelen kuvvete uygulanacak  $k_i$  katsayısı  $k_l$



Şekil 6. Konum-kuvvet ölçüm verisinin işlenmesi (Processing of position-force measurement data)

ve  $k_n$  arasında doğrusal interpolasyon yapılarak Eş. 2 ile hesaplanır.

$$k_1 = 1 + k_1 + \frac{\theta_1 - \theta_1}{\theta_n - \theta_1} (k_n - k_1) \quad (2)$$



Şekil 7. Simülasyon modelinin ayarlanması  
(Tuning of the simulation model)

Şekil 7'deki sürekli çizgi, helikopter ölçümüne uydurulan dört polinomdan birini, yani ayarlama öncesindeki modeli temsil etmektedir. Kesikli çizgilerle gösterilen eğriler ise farklı  $k_1$  ve  $k_n$  katsayıları ile ayarlanmış modellerdir. Gösterimi kolaylaştırmak adına %20, %30, %50 gibi oldukça abartılı katsayılar seçilmiştir.

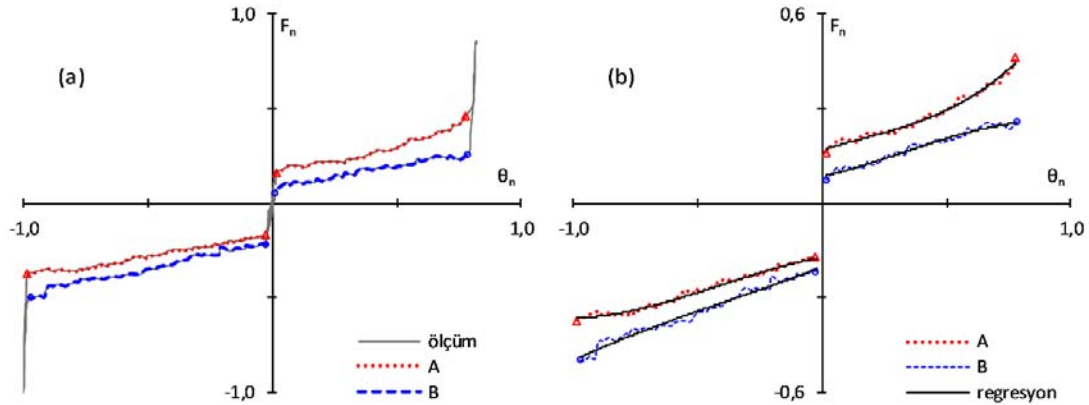
#### 4. DENEYSEL DOĞRULAMA (EXPERIMENTAL VALIDATION)

KSM'nin doğrulanmasında, mekanik ve tersinmez kumanda sistemine sahip bir helikopterin saykılık kumandasından ölçülen veri kullanılmıştır. Yunuslama ekseninden her iki

yönde ölçülen konum-kuvvet grafiği  $\pm 1$  aralığında normalize edilerek Şekil 8a'da gösterilmiştir. Esneme ve boşluk bölgeleri ayıklandıktan sonra A ve B yönlerindeki davranışları ifade eden eğriler şekil üzerinde işaretlenmiştir. Şekil 8b'de bu eğriler üçüncü mertebe polinom regresyonlarıyla birlikte gösterilmiştir. Tablo 1'deki belirleme katsayısı ( $R^2$ ) değerleri incelenirse polinomların ölçülen veriyi %98 oranında temsil ettiği görülmektedir. Tablodaki  $S_1$  değerleri regresyonların normalize kuvvet  $F_n$  cinsinden standart hatalarını,  $|\bar{F}_n|$  ise referans eğrilerin mutlak ortalama değerlerini ifade etmektedir. Ölçülen veriyle regresyon arasındaki farkı ifade etmek için standart hatanın mutlak ortalama değere göre yüzdesi hesaplanmıştır. Regresyonun ölçülen veriden ortalama %3,75 saptığı görülmektedir.

Regresyon polinomları KYS'ye girdi olarak verildikten sonra saykılık kumandası yunuslama ekseninde hareket aralığı boyunca her iki yönde hareket ettirilerek konuma karşı kuvvet ölçülmüştür. Şekil 9'da  $A_{sim\pm}$  ve  $B_{sim\pm}$  simülâtörden,  $A_{\pm}$  ve  $B_{\pm}$  ise helikopterden ölçülen veridir. Dört bölgenin her biri için  $\pm 10\%$  ve normalize edilmiş  $\pm \Delta F_{min}$  kuvvet aralığı bantları kesikli çizgilerle gösterilmiştir. Grafikler incelenirse KYS'nin helikopter verisini başarıyla takip ettiği görülebilir. Simülâtörden ölçülen kuvvetlerin tamamı  $\pm \Delta F_{min}$  bandının, büyük çoğunluğu ise  $\pm 10\%$  bandının içinde kalmaktadır.

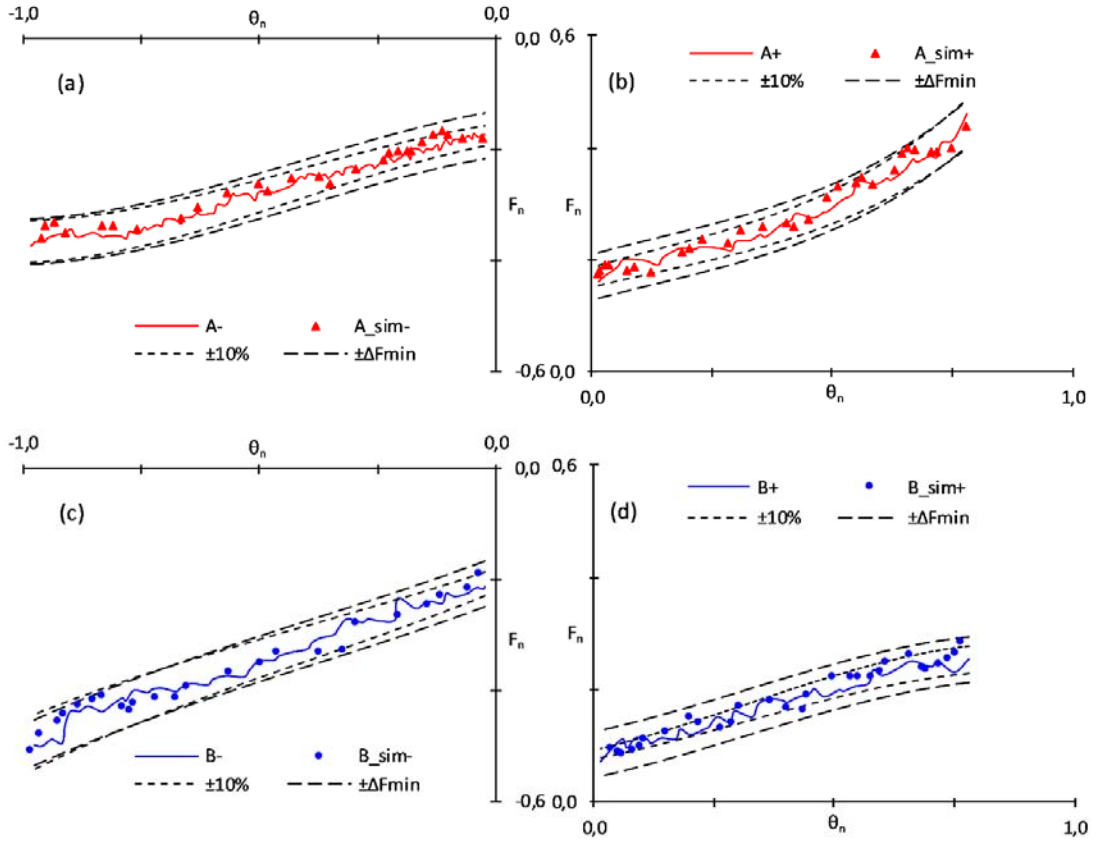
Tablo 2'deki belirleme katsayıları ( $R^2$ ) ve standart hatalar ( $S_2$ ) helikopter ölçümüne uydurulan polinomlarla simülâtörden ölçülen veri arasında hesaplanmıştır. Bu değerler, helikopter ölçümünün ne kadar iyi modellendiğinden bağımsız olarak, KYS'nin girdisi ve çıktısını ilişkilendirmektedir. KSM'nin oluşturulmasındaki



Şekil 8. Referans veri a) normalize konum-kuvvet b) regresyon (Reference data (a) normalized position-force (b) regression)

Tablo 1. Regresyon analizi (Regression analysis)

	$R^2$	$S_1$	$ \bar{F}_n $	$S_1/ \bar{F}_n $ (%)
A+	0,987	0,0097	0,287	3,37
A-	0,989	0,0068	0,270	2,52
B+	0,972	0,0093	0,172	5,40
B-	0,981	0,0129	0,350	3,69
ort.	0,982	0,0097	0,269	3,75



Şekil 9. Simülör ölçümü: a) A- b) A+ c) B- d) B+ (Simulator measurements: (a) A- (b) A+ (c) B- (d) B+)

Tablo 2. Simülör ölçüm sonuçları analizi (Analysis of simulator measurements)

	$R^2$	$S_2$	$S=(S_1^2+S_2^2)^{0,5}$	$S/ \bar{F}_n $ (%)
A+	0,9637	0,0160	0,0187	6,53
A-	0,9544	0,0138	0,0154	5,70
B+	0,9496	0,0137	0,0165	9,63
B-	0,9554	0,0184	0,0225	6,42
ort.	0,9558	0,0155	0,0183	7,07

modelleme hatasını temsil eden  $S_1$  ile KYS'nin yapısından kaynaklanan  $S_2$  değerlerinin birleştirilmesiyle, helikopterden ölçülen veri ile simülasyon arasındaki standart hata (S) elde edilir. Dört bölgenin her birindeki toplam standart hatanın helikopterden ölçülen verinin mutlak ortalama değerine göre yüzdesi hesaplandığında, helikopterle simülasyon arasında ortalama %7,07 sapma hesaplanmıştır. Sertifikasyon standartlarında belirtilen  $\Delta F_{min}$  helikopter ölçümüyle aynı şekilde normalize edildiğinde 0,0419 değeri ortaya çıkmaktadır. Bu değer, toplam standart hatalar (S) ile karşılaştırıldığında sertifikasyon isterinin rahatlıkla sağlanabildiği görülmektedir.

## 5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmanın sonucunda:

- KYS geliştirilmesini amaçlayan bir mühendislik uçuş simülörü hayata geçirilmiştir.

- Pilotlu testlerin yapılabilmesi için gereken asgari simülasyon ortamı, KYS'nin uçuş dinamiği modeli ve görüntüleme sistemi ile entegrasyonu ile sağlanmıştır.
- KYS'nin tasarımında uyarlanabilirlik hedefi baskın tutulmuş, gerek farklı simulator platformlarına gerekse farklı hava araçlarının simülasyonuna asgari değişikliklerle uyarlanabilecek eklemli tipteki bir tasarım tercih edilmiştir.
- Simüle edilecek hava aracının kumandalarından ölçülen konuma karşılık kuvvet verilerini kullanarak Kumanda Simülasyon Modeli oluşturulması için bir prosedür geliştirilmiştir.
- Simülörün ana çevriminde 1 kHz, KYS iç çevrimlerinde ise, EtherCAT protokolü sayesinde, 4 kHz örnekleme frekanslarına ulaşılmıştır.
- KYS gerçek bir helikopterin saykılık kumandasından ölçülen veriler ile test edilmiş, uluslararası sertifikasyon standartlarında belirtilen statik test isterlerinin sağlandığı gösterilmiştir.



**TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGMENT)**

Bu çalışma SAN-TEZ projesi kapsamında Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmiştir.

**KAYNAKLAR (REFERENCES)**

1. Allerton D., Principles of Flight Simulation, AIAA Education Series, John Wiley & Sons, USA, 2009.
2. European Aviation Safety Agency (EASA), CS-FSTD(H): Certification Specifications for Helicopter Flight Simulation Training Devices. <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-fstdh-initial-issue>. Yayın tarihi Haziran 26, 2012. Erişim tarihi Mayıs 20, 2017.
3. Federal Aviation Administration (FAA), 14 CFR Part 60: Flight Simulation Training Device Initial and Continuing Qualification and Use. [https://www.faa.gov/about/initiatives/nsp/media/14CFR60\\_Searchable\\_Version.pdf](https://www.faa.gov/about/initiatives/nsp/media/14CFR60_Searchable_Version.pdf). Yayın tarihi 2016. Erişim tarihi Mayıs 20, 2017.
4. Kuppusamy A., Yoon S.J., Design of reversible control loading system for a fixed wing aircraft using X-Plane simulator, 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE 2016), London-UK, 421–425, 2016.
5. White M.D., Perfect P., Padfield G.D., Gubbels a. W., Berryman a. C., Acceptance testing and commissioning of a flight simulator for rotorcraft simulation fidelity research, Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng., 227 (4), 663–686, 2012.
6. Preatoni M.L., Ragazzi A., Ceruti A., Saggiani G.M., Flight Mechanics Simulator for Rotorcraft Development, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, Anchorage-AK-USA, 2008.
7. Landers S., Real-Time Pilot-in-the-Loop and Hardware-in-the-Loop Simulation at Gulfstream, ADI User Society, San Diego-CA-USA, 2007.
8. Gu H., Wu D., Liu H., Development of a novel low-cost flight simulator for pilot training, Int. J. Mech. Aerospace, Ind. Mechatron. Manuf. Eng., 3 (12), 1581–1585, 2009.
9. Coiro D.P., De Marco A., Nicolosi F., Flight Simulation Environment of The University of Naples and Recent Developments in Control Loading Reproduction, Communications to SIMAI Congress, Ragusa-Italy, 2007.
10. Marchesini L., The Pilatus engineering flight simulator, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Denver-CO-USA, 1–8, 2000.
11. Gerretsen A., Mulder M., van Paassen M.M., Comparison of Position-Loop, Velocity-Loop and Force-Loop Based Control Loading Architectures, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, San Francisco-CA-USA, 813–827, 2005.
12. Qi P., Wang H., Han J., Stability of position-loop based hydraulic control loading system, 2010 International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE2010), Wuhan-China, 3363–3366, 2010.
13. Park J., Kim T., Yoon T., Kwak G., Jeong S., Systematic Control Parameter Tuning for Actuator in Control Loading System, IEEE International Conference on Industrial Technology (ICIT 2006), Mumbai-India, 1762–1767, 2006.
14. Zhao J., Shen G., Yang C., Liu G., Yin L., Han J., Feel force control incorporating velocity feedforward and inverse model observer for control loading system of flight simulator, Proc. Inst. Mech. Eng. Part I J. Syst. Control Eng., 227 (2), 161–175, 2013.
15. Zheng S.T., Huang Q., Cong D., Han J., Experiment and Study of Control Loading System In Flight Simulator Based on RCP, 2007 IEEE International Conference on Integration Technology, Shenzhen-China, 208–221, 2007.
16. Defay F., Alazard D., Antraygue C., Impedance active control of flight control devices, IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, Montreal-Canada, 335–340, 2010.
17. Condomines J.P., Defay F., Alazard D., Robust impedance active control of flight control devices, Preprints of the 19th World Congress The International Federation of Automatic Control, Cape Town-South Africa, 8365–8371, 2014.
18. Jayaraman G., Active Sidestick Design Using Impedance Control, 2009 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, San Antonio-TX-USA, 2009.
19. Mathworks Inc., XPC Target User's Guide. [http://radio.feld.cvut.cz/matlab/pdf\\_doc/xpc/-xpc\\_target\\_ug.pdf](http://radio.feld.cvut.cz/matlab/pdf_doc/xpc/-xpc_target_ug.pdf). Yayın tarihi Kasım, 2000. Erişim tarihi Mayıs 20, 2017.
20. Farkas L., Blaho M., Hnat J., Industrial Communication Between Matlab and the Ethercat Fieldbus, Technical Computing Prague 2008, Prague-Czech Republic, 2008.
21. Yavrucuk I., Tarimci O., Katircioglu M., Kubali E., Yilmaz D., A New Helicopter Simulation and Analysis Tool: Helidyn+, 36th European Rotorcraft Forum, Paris-France, 2010.
22. Basler M., Spott M., Buchanan S., Berndt J., Buckel B., Moore C., Olson C., Perry D., Selig M., Walisser D., The FlightGear Manual. <http://flightgear.sourceforge.net/getstart-en/getstart-en.html>. Yayın tarihi Mart 8, 2015. Erişim tarihi Mayıs 20, 2017.
23. Cowling D., The Development of a New Range of Control Loading Systems, Royal Aeronautical Society Flight Simulation Group Meeting on the Simulation of On-Board Systems, UK, 2004.
24. Moog Inc., Control Force Measurement Kit. <http://www.moog.com/products/control-loading-systems/control-force-measurement-kit.html>. Erişim tarihi Mayıs 20, 2017.
25. Aygün M.M., Helikopter uçuş simülörleri için uyarlanabilir yapıda kumanda yükleme sistemi geliştirilmesi, Y.Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2014.

