



Hava Alıklı Elektro-Pnömatik Bir Sistemin Modellenmesi ve Simülasyonu

O. Fatih ERCİS* ve Ömer KELEŞ**

Öz

Kontrol Tahrik Sistemleri (KTS), füzeleri veya güdümlü mühimmatları kontrol etmek için kullanılır. KTS'nin çoğu elektro-hidrolik veya elektro-mekanik servo eyleyicilere sahiptir. Bu makale, basınç kaynağı olmayan ucuz ve basit yapıya sahip (aç-kapa kontrol) bir elektro-pnömatik tahrik sisteminin katı modellenmesini ve simülasyonunu ele almaktadır. Bu yapıda hava, burundaki bir açıklıktan içeri girerek radyal orifisler sayesinde izole edilmiş iki hava odasına dolmaktadır. Hava odaları bu hacimler içerisinde oluşan basınçları manipüle etmek için değişken çıkış orifislerine sahiptir. Bu orifisler sayesinde odalar arasında bir basınç farkı yaratılır. Bu basınç farkı mühimmatın kontrol yüzeylerine bir şaft ile bağlı hava kanatçığı üzerinde net tork ve hareket oluşturur. Bahsedilen manipülasyon sayesinde kontrol yüzeyleri kontrol edilir. Manipülasyon Darbe Genişlik Modülasyonu (DGM) ile sürülen iki solenoid eyleyici tarafından sağlanır. Sistemin doğrusal olmayan matematiksel eşitlikleri literatür esas alınarak türetilmiştir. Kritik parametrelerin çıktılar üzerindeki etkisini anlamak ve 5 Hz'de frekans cevabını irdelemek için bir simülasyon modeli (Amesim) oluşturulmuştur. Radyal orifisin kanatçık açısı çıktısı üzerindeki etkisi önemli bir parametredir. Dolayısıyla bu etki Şekil 13'te gösterilmiştir. Simülasyon sonuçlarında (Şekil 14) solenoidin kuvvet kapasitesi optimize (<3 N) edilmiştir. Dolayısıyla yüksek prototip sayısı ve işçilik maliyeti düşürülmüştür. Ayrıca, işleme operasyonlarının bazıları simülasyonlar yardımıyla tasarım ve imalat sürecinden kaldırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: *Pnömatik Eyleyiciler, Simülasyon, Hava Alığı, Akışkan Dinamiği, Modelleme.*

* Mekatronik Tasarım Birimi, Roketsan A.Ş., Ankara, fatih.ercis@roketan.com.tr, ORCID: 0000-0002-6002-6849.

** Prof. Dr., Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, omer@gazi.edu.tr, ORCID: 0000-0002-3480-3456.

Simulation and Modelling of an Electro-Pneumatic System with Air Intake

Abstract

Control Actuation Systems (CAS) are used to control missile or guided munitions. Most of the actuation systems have electro-hydraulic or electro-mechanical servo actuators. This article presents simulation and solid modelling of a simple (on-off control) and low cost electro-pneumatic actuation system not requiring a pressure supply. In the system, air passes through a hole at nose and enters two isolated chambers via radial orifices. The chambers have variable outlet orifices to manipulate pressure in the volumes. A pressure difference is generated between the chambers by the orifices. The difference creates a net torque and it moves air vane connected to control surfaces of the missile. The control surfaces are controlled thanks to this manipulation. The manipulation is provided by two solenoid actuators which are driven by Pulse Width Modulation (PWM). Nonlinear mathematical equations of the actuation system are derived based on literature studies. A simulation model (Amesim) is also created to understand the effect of the critical parameters on outputs and investigate frequency response at 5 Hz. The effect of radial orifice is an important parameter on the air vane angle output. Therefore, the effect is also shown in simulations (Fig. 13). The solenoid's force capacity is optimized ($<3\text{ N}$) in the simulation results (Fig. 14). Thus, the number of prototypes and labor cost are reduced. Besides, some machining operations are eliminated with the help of simulation results during design and manufacturing.

Keywords: *Pneumatic Actuators, Simulation, Air Intake, Fluid Dynamics, Modelling.*

Giriş

Füze ve güdümlü mühimmatlara ait aerodinamik kanat/kanatçık yönelimini sağlayan birimler kontrol tahrik sistemleridir. Literatürde genellikle elektro-mekanik, elektro-hidrolik, elektro-pnömatik ve bunların kombinasyonu (elektro-hidro-pnömatik gibi) servo Kontrol Tahrik Sistemleri (KTS) bulunmaktadır. Bu sistemler güç ve performans ihtiyaçlarına bağlı olarak mühimmatlara paketlenmektedir (Parker, 2011; Honeywell, 2019; Thayer, 1988).

Ne var ki, servo KTS'lere ait tasarımlarda kullanılan yüksek maliyetli alt bileşenlerin üretiminde ve tedariginde zorluklar yaşanmaktadır. Servo valf, servo motor, motor sürücü, kontrolcü vb. gibi tedarik ve üretim zorluğuna sahip parçalar savunma sanayinde ciddi maliyet/problem yaratmaktadır. Bunun yanı sıra küçük çaplarda bu alt sistemlerin paketlenmesi oldukça zorlaşmakta veya paketlenmeleri mümkün olmamaktadır (Moog, 2018; Qiao vd., 2018).

Servo elektro-mekanik KTS'ler yaygın bir biçimde çok çeşitli güdümlü mühimmatlarda bulunmaktadır. Özellikle fırçasız motorları sürmek için karmaşık elektronik donanımlara ihtiyaç vardır. Üretimi ve tedarigi kısıtlı olan bilyalı vida, fırçasız motor ve sürücü kartı gibi alt bileşenler problem yaratmaktadır. Elektro-mekanik KTS'lerin elektro-manyetik girişim yaratması da bir diğer sorundur (Davis, 1984; Zhou vd., 2018; Qiao, vd., 2018).

Yüksek güç ihtiyacı olduğunda genellikle servo elektro-hidrolik KTS'ler tercih edilmektedir. Yüksek güç aralığında servo elektro-hidrolik KTS'ler elektro-mekanik yapılara göre daha hafif ve daha küçük boyutlara sahip olabilmektedirler. Elektro-mekanik sistemlere kıyasla daha basit elektronik devreler gerektirmektedirler. Ancak hidrolik eyleyicilerde servo valf yüksek maliyete sahiptir ve ayrıca hassas üretim teknolojileri gerektirmektedir. Hidrolik akışkanın kirlilik seviyesinin belirli bir düzeyin altında tutulması da dezavantaj (ince örgülü filtre, basınç düşümü vb.) olarak karşımıza çıkmaktadır (Thayer, 1988).

Literatürde pnömatik servo valf ve oransal valf tasarımları bulunsa da yüksek maliyet ve gazın sıkıştırılabilirliği sebebiyle bu valfler savunma sanayinde nadir olarak tercih edilmektedir (Krivts, 2004; Richer ve Hurmuzlu, 2000). Servo kontrollü elektro-pnömatik eyleyiciler yoğunlukla taktik füze sistemlerinde kullanılmaktadır. Bu eyleyicilerin birim maliyetleri genellikle elektro-mekanik ve elektro-hidrolik eyleyicilere oranla daha düşük düzeydedir. Ancak belirli bir çaptaki mühimmat için elektro-pnömatik eyleyicilerde üretilen güç, bahsedilen diğer iki eyleyici mimarisine kıyasla daha düşük mertebede kalmaktadır. Ayrıca akışkan gazın yüksek oranda sıkıştırılabilir olması dinamik performansta sorunlar yaratmaktadır. Söz konusu yüksek sıkıştırılabilirlik statik doğruluğu da kötü yönde etkilemektedir. Eyleyici hareketi esnasında, büyük basınç dalgalanmalarının sistemin rijitliğinde değişiklik yaratması diğer bir problemdir (Thayer, 1988).

Özellikle küçük çaplardaki mühimmatlarda (çap: 107-155mm) KTS birimlerine ait alt komponent maliyetlerinin (servo motor, sürücü, bilyalı vida, servo

valf vb.) yüksek olması ve alt sistemlerin tedarikinin - üretiminin zor olması bu yönelim birimlerine alternatif bulma ihtiyacını doğurmuştur.

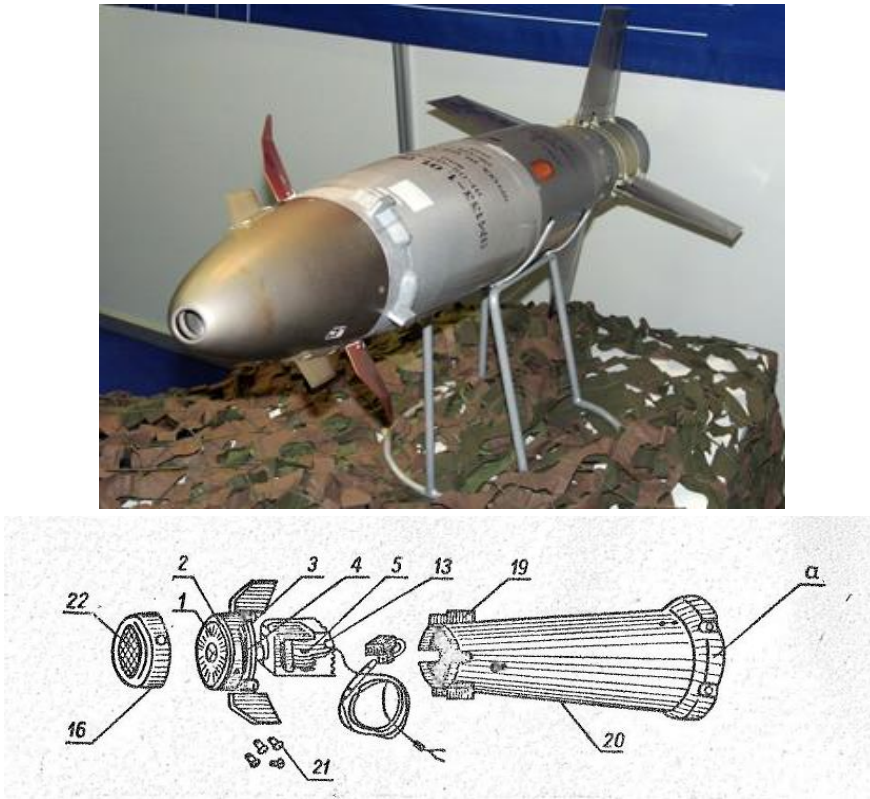
Bu çalışmada ana motivasyon ucuz, üretimi kolay ve basit yapıda kontrol tahrik sistemi geliştirmek ve KTS'ye ait dinamik performansı irdelemektir. Bu amaçla literatür çalışmalarında basit yapıdaki elektro-pnömatik tahrik mekanizmaları veya kitleri temel alınmıştır. Bu sayede füzelerin yönelim performansından bir miktar ödün verilse dahi kompakt (füze/roket gövdesine kit halinde takılarak) ve operasyonel yeteneği yüksek olan mühimmatlar elde edilecektir.

Ucuz ve basit yapıda olmaları nedeniyle, aç-kapa solenoidlerle füze kanadının pozisyon kontrolü popülerliğini giderek artırmaktadır. Literatürdeki bir yayında servo kontrollü elektro-pnömatik KTS'den bahsedilmiştir. Ancak bu yayındaki KTS, konvansiyonel servo sistemlerden farklı olarak servo valf veya oransal valf barındırmamaktadır. Servo valf/oransal valf yerine iki adet aç-kapa solenoid valften yararlanılarak pozisyon kontrolü yapılmaktadır. Kapalı çevrim pozisyon kontrolünü sağlamak için Darbe Genişlik Modülasyonu (DGM) kullanılmıştır. DGM, tahrik sistemine ait enerji rezervuardaki basınçlı gaz ile sağlanmaktadır (Gade ve Mangrulkar, 2018; Abd-Altief vd., 2006; Cobham, 2009).

Servo KTS'lere alternatif olması amacıyla daha ucuz maliyetli ve basit yapıdaki güdüm kitleri geliştirilmiştir. Bu güdüm kitlerinden biri, Orbital ATK firması tarafından geliştirilmiştir ve bu kit faal olarak kullanılmaktadır. Güdüm kitine ait burun üzerinde dört adet kanatçık bulunmaktadır. Mühimmat fırlatıldıktan sonra zıt yönde kıvrık olan iki kanatçık burunda yuvarlanma momenti yaratmaktadır. Dönmeye başlayan bağımsız burun gövdesi fren komutu geldiği anda durdurulmaktadır. Böylece burundaki aynı yönde kıvrık diğer iki kanatçık sayesinde mühimmata manevra (durdurulan açığa bağlı olarak) sağlanmaktadır (Orbital ATK, 2015).

U.S Patent No. 20,100,237,185A1 (2010) nolu elektro-pnömatik eyleyiciye sahip bir patent çalışmasında, mühimmatın üzerinden akan hava, burun kısmındaki açıklıktan geçerek radyal bir çıkışı olan rotoru döndürmekte ve böylece içeri alınan hava rotor üzerinden radyal olarak tahliye edilmektedir. Rotorun pozisyonu bir fren veya motor vasıtasıyla kontrol edilmektedir. Rotor istenen manevra yönünün ters konumundayken (180°) frenlenerek mühimmat üzerinde reaksiyon kuvveti yaratılmaktadır (U.S Patent No. 20,100,237,185A1, 2010).

Şekil 1’de gösterilen anti-tank Kornet Füzesi’nin burun kısmında bir delik bulunmaktadır. Bu delik sayesinde içeri alınan hava, elektro-manyetik anahtarların (solenoid) açılıp kapanması ile bir aerodinamik kanadı hareket ettirmektedir. Bu sayede füzenin yönlendirilmesi sağlanmaktadır. Füzeyle ilgili bilgiler gizli tutulduğu için literatürde fazla bilgi bulunmamaktadır (MBT, 2012; Armed Conflicts, 2010; Laodong, 2014).

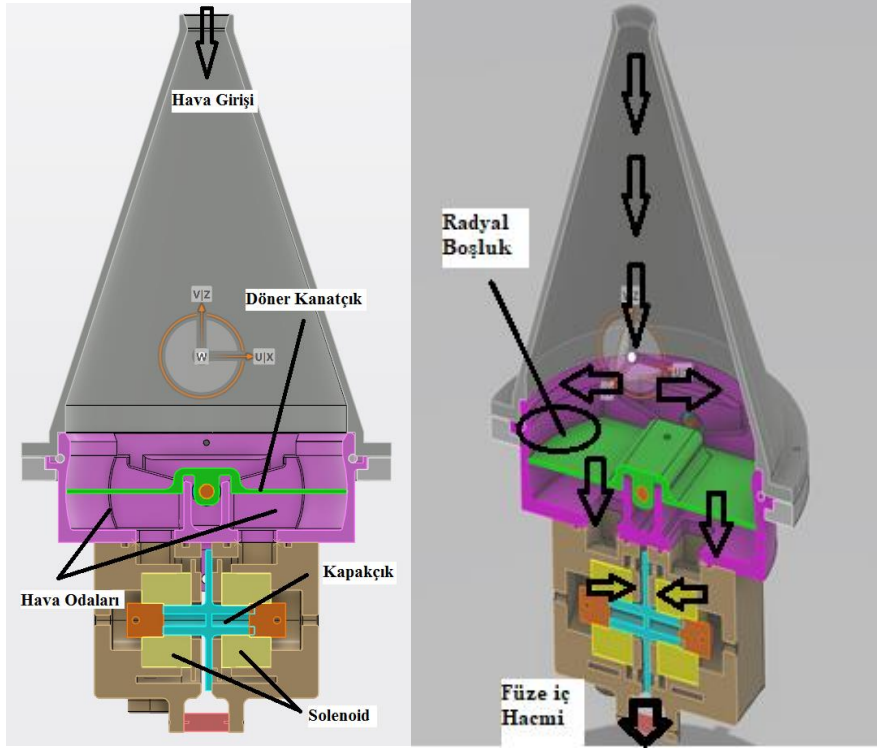


Şekil 1. Kornet Füzesi (MBT, 2012; Armed Conflicts, 2010)

Literatür çalışmalarının sonunda, MBT (2012) kaynağında bahsedilen, basınç kaynağı esası olmayan anti-tank füzesinden esinlenilerek tasarım ve modelleme çalışmalarının yapılmasına karar verilmiştir.

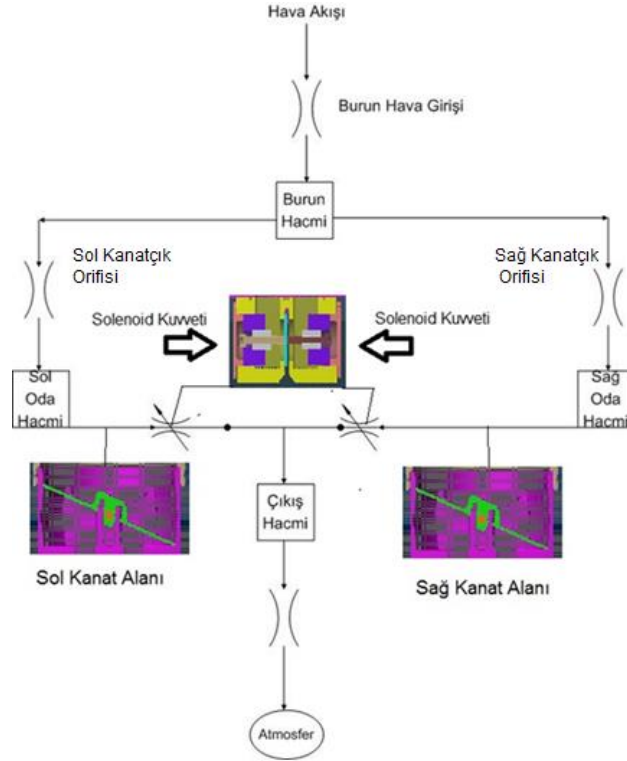
Elektro-Pnömatik Sistem Tasarımı

Tasarlanan elektro-pnömatik tahrik sisteminde, burun kısmında bir açıklık bulunmakta ve bu açıklıktan giren hava birbirinden yalıtılmış iki odaya dolmaktadır. Bu odaların hava çıkışlarını kontrol eden birer solenoid eyleyici bulunmaktadır. Solenoidler odalar arasında basınç farkı oluşturarak mühimmata kanatçık ekseninde tork oluşturmakta ve bu sayede mühimmata güdüm kabiliyeti kazandırılmaktadır. Şekil 2’de Bilgisayar Destekli Tasarım (BDT) ile katı model tasarımı yapılan mekanizmanın kesit görüntüleri verilmiştir. Burun kısmında bulunan açıklık en yüksek miktarda hava debisini geçirecek şekilde tasarlanmalıdır. Ancak burun giriş tasarımı bu makalenin çalışma konusu değildir.



Şekil 2. Katı Model Tasarımı Yapılan Elektro-Pnömatik Hava Alıklı Kontrol Tahrik Sistemi

Şekil 2’de hava KTS’ye burun kısmından girerek sol ve sağdaki odalara radyal boşluktan (orifis) geçerek dolmaktadır. Bu odalar döner kanatçık parçası ile birbirinden yalıtılmıştır. Hava odalarının çıkışı ortak bir orifis ile birleşerek füze iç hacmine transfer olmaktadır. Füze iç hacmine giren hava, füze içerisinden çıkış orifisi ile dışarı atılmaktadır. Bu sayede füzenin burnundan giren hava sürekli olarak füze içinde akmakta ve füze üzerinde yarattığı sürüklenme kuvveti düşmektedir. Hava tahliyesinin kesilmesi durumunda döner kanatçık tek bir yöne dayanacak ve mekanizma çalışmaz hale gelecektir. Kanatçığın aç-kapa kontrolü (on-off control) gerektiğinde sol veya sağ odadan biri solenoid ile kapatılmaktadır. Bu durumda çıkışı kapatılan odanın dinamik basıncı statik basınca dönüşmekte, diğer odanın basıncı ise akışkan kolay yoldan akmaya devam ettiği için düşük statik basınç seviyesinde kalmaktadır. Hava akışına ilişkin gösterim oluşturulduğunda Şekil 3’teki akış devresi ortaya çıkmaktadır.

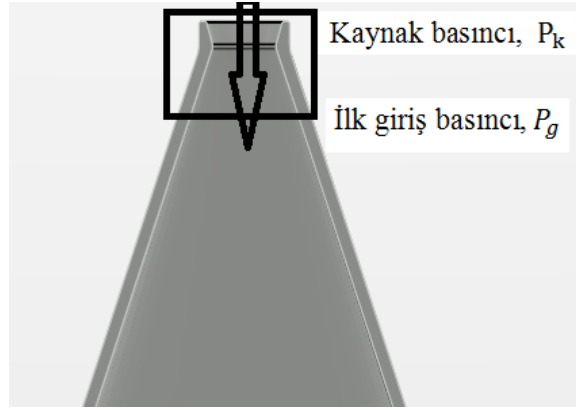


Şekil 3. Hava Akış Devresinin Şematik Gösterimi

Matematiksel Eşitlikler

Sistem mimarisi oluşturulan aç-kapa elektro-pnömatik eyleyicinin matematiksel eşitlikleri; literatürde yer alan benzer çalışmalar esas alarak havanın aktığı hat üzerindeki elemanlar için türetilmiştir.

Şekil 4’te gösterildiği gibi, hava füzeye ilk olarak bir açıklıktan (orifisten) geçerek girmektedir. Füzenin 0,8 Mach¹ (272 m/s) değerinde uçtuğu ve sistemin izentropik olduğu kabul edilerek orifisten giren havanın kütleli debisi (\dot{m}) (1) nolu eşitlikte verilmiştir (Richardson vd., 2006).



Şekil 4. Burun İlk Giriş Orifisinin Gösterimi

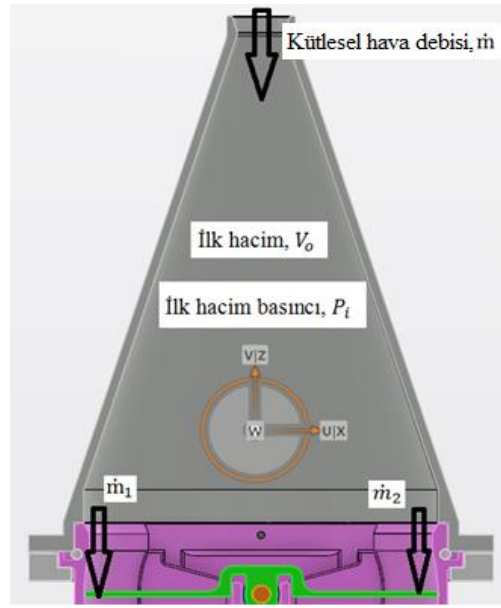
$$\dot{m} = C_{fg} * A_g * C_m * \frac{P_k}{\sqrt{T}} \quad (1)$$

(1) nolu eşitlikteki C_m değeri, P_{cr} 'nin iki farklı değeri için aşağıdaki gibi dikkate alınır.

$$C_m = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_g}{P_k}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_g}{P_k}\right)^{\frac{k+1}{k}}, \left(\frac{P_g}{P_k}\right) > P_{cr}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \left(\frac{P_g}{P_k}\right) \leq P_{cr} \end{cases} \quad (2)$$

1: Mach havacılık ve savunma sanayinde kullanılan hız birimidir. Mach sayısı olarak ifade edilen boyutsuz hız birimi, uçan bir cismin sesin gerçek hızına oranıdır. Örneğin; deniz seviyesinde, 1 atmosfer basıncında ve 15°C hava sıcaklığında 1 Mach 340 m/s veya 1224 km/saat'dir. (Nasa, 2015; Mühendisbeyinler, 2019).

Bu eşitlikte; \dot{m} : burundan giren kütleli hava debisi, C_m : burun kütleli debi katsayısı, C_{fg} : giriş orifis boyutsal akış katsayısı, A_g : giriş orifis alanı, k : özgül ısı oranı, R : ideal gaz sabiti, T : giriş gaz sıcaklığı, P_{cr} : kritik basınç oranı (0,528), P_k : kaynak basıncı ve P_g ise giriş oda basıncı olarak temsil edilmektedir. Hava sıcaklığı (T) 300K iken, havaya ait özgül ısı oranı (k) 1,401, ideal gaz sabiti (R) 287 J/kgK'dir (Hejrati, Najafi, 2012; Kamari vd., 2014; Durham, 2001).



Şekil 5. İlk Burun Hacminin Gösterimi

Burun ilk orifisinden geçen hava, Şekil 5'te gösterildiği gibi burun içinde bulunan ilk hacme (V_0) dolmaktadır. Dolan havanın ideal gaz olduğu, hacmin homojen olduğu, kinetik ve potansiyel enerjilerin ise önemsiz olduğu ve gövdeden kaçışın olmadığı kabul edilir ve kütle ile enerji korunumu kanununa göre eşitlikler yazılırsa; (Hejrati ve Najafi, 2012; Dihovicni ve Medenica, 2011).

$$\dot{q}_{in} - \dot{q}_{out} - \dot{W}_{CV} = kC_v(\dot{m}_1T_1 + \dot{m}_2T_2 - \dot{m}T) + \dot{U} \quad (3)$$

eşitliği elde edilir. Burada; \dot{q}_{in} , \dot{q}_{out} : ısı transfer oranlarını, \dot{W}_{CV} ($\dot{W}_{CV} = P_i\dot{V}_0$): kontrol hacminde yapılan işin değişimini, \dot{V}_0 : ilk hacim değişimini, P_i : ilk hacme ait

basıncı, C_v : sabit hacimdeki özgül ısı katsayısının², \dot{m}_1 : kanatçığın sol radyal boşluğundan sol odaya geçen kütleli debiyi, \dot{m}_2 : kanatçığın sağ radyal boşluğundan sağ odaya geçen kütleli debiyi, T_1, T_2 : sırasıyla bahsedilen kütleli debilere ait sıcaklıkları, \dot{U} : iç enerjinin değişimini göstermektedir.

İlk hacimde oluşan basıncın değişimi (\dot{P}_i), gerekli düzenlemeler ($V_o = \text{Sabit}$, $T = T_1 = T_2$) yapıldığında (4) nolu eşitlik elde edilir (Krivts, 2004).

$$\dot{P}_i = \frac{kRT}{V_o}(\dot{m} - \dot{m}_1 - \dot{m}_2) \quad (4)$$

İlk hacimden geçen hava, kanatçığın sol-sağ tarafındaki radyal boşluktan geçerek sol ve sağ odalara dağılmakta ve akan hacmin bir kısmı alt kademede bulunan kapakçıktan (Şekil 2) radyal olarak dışarı çıkmaktadır. (1) nolu eşitlikten yararlanılarak benzer şekilde (5) ve (7) nolu eşitlik elde edilir (Richardson, vd., 2006).

$$\dot{m}_1 = C_{fr} * A_r * C_{mr2} * \frac{P_i}{\sqrt{T}} \quad (5)$$

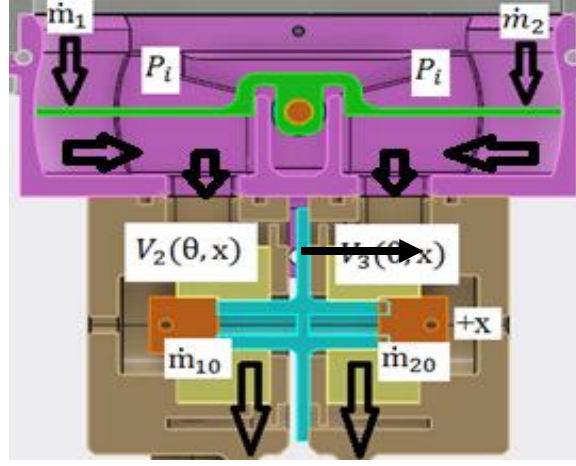
$$C_{mr2} = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_2}{P_i}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_2}{P_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}, \left(\frac{P_2}{P_i}\right) > P_{cr}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \left(\frac{P_2}{P_i}\right) \leq P_{cr} \end{cases} \quad (6)$$

$$\dot{m}_2 = C_{fr} * A_r * C_{mr3} * \frac{P_i}{\sqrt{T}} \quad (7)$$

$$C_{mr3} = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_3}{P_i}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_3}{P_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}, \left(\frac{P_3}{P_i}\right) > P_{cr}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \left(\frac{P_3}{P_i}\right) \leq P_{cr} \end{cases} \quad (8)$$

Eşitliklerde; C_{fr} : Radyal orifis boyutsal akış katsayısını, A_r : radyal orifis alanı, C_{mr2}, C_{mr3} : sırasıyla sol ve sağ odaya dolan kütleli debi (\dot{m}_1, \dot{m}_2) katsayılarını, P_2, P_3 : sırasıyla sol ve sağ odalara ait basınçları ifade etmektedir.

2: 300 K'de ve sabit hacimdeki özgül ısı katsayısı 1,005 kJ/kgK'dir.



Şekil 6. Oda Hacimlerinin Gösterimi

Kanatçık altında kalan iki oda için benzer olarak (3) nolu eşitlik kullanılırsa (9) ve (10) nolu eşitlikler elde edilir (Krivts, 2004).

$$\dot{P}_2 = \frac{kRT}{V_2} (\dot{m}_1 - \dot{m}_{10}) - \frac{kP_2}{V_2} \dot{V}_2 \quad (9)$$

$$\dot{P}_3 = \frac{kRT}{V_3} (\dot{m}_2 - \dot{m}_{20}) - \frac{kP_3}{V_3} \dot{V}_3 \quad (10)$$

Burada \dot{P}_2, \dot{P}_3 : sırasıyla sol ve sağ odalara ait basınç değişimini, V_2, V_3 : kanatçık açısına bağlı olarak değişen sol ve sağ oda hacimlerini, \dot{V}_2, \dot{V}_3 : bahsedilen odaların hacim değişimini, θ : kanatçık açısını, $\dot{\theta}$: kanatçık açısı hızını, $\dot{m}_{10}, \dot{m}_{20}$: sol ve sağ odadan füze içi hacmine (V_f) çıkan kütleli debileri ifade etmektedir. (11) nolu eşitlikte yer alan V_{20}, V_{30} : sırasıyla sol ve sağ odalara ait ilk hacimleri belirtmektedir.

$$V_2 = V_{20} \pm \frac{4}{3} \pi r^3 \frac{\theta}{360}, V_3 = V_{30} \pm \frac{4}{3} \pi r^3 \frac{\theta}{360}, \dot{V}_2 = \dot{V}_3 = \frac{4}{3} \pi r^3 \frac{\dot{\theta}}{360} \quad (11)$$

Oda hacimlerinden kısmen veya tamamen debinin bir kısmı kapakçıklardan radyal olarak füze içindeki hacme çıkmaktadır. Şekil 6'daki kapakçığın sol ve sağ tarafından çıkan havaya ait kütleli debi eşitlikleri (1) nolu eşitlik ile kurulursa (12)

ve (14) nolu eşitlikler elde edilir. Kapakçık için akış katsayılarının (C_{fk}) ve kapakçık radyal orifis çaplarının eşit olduğu varsayılmıştır (Richardson, 2006).

$$\dot{m}_{10} = C_{fk} * W * (x_o \pm x) * C_{mk1} * \frac{P_2}{\sqrt{T}} \quad (12)$$

$$C_{mk1} = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_f}{P_2}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_f}{P_2}\right)^{\frac{k+1}{k}}, \left(\frac{P_f}{P_2}\right) > P_{cr}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \left(\frac{P_f}{P_2}\right) \leq P_{cr} \end{cases} \quad (13)$$

$$\dot{m}_{20} = C_{fk} * W * (x_o \pm x) * C_{mk2} * \frac{P_3}{\sqrt{T}} \quad (14)$$

$$C_{mk2} = \begin{cases} \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_f}{P_3}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_f}{P_3}\right)^{\frac{k+1}{k}}, \left(\frac{P_f}{P_3}\right) > P_{cr}} \\ \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \left(\frac{P_f}{P_i}\right) \leq P_{cr} \end{cases} \quad (15)$$

Türetilen eşitliklerde; C_{fk} : kapakçık ile füze hacmi arasındaki orifise ait boyutsal akış katsayısını, W : kapakçığın radyal orifis çevresini, x_o : kapakçık sıfır pozisyonunu, C_{mk1} , C_{mk2} : sol ve sağ odalardan füze hacmine akan kütleli debi katsayısını, x : kapakçık yer değiştirmesini, P_f : füze içi boşluğun basıncını göstermektedir. Füze içi basıncı (P_f) atmosfer basıncına yakın ve sabit olarak kabul edilebilir ($\sim 1\text{atm}$).

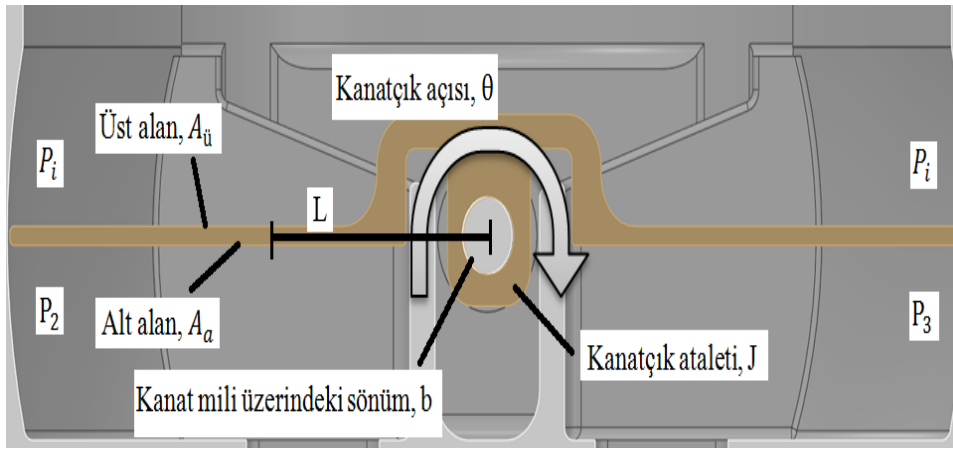
(9) ve (10) nolu eşitliklerin içine (5), (7), (11), (12), (14) numaralı eşitlikler yazılırsa (16) ve (17) numaralı eşitlikler elde edilir.

$$\dot{P}_2 = \frac{kRT}{V_{20 \pm \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\theta}{360}}} \left(C_{fr} A_r C_{mr2} \frac{P_i}{\sqrt{T}} - C_{fk} W (x_o \pm x) C_{mk1} \frac{P_2}{\sqrt{T}} \right) - \frac{kP_2}{V_{20 \pm \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\theta}{360}}} \left(\frac{4}{3} \pi r^3 \frac{\dot{\theta}}{360} \right) \quad (16)$$

$$\dot{P}_3 = \frac{kRT}{V_{30 \pm \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\theta}{360}}} \left(C_{fr} A_r C_{mr3} \frac{P_i}{\sqrt{T}} - C_{fk} W (x_o \pm x) C_{mk2} \frac{P_3}{\sqrt{T}} \right) - \frac{kP_3}{V_{30 \pm \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\theta}{360}}} \left(\frac{4}{3} \pi r^3 \frac{\dot{\theta}}{360} \right) \quad (17)$$

(16) ve (17) numaralı eşitlikler incelendiğinde, bu eşitliklerin lineer özellikte olmadığı gözlenmektedir. P_2 , P_3 oda basınçlarını çözmek teorik yöntemlerle mümkün olmamaktadır. Lineer olmayan bu eşitlikler sayısal yöntemlerle çözülebilir. Bu çalışmada, simülasyon yardımı ile bu eşitliklerde yer alan bazı parametrelerin çıktılara olan dinamik etkisi incelenmiştir.

Akış eşitlikleri çıkartılan elektro-pnömatik mekanizmanın ayrıca hareket eşitlikleri kapakçık ve kanatçık için ayrı ayrı yazılarak elde edilmiştir.

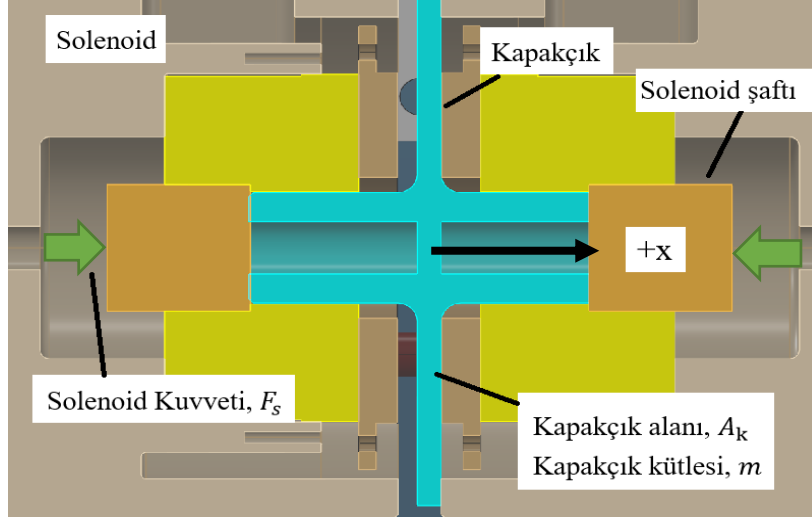


Şekil 7. Kanatçık Üzerine Etkiyen Dış Kuvvetler

Şekil 7'ye göre kanadın üstüne etki eden basınçları ve kanatçık alt yüzeyine ait basınç etkime mesafeleri ($L_1 = L_2 = L$) eşit kabul edilerek kanatçık için hareket eşitliği yazılırsa (18) nolu eşitlik elde edilir.

$$J\ddot{\theta} + b\dot{\theta} = L * A_a * (P_2(\theta, x) - P_3(\theta, x)) \quad (18)$$

Şekil 8'e göre kapakçık için sürtünmenin önemsiz olduğu kabul edilerek kapakçık için hareket eşitliği yazılırsa (19) numaralı eşitlik türetilir.



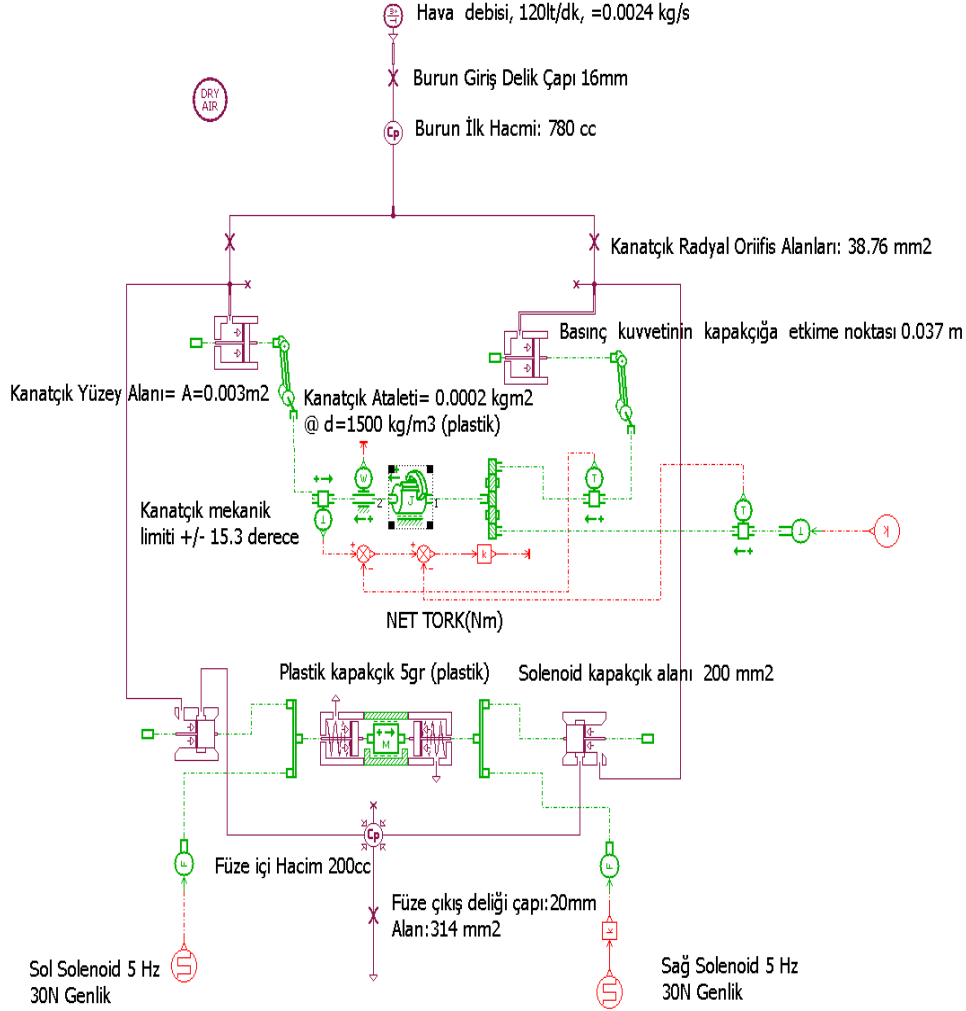
Şekil 8. Kapakçık Üzerine Etkiyen Dış Kuvvetler

$$m\ddot{x} + kx = \pm F_s + A_k(P_2(\theta, x) - P_3(\theta, x)) \quad (19)$$

Dinamik Sistem Modellemesi ve Simülasyonu

Bir önceki bölümde türetilen akış eşitliklerinin teorik olarak çözülemeyen lineer olmayan eşitliklere sahip olması ve sistemdeki parametrelerin etkilerinin kolay anlaşılabilmesi amacıyla Amesim³ yazılımı kullanılarak iki boyutlu (düzlemsel) modelleme ve simülasyon çalışmaları yapılmıştır. Alt birimlerin birleştirilmesiyle oluşturulan Amesim modeli Şekil 9'da gösterilmiştir.

3: Amesim yazılımı farklı alanlardaki fiziksel sistemlerin tek bir yazılım altında modellenmesini sağlayan bir simülasyon aracıdır. Farklı fiziksel alanlara ait elemanları bağ grafiği (Bond Graph) teorisini kullanarak birbiri ile etkileşim halinde çözebilmektedir (Analizsimülasyon, 2016).



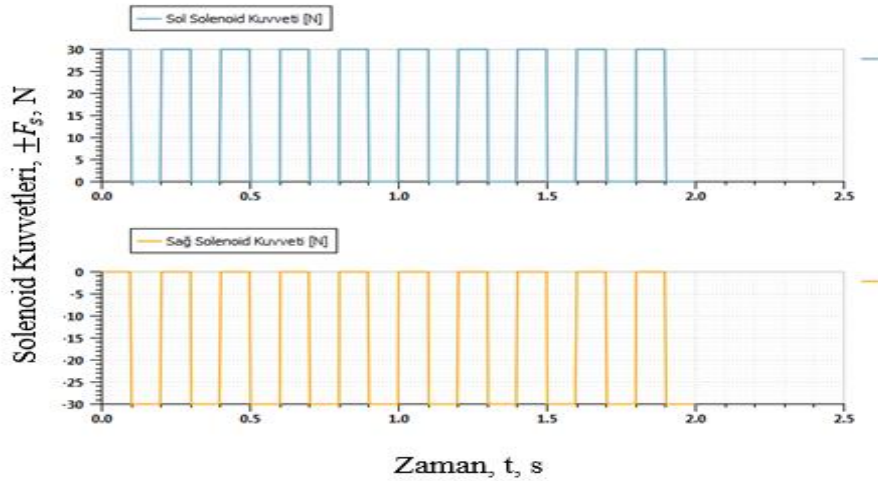
Şekil 9. Hava Alıklı KTS Amesim Komple Modeli

Amesim modelinde sisteme girdi olarak; üretilecek olan prototipi kolay test edebilmek için regüle edilmiş fabrika havasına ait debi (0,0024 kg/s) ve mevcutta stoğu olan bir solenoid (30 N) seçilmiştir. Burun giriş delik çapı 16 mm olarak seçilmiştir ancak mühimmat boyutuna bağlı olarak değişiklik gösterecektir. Ancak delik çapının büyümesiyle sürüklenme kuvveti de artacaktır. İlk hacim değeri Şekil 5'teki katı model üzerinden ölçülmüştür. Kanatçık radyal boşluğunun ilk değeri

0,1 mm olarak varsayılmıştır. Buna karşılık gelen her bir radyal alan $38,76 \text{ mm}^2$ 'dir. Kanatçığa plastik malzeme atanarak, sol ve sağ odanın etkidiği simetrik kanatçık yüzey alanları ve kanatçık ataleti katı modelden hesaplatılmıştır. Basıncın kanatçığa etkiye noktası geometrik merkez olarak kabul edilmiştir. Kanatçığa ait mekanik açı limitleri benzer mühimmatlarla kıyaslanarak $\pm 15,3^\circ$ olarak belirlenmiştir. Kapakçık malzemesi hafif olması maksadıyla plastik seçilmiştir. Kapakçık çıkış alanı ($W * (x_o \pm x)$) çevre ölçüsü (W) ve solenoid yer değiştirmesi (x) ile sınırlandırılmaktadır. Solenoid yer değiştirmesi katalog verilerine bağlı olarak $\pm 1\text{mm}$ ile sınırlandırılmaktadır. Füze çıkış orifisi, burun giriş orifisinden büyük olacak şekilde (çapta 20 mm) modele girilmiştir. Füze içi hacmin, atmosfer basıncına yakın olması sebebiyle füze içi hacminin performansa çok etkisi olmayacağı düşünülmektedir. Bu sebeple füze içi hacmi 200 cc (0,2l) olarak varsayılmıştır.

Sol veya sağ solenoidlerden biri çalışırken diğesinin enerjisiz kalması gerekmektedir. Bu sebeple iki solenoidi besleyen elektrik voltajının 180° faz farkı ile verilmesi gerekmektedir. Bu sayede, solenoid kuvvetleri birbirleriyle çakışmadan sırasıyla kapakçığa aktarılacaktır. Amesim modelinde solenoid kuvvetleri DGM ile beslenmiştir. KTS'nin en az 5 Hz'de çalışabilmesi hedeflendiği için DGM (sabit %50 çalışma oranı) frekansı 5 Hz olarak simülasyona girilmiştir.

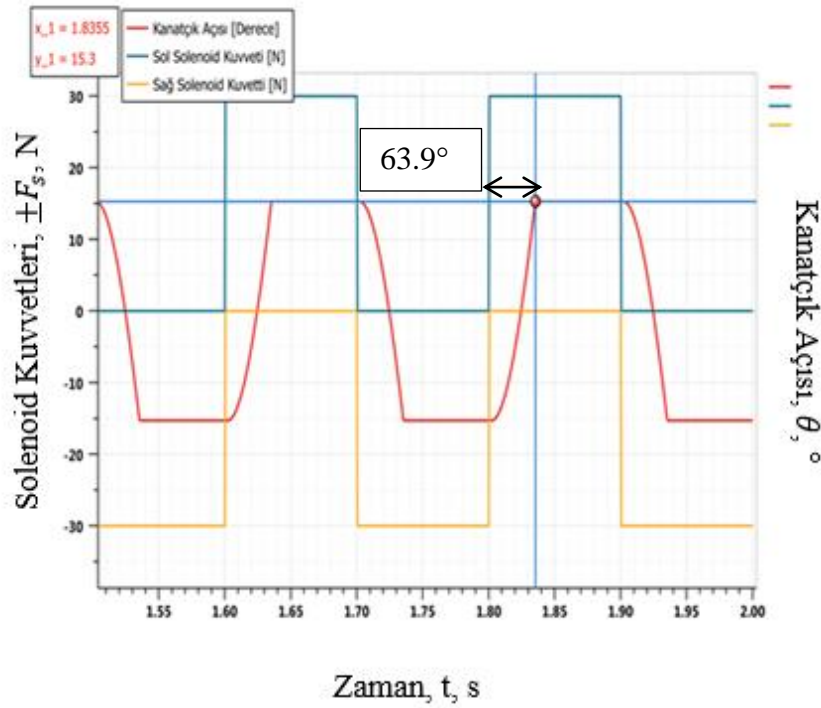
Simülasyona ait çözücünün örnekleme zamanı en az 1000 Hz'lik veriyi yakalayabilecek şekilde seçilmiştir. Simülasyon sonucu elde edilen solenoid girdi grafiği Şekil 10'da verilmiştir.



Şekil 10. Sisteme Verilen Solenoid Kuvvet Girdisinin Grafiği

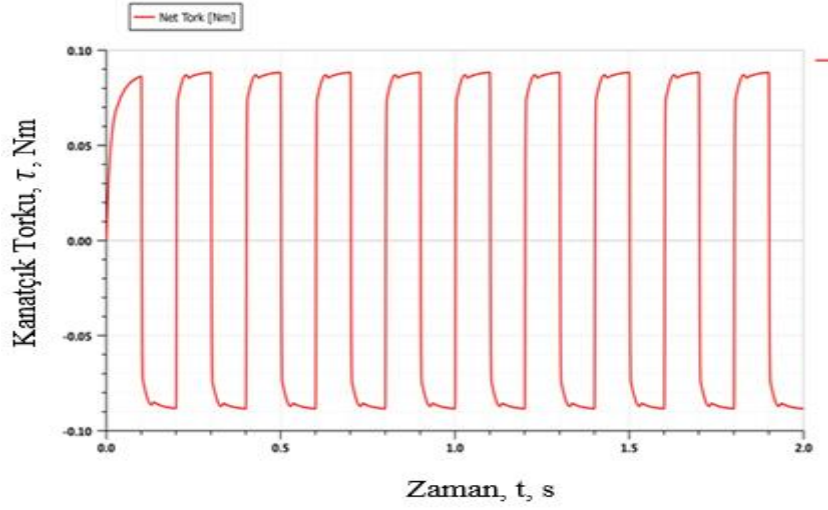
Burun hava debisi ve solenoid kuvvetlerine karşılık çıktı olarak kanatçık açısı (θ) ve kanatçık torku (τ) elde edilmektedir.

Modellemede sistem girdileri olarak burundan 120 l/dk (0,0024 kg/s) hava debisi ve solenoidlerin çalışma kuvveti 30 N verildiğinde oluşan kanatçık çıktıları 5 Hz hedef çalışma frekansında Şekil 11 ve Şekil 12’de gösterilmiştir. Akışkan dinamiğini daha rahat gözlemlemek için simülasyonlarda solenoidlerin yüksek frekans cevabına (>100 Hz) sahip olduğu varsayılmıştır.



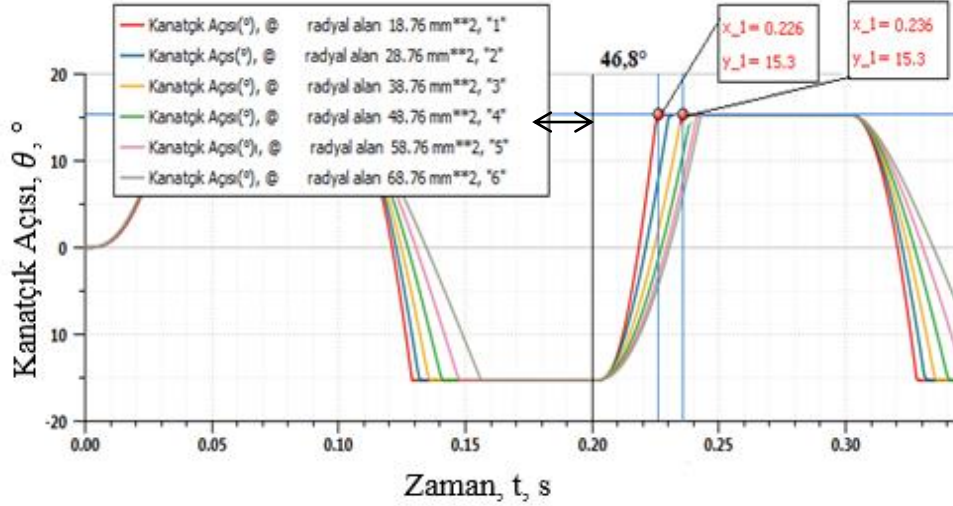
Şekil 11. Amesim Solenoid Komut Girdileri ve Kanatçık Açısı Çıktısı

Şekil 11 incelendiğinde 5 Hz’deki 30 N’luk solenoid komut girdisine karşılık kanatçığın $\pm 15^\circ$ aralığında başarıyla hareket ettiği gözlenmiştir. Hesaplanan faz farkı $63,9^\circ$ ’dir. Şekil 12’de basınç farkı sayesinde kanatçık üzerinde oluşturulan net tork gösterilmiştir. Maksimum net tork 0,09 Nm olarak ölçülmüştür.



Şekil 12. Amesim Kanatçık Tork Çıktısı

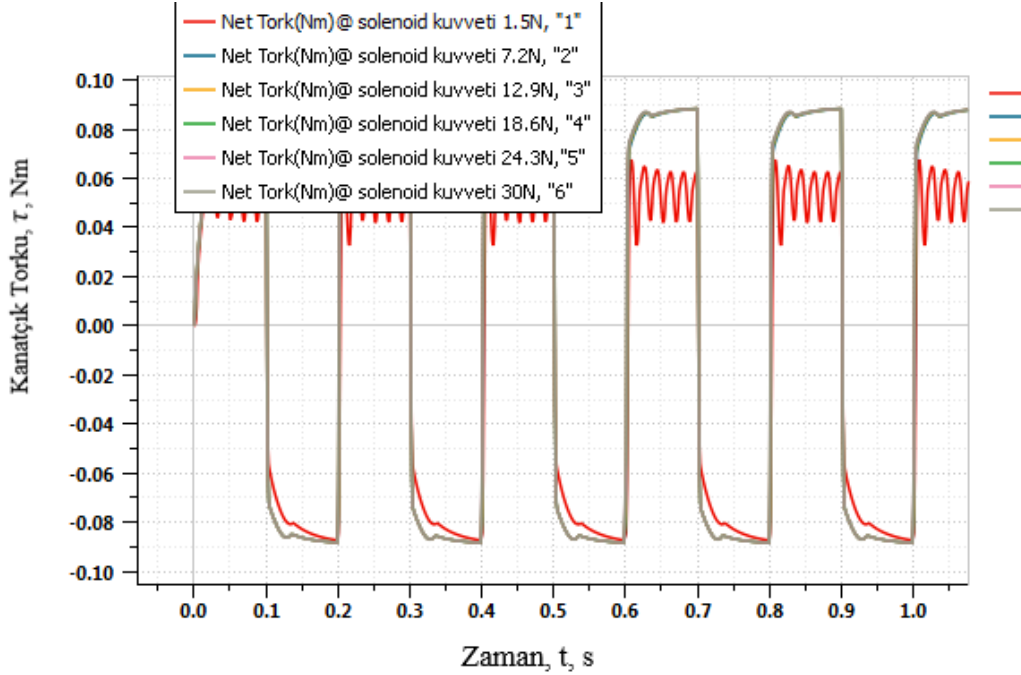
Varsayılan parametreler ve sınırlamalar sonucunda elde edilen çıktıların değerlendirilmesi için (16) ve (17) nolu eşitliklerdeki kritik parametreler incelenmiştir. Farklı değerlerdeki radyal orifis alanlarının (A_r) açısı çıktısı (θ) üzerine etkisi Şekil 13'teki gibi simüle edilmiştir.



Şekil 13. Farklı Radyal Orifis Alanlarına (A_r) Bağlı Olarak Açısı (θ) Çıktıları

Şekil 13'e göre radyal orifis alanının küçülmesi açının hedefe yükselme zamanını kısaltmaktadır. Varsayılan alan değerinde ($38,76 \frac{mm^2}{0,1} mm$ boşluk) faz farkı $63,9^\circ$ iken, radyal alan $18,76 mm^2$ ($\sim 0,05 mm$ boşluk)'ye eşit olduğunda faz farkı $46,8^\circ$ 'ye düşmüştür. Radyal alanın düşürülmesi ile bant genişliğinin artırılacağı düşünülmektedir. Ancak mekanik toleransların daralması ($< 0,1 mm$) üç boyutlu yazıcı ile üretim gibi ucuz imalat yöntemlerinin devre dışı kalmasına sebep olabilecektir. Ayrıca dar toleranslar verilmesi kanatçığın burun gövdesine sürtme riskini artırmaktadır (salgı, boşluk vb. sebebiyle).

Simülasyonlarda kullanılan girdi solenoid kuvveti 30 N olarak seçilmiştir. Bu kuvvetin azalması ile oluşan etki Şekil 14'te irdelenmiştir.



Şekil 14. Farklı Solenoid Kuvvetlerinin (F_s) Tork Çıktısına (τ) Etkisi

Şekil 14'teki veriler incelendiğinde solenoid kuvvetinin 30 N'dan belirli bir mertebeye kadar düşürülmesinin kanatçık tork çıktısında anlamlı bir değişiklik yaratmadığı anlaşılmaktadır. Ancak kritik bir eşikten sonra, solenoid, kapakçığa

istenilen yer değişimini (± 1 mm) üretmekte zorlanacağı için kapakçığı tam olarak kapatamayacaktır. Dolayısıyla odalarda oluşan basınç düşüşü sebebiyle tork kaybı yaşanacaktır. Simülasyondaki mevcut solenoid yerine daha düşük kapasiteye sahip bir solenoid kullanılabileceği değerlendirilmiştir (~ 3 N). Ancak solenoid kapasitesi optimize edilirken mühimmatın uçuşu esnasında solenoid eyleyici ekseninde oluşabilecek titreşim veya yükler ayrıca değerlendirilmelidir. Örneğin; 3 N kuvvet kapasitesine sahip bir solenoide, uçuş ivmeleri sonucunda solenoid eyleyici eksenine 5 N'luk bir yük olarak etkir ise, kapakçık ve mühimmat kontrol edilemez hale gelecektir. Ek olarak, düşük solenoid kuvvetlerinde (< 2 N) pozisyon cevabına ait simetrisinin de bozulduğu Şekil 14'te görülmektedir.

Sonuç ve Tartışma

Bu makalede, ucuz ve basit yapıdaki parçalardan oluşan bir elektro-pnömatik kontrol tahrik sisteminin literatürden esinlenerek tasarlanan katı modeli ve simülasyon (Amesim) sonuçları incelenmiştir. İlk olarak literatürdeki benzer uygulamalar için türetilen eşitlikler temel alınarak matematiksel eşitlikler derlenmiştir. Ortaya koyulan matematiksel eşitlikler doğrusal değildir ve analitik olarak çözülmesi mümkün olmamaktadır. Bu sebeple Amesim yazılımı ile simülasyon modeli oluşturulmuştur. Simülasyonlarda kullanılan girdi ve parametreler tasarlanan katı model esas alınarak belirlenmiştir. Simülasyonlar sistemin frekans cevabı hedefi olan 5 Hz'de gerçekleştirilmiştir. Bu frekansta ve DGM sinyalinin sabit %50 çalışma oranında (pulse ratio) verilen girdi sinyaline karşılık çıktılar elde edilmiştir. Ayrıca hava debisi 120 l/dk (0,0024 kg/s) ve solenoid eyleyici kuvveti 30 N (frekans cevabı > 100 Hz) girdi olarak varsayılmıştır. Bu girdiler sonucunda elde edilen ana çıktılar kanatçık açısı ve torkudur. Şekil 11 incelendiğinde, kanatçık açısının komut girdilerini başarıyla takip ettiği gözlenmiştir. 5 Hz'de gerçekleşen bu simülasyonda faz farkı $63,9^\circ$ 'dir. Kanatçık üzerine etkiyen maksimum net tork 0,09 Nm olarak hesaplanmıştır.

(16) ve (17) nolu eşitliklerdeki kritik parametreler incelenerek kanatçık radyal alanının (A_r), kanatçık açısı çıktısına olan etkisi simülasyonlarla gözlenmiştir. Simülasyonlar sonucunda radyal alanın düşürülmesi ile KTS bant genişliğinin arttığı tespit edilmiştir. Burun hava debisinin kesilmesi durumunda, oda basınçları dengelenecek ve KTS çalışamaz hale gelecektir.

Bir diğer simülasyon çalışmasında solenoid kuvveti 30 N'dan daha küçük değerlerde girdi olarak beslenmiştir. Solenoid kuvvetinin belirli bir değere kadar düşürülmesi kanatçık tork çıktısına anlamlı bir etki yaratmamaktadır. Böylece solenoid eyleyici kapasitesinin optimize edilebileceği (<3 N) tespit edilmiştir. Solenoid kuvvetini doğrudan etkileyen besleme voltajının ve/veya DGM çalışma oranının (pulse ratio) değiştirilmesiyle kontrolcü hassasiyetinin artırılacağı yorumlanmaktadır.

Amesim simülasyon ve modelleme çalışmaları ile imalatı yapılması planlanan elektro-pnömatik KTS'nin prototip sayısı en aza indirgenmiştir. Deney tasarımı (design of experiments/DOE) gerektiren durumlarda diğer girdi ve parametrelerin de etkisi simülasyonlarla gözlemlenerek deney sayısı azaltılabilecektir.

Solenoid kapasitesinin optimize edilmesi sonucunda gereksiz hacim ve boyutta ürün seçilmesinin önüne geçilmiştir. Günümüzde mühimmat içi hacim bütçesi giderek azalırken, düşük boyutlarda cihazların kullanılması paketleme ve imalat açısından önem kazanmaktadır. Ayrıca kritik parametrelerin etki aralığı simülasyonlarla irdelenerek, parçaların imalat yöntemi ve toleransları tespit edilebilmektedir. Böylece gereksiz hassas üretim yapılması, iş gücü, para ve zaman kaybı engellenecektir.

Gelecek çalışmalarda, diğer parametre ve girdilerin çıktılar üzerindeki etkisinin irdelenmesinin faydalı olacağı düşünülmektedir.

Extended Summary

Introduction

Most conventional guided missile Control Actuation System (CAS) have electro-mechanical or hydraulic servo actuators. The servo actuators are complex and have high costs. Besides, some parts of the systems require special or precise production methods. A pressure source/supply is mostly used in electro-pneumatic actuators (Abd-Altief et al., 2006). Thus, a low cost electro-pneumatic actuation system with air intake is modelled and its critical parameters are investigated by using Amesim simulation model. The control actuation is provided by two linear solenoids driven by Pulse Width Modulation (PWM) signal. It is assumed that the guided missile flies at 0.8 Mach. To understand the compressible air dynamics and analyze frequency response of the actuation system at 5 Hz, Amesim simulation software is used. To analyze the fluid dynamics at 5 Hz, it is also supposed that the

forces are exerted by solenoids are enough to eliminate effects of the solenoids on the actuation system.

Electro-Pneumatic CAS System Design and Theoretical Background

The parts of an electro-pneumatic control system, consisting of a nose inlet, air vane, solenoids, chamber volumes and orifices. In this system, the air intake coming from nose inlet will be directed to two chambers which are separated from each other with air vane structure. The chambers have variable outlet orifices which are controlled by a valve spool actuated by two solenoids (on-off control). Thus, the pressures in air chambers can be manipulated thanks to the spool movement. The difference between the pressures acting on left and right side of the air vane is used to control guided missile.

The mathematical model of the electro-pneumatic system consists of three parts: Air pressure dynamic model, air vane dynamic model and valve spool model.

Simulation and Modelling of Dynamic System

The electro-pneumatic CAS is modelled with Amesim simulation software to understand the dynamic behavior of system. Mass flow rate through missile nose inlet and solenoid force are input in the Amesim model. It is firstly assumed that the mass flow rate is 0.0024 kg/s, the vane angle mechanical limits between $\pm 15.3^\circ$ and the exerted forces by solenoids are sufficient to move the valve spool. It is aimed that the frequency response of the CAS is higher than 5 Hz. Thus, two PWM (constant 50% pulse ratio) signals at 5 Hz and with 180° phase shift are given to the simulation model to simulate solenoid forces.

The frequency response of solenoid depends on displacement and reaction force created during valve spool motion. However, it is also assumed that the solenoids have high frequency response (>100 Hz) to examine fluid dynamics.

Conclusion

In this paper, a simple (on-off) and low cost electro-pneumatic control actuation system modelled and simulated. The nonlinear mathematical equations are derived from literature studies. The simulation model is created to understand the system's dynamic behavior. Some parameters of the simulation model are taken mainly from 3D computer aided design (CAD) model designed in the paper. The

simulations are performed at 5 Hz and the air vane angle follows input commands at 5 Hz successfully with 63.9° phase shift (Fig. 11). The maximum net torque on air vane is about 0.09 Nm (Fig. 12). The critical parameters in Eq. 16 and Eq. 17 are examined and then the effect of air vane radial orifice (A_r) on the air vane angle output is investigated by simulations. It is also determined that bandwidth of the actuation system increases with decreasing the radial area according to a batch run in Amesim. Furthermore, solenoid force can be reduced (<3 N) to optimize solenoid actuator's capacity and volume with respect to simulation results in Fig. 14.

In this study, a high number of prototype of the CAS and labor cost are reduced thanks to the modelling and simulation works. Some of machining operations are also eliminated thanks to the simulations.

It is thought that the investigation of the effect of other critical parameters and inputs on the outputs can be useful in future works.

Kaynakça

Makaleler

- Abd-Altief, M.A., El-Sheikh, G.A., and Dogheish, M.Y. (2006). Anti-Tank Guided Missile Performance Enhancement Part-1: Hardware in the Loop Simulation, *Proceedings of the 5th ICEENG Conference*.
- Gade, M.M., Mangrulkar, K.K. (2018). Modeling and PWM Control of Electro-Pneumatic Actuator for Missile Applications. *IFAC Papers Online*, 51(1), 237-242.
- Hejrati, B., Najafi, F. (2012). Accurate Pressure Control of a Pneumatic Actuator with a Novel Pulse Width Modulation–Sliding Mode Controller Using a Fast Switching On/Off Valve. *Proc IMechE Part I: Journal of Systems and Control Engineering* 227(2), 230–242.
- Kamari, A., Mohammadi, A.H., Bahadori, A., Zendehboudi, S. (2014). Prediction of Air Specific Heat Ratios at Elevated Pressures Using a Novel Modelling Approach. *Chemical Engineering & Technology*, 37(12), 2047–2055.
- Krivts, I.L. (2004). Optimization of Performance Characteristics of Electropneumatic (Two-Stage) Servo Valve, *ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 126, p. 416.

- Qiao, G., Liu, G., Shi, Z., Wang, Y., Ma, S. and Lim, T.C. (2018). A Review of Electromechanical Actuators for More/All Electric Aircraft Systems. *Proc IMechE Part C: J Mechanical Engineering Science*, 232(22), 4128-4151.
- Richer, E. and Hurmuzlu, Y. (2000). A High Performance Pneumatic Force Actuator System: Part I: Nonlinear Mathematical Model, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 122, 416-425.
- Richardson, R., Plummer, A.R., Brown M. (2006). Modeling and Simulation of Pneumatic Cylinders for a Physiotherapy Robot, School of Mech. Eng., University of Leeds, UK.
- Zhou, M., Mao, D., Zhang, M., Guo, L., Gong, M. (2018). A Hybrid Control with PID–Improved Sliding Mode for Flat-Top of Missile Electromechanical Actuator Systems. *Sensors* (Basel), 18(12), 4449.

Web Kaynakları

- Davis, M.A. (1984). *High Performance Electromechanical Servoactuation Using Brushless Dc Motor*. https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Technical_Bulletins/Technical_Bulletion_150.pdf adresinden alınmıştır.
- Dihovicni, D., Medenica, M. (2011). *Mathematical Modelling and Simulation of Pneumatic Systems*. <https://cdn.intechweb.org/pdfs/14402.pdf> adresinden alınmıştır.
- Thayer, W.J. (1988). *Electropneumatic Servoactuation an Alternative toHydraulics for Some Low Power Applications*. https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Technical_Bulletins/Technical_Bulletin_151.pdf adresinden alınmıştır.

Yazarı Belli Olmayan Web Site Kaynakları

- Amesim (2016), 21 Haziran 2020'de <https://analizsimulasyon.com/amesim/> adresinden alınmıştır.
- 9K115 Metis (2010), 21 Haziran 2020'de <https://www.armedconflicts.com/9K115-Metis-9-1050-115-1052-1077-1090-1080-1089-t26889#360912> adresinden alınmıştır.

- Pneumatic Wing and Tail Actuators (2009), 21 Haziran 2020'de <https://www.cobhammissionsystems.com/tactical-control-systems/weapon-control-and-actuation-systems/pneumatic-wing-and-tail-actuators/docview/> adresinden alınmıştır.
- Thermodynamics-Basic Concepts (2001), 21 Haziran 2020'de <https://durhamcollege.ca/wp-content/uploads/Thermodynamics-Basic-Concepts.pdf> adresinden alınmıştır.
- Actuation Solutions, 21 Haziran 2020'de <https://aerospace.honeywell.com/content/dam/aero/en-us/documents/learn/products/actuation/brochures/N61-1575-000-001-ActuationSolutions-bro.pdf> adresinden alınmıştır.
- 9M113 Kornet (2014), 21 Haziran 2020'de <http://vieclam.laodong.com.vn/vu-khi/suc-manh-ten-lua-sieu-khung-kornetem-cua-nga-189873.bld> adresinden alınmıştır.
- AT-14 Kornet (2012), 21 Haziran 2020'de <http://anwaralsharrad-mbt.blogspot.com/2012/08/at-14-kornet.html> adresinden alınmıştır.
- Servo Valves (2018), 21 Haziran 2020'de https://www.moog.com/literature/ICD/Moog_ServoValves_72Series_Catalog_en.pdf adresinden alınmıştır.
- Mach Sayısı ve Süpersonik Uçuş (2019), 21 Haziran 2020'de <https://www.muhendisbeyinler.net/mach-sayisi-ve-supersonik-ucus/> adresinden alınmıştır.
- Speed Regimes (2015), 21 Haziran 2020'de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/lowsb.html> adresinden alınmıştır.
- Precision Guidance Kit (PGK) (2015), 21 Haziran 2020'de https://ndiastorage.blob.core.usgovcloudapi.net/ndia/2015/armament/wed17409_Hunter.pdf adresinden alınmıştır.
- Innovations in Flight Control Systems and Subsystems (2011), 21 Haziran 2020'de <https://www.parker.com/Literature/Control%20Systems%20Division/CSD%20literature/CSDBrochure.pdf> adresinden alınmıştır.

Patent

- Dryer, R. (2009). Projectile Control Device. U.S Patent No. 20,100,237,185A1. United States Patent Application Publication.