

HİBRİT YAKITLI ROKET MOTORU ATEŞLEME/TEST DÜZENEĞİ TASARIMI

Ali Emre SAMUR*

Hv.K.P.P.Bşk.lığı
esamur@hvkk.tsk.tr

Abdurrahman HACIOĞLU

Hava Harp Okulu
HUTEN Md.lüğü
hacioglu@hho.edu.tr

Arif KARABEYOĞLU

Koç Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi
akarabeyoglu@ku.edu.tr

Geliş Tarihi: 01 Aralık 2015, Kabul Tarihi: 30 Ocak 2016

ÖZET

Hibrit yakıtlı roket motorları, kimyasal roket motorlarının görece az araştırılmış alanıdır. Kullandıkları yakıt ve oksitleyiciler farklı formlarda olduğu için emniyetli ve ucuzdurlar. Ancak büyük ölçekli yükleri uzay ortamına taşıyacak kadar yüksek itki seviyelerine henüz ulaşmamışlardır. Düşük yanma hızı, yanma kararsızlıkları, yakıt çeşitleri gibi alanlarda yapılacak gelişmeler ile giderek artan uzay araştırmalarında yerini alacaktır.

Bu makalede laboratuvar şartlarında çalıştırılacak bir hibrit roket motorunun tasarımı ve bu tasarıma esas hesaplamaları yapılmıştır. Disiplinlerarası bir çalışma gerektiren bu tasarımda motor bloğu detaylı olarak tasarlanmış, diğer bileşenleri ise tasarıma yönelik açıklanmıştır. Kolay bulunurluk ve ekonomik oluşları nedeniyle yakıt olarak PMMA, oksitleyici olarak da gaz oksijen seçilmiştir.

Eksenel akışlı hibrit motorda tek nokta enjeksiyon ile tek silindirik portlu yakıt çekirdeği incelenmiştir. Veri toplama düzeneğinin de sisteme dahil edilmesi ile motor üzerinden anlık sıcaklık ve basınç bilgileri alınarak çalışmalara esas değerler kayıt altında alınabilir. Veri toplama düzeneğine ait ana bileşenler ilgili bölümde açıklanmıştır.

Hibrit motor bileşenleri, ana oksitleyici sistemi, ateşleme sistemi ve veri toplama sistemi elemanları incelenmiştir. Yapılan hesaplamalara göre şekillenen motor, yapılabirlik açısından piyasada hazır bulunan ürünlerle uyumlu olacak şekilde kurgulanmıştır. Halihazırda ülkemizde üzerinde çalışma yapılabilecek kurulu bir hibrit roket motoru test düzeneği bulunmamaktadır. Bu tezde motor bloğunun detay, tüm sistemin ise kavramsal tasarımı yapılmıştır. İhtiyaç duyulan fon ve uygun çalışma takviminin sağlanması durumunda bu tasarım gerçekleştirilerek ülkemizin ilk hibrit roket motoru test düzeneği olarak yerini alabilir.

Anahtar Kelimeler: Hibrit Roket Motoru, Roket İtkisi, Gaz Oksijen, PMMA.

HYBRID ROCKET ENGINE TEST FACILITY DESIGN

ABSTRACT

Hybrid rocket engines is relatively less researched subject of chemical rockets. Using fuel and oxidizer in different phases hybrids are safe and cheap. Yet, they are not generating enough thrust to deliver heavy payloads to edge of space. Continuing researches on low regression rates, combustion instabilities and propellant diversity would carry this very subject to space.

In this essay, a lab-scale hybrid rocket engine is designed and performance calculations of this design is executed. As an interdisciplinary study, hybrid facility's engine components are detail-designed, other components are explained as an input. PMMA and gaseous oxygen are chosen as fuel and oxidizer respectively due to their ease of availability and low-cost.

Axial flow hybrid motor with a single injector is examined, including single port fuel grain. With the addition of DAQ sub-system, it would be available to record instant pressure and temperature values to study on. The main components of DAQ sub-system are included in related chapter.

* Sorumlu Yazar

Hybrid engine components, main oxidizer system, ignition system and data acquisition system is studied in this thesis. Hybrid engine, shaped according to calculations, is modified to be compatible with off the shelf products for the ease of manufacture.

Our country does not accommodate any ready-to-use hybrid rocket test facility. With the finding of sufficient funds and appropriate schedule it's not a matter of subject having the first facility in Turkish Air Force Academy.

Keywords: Hybrid Rocket Engine, Rocket Propulsion, Gaseous Oxygen, PMMA.

1. GİRİŞ

Hibrit yakıtlı roket motorları emniyetli oluşları ve kolay üretilebilirlikleri nedeniyle giderek genişleyen bir yelpazede kullanım alanı bulmaktadır. Fırlatma sistemlerinden uzayda itkiye, taktik silahlardan sıcak gaz jeneratörlerine kadar birçok alan, bu itki sisteminin katılımıyla yeni bir bakış açısı kazanmaktadır. Büyük ölçekli sistemleri kullanıma giden süreçte tasarım ve üretime dair tüm bilinmeyenler daha küçük ölçekli modeller üzerinde defalarca denenerek gerçekte karşılaşılması muhtemel hatalar en aza indirgenmeye çalışılmaktadır. Bu uygulama, devletlerin fonladığı devasa projelerden, özel sektörün de sahnede yer aldığı ticari rekabete kadar tüm yelpazede değişmeyen bir kuraldır. Hibrit roket itki sistemleri üzerinde söz sahibi olabilmek için atılması gereken ilk adım da küçük ölçekli bir deney düzeneğine sahip olarak özgün araştırmalar yapmaktır.

İtki, geniş anlamda bir cismin hareket halini değiştirmeye yarayan erk olarak ifade edilebilir. İtki sistemleri, durağan bir kütleli harekete geçirmek, hareketin şiddetini değiştirmek veya harekete karşı koyan kuvvetlerin üstesinden gelmek için kullanılan mekanizmalardır. Jet itkisi de, bir sistemden dışarıya püskürtülen yakıt momentumunun sistemde yarattığı tepki ile sağlanan itkidir. Jet itkisinin bir alt başlığı olan roket itkisinde, depolanan yakıt ve oksitleyicinin yanma odasında yakılarak lüleden püskürtülmesi ile itki sağlanır. Bu enerji dönüşümünü gerçekleştiren mekanizmalara da roket motoru denir.

Hibrit yakıtlı roket motorları katı ve sıvı yakıtları bir arada kullanırlar. Oksitleyici olarak sıvı kullanılan bir motorda, yakıt olarak karbon bazlı yakıt çekirdeği kullanılır. Katı yakıt üzerine püskürtülen sıvı oksitleyici sayesinde başlayan yanma sonucu ortaya çıkan sıcak gazlar, bir lüle ile yüksek hızlara genişletilerek dışarı atılır ve itki sağlanır. Katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarına benzer gözüke de farklı çalışma prensiplerine sahiptir. Bu çalışmada amaç, üzerinde akademik çalışmalar yapılabilecek laboratuvar ölçekli bir hibrit roket motorunun imalatına esas tasarımını yapmaktır.

Kimyasal roket ailesi içerisinde sıvı ve katı yakıtlı motorlara nazaran hibrit motorların karakteristikleri farklıdır. Bu farklılıklar avantaj ve dezavantajları da

beraberinde getirir. Avantajlarından bahsederek başlarsak;

1) Güvenli oluşu. Kullanılan yakıt stabil ve kolayca işlenebilir olduğu için patlama riski taşımamaktadır. Bu sayede hâlihazırda yürürlükte olan ticari taşımacılık ve depolama usulleri ile kullanımı mümkündür.

2) Kolay takat kontrolü ve itki sonlandırma. Oksitleyici debisinin (m_o) kontrolü ile motorun ürettiği itki miktarı arzu edilen seviyeye ayarlanabilir. Benzeri uygulama sıvı yakıtlı roket motorlarında da olmakla birlikte, iki farklı sıvıyı yanma kararsızlığına meydan vermeyecek şekilde kontrol etmek daha zordur. Motoru susturmak ve itkiyi sonlandırmak için yapılması gereken tek şey ise oksitleyici akışını sonlandırmak ve yanmayı durdurmaktır. Yanma sonucu açığa çıkan kimyasalların reaksiyon sonlanma süresine göre gerekirse azot üfleme gibi yöntemlerle de nihai sonlanma sağlanabilir.

3) Yakıt çekirdeği dayanımı. Katı yakıtlı roket motorlarının aksine hibrit motorlar yakıt çekirdeğindeki deformasyonlara, çatlaklara karşı oldukça toleranslıdır. Çünkü yanma, yakıt yüzeyinde değil, yanma odası boyunca oksitleyici ile temas halinde olan alev tabakasında gerçekleşir.

4) Yakıt çeşitliliği. Katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan yakıtlara nazaran hibrit yakıtlı roket motorlarının yakıt yelpazesi oldukça geniştir. Yakıt olarak kömür, odun, kağıt gibi temel malzemelerden karmaşık kimyasallara (PMMA, HTPB) kadar uzanan bir zarf mevcuttur. Yakıt katkıları, oksitleyici çeşitleri gibi alternatifler ile yüksek enerji seviyelerine daha kolay erişilebilir.

5) Sıcaklık toleransı. Harici sıcaklığın yanma üzerindeki etkisi oldukça düşük olduğundan motorun çalıştırılacağı ortam sıcaklığının herhangi bir tahditi yoktur. Katı yakıtlı roket motorlarında ise ortam sıcaklığı yanma odası basıncını etkilediğinden önemlidir.

6) Düşük maliyet. Hibrit sistemlerin toplam operasyonel maliyetleri muadillerine göre düşüktür. Bu avantajı sağlayan iki temel unsur ise güvenli olmaları ve stabil yakıt çekirdeğidir. Mevcut ticari uygulamalar ve standartlar üzerinde değişiklik

yapılmadan üretim, nakliye, depolama ve kullanım sağlanabilir. Yakıt üretiminin kolay ve ucuz olması ile üretimden fırlatmaya dek uzanan yelpazede ihtiyaç duyulan tüm tesisler bir kampüs içerisinde toplanabilir.

Ancak, yukarıda sayılan avantajlarının yanısıra hibrit yakıtlı roket motorları kendine has handikaplara, dezavantajlara da sahiptir. Konuyla ilgilenen bilim insanları bu zaafı en aza indirmek için çalışmalara devam etmektedir. Temel başlıklar halinde dezavantajlardan bahsedecek olursak;

1) Düşük yanma hızı. Oksitleyici ile reaksiyona girerek yanmaya başlayan yakıt, roketten beklenen anlık kuvveti oluşturma açısından, katı yakıtlı motorlara nazaran daha yavaş yanar. Bunun nedeni ise yanmanın yüzeylerden buharlaşan yakıt ile olması ve bu buharlaşmanın yeterince hızlı olmamasıdır. Ancak uzun süreli düşük takat ihtiyaçlarında (hedeffüzesi, gaz üreteçleri gibi) bu karakteristik davranış önemli bir yer tutmaktadır.

2) Düşük çekirdek yoğunluğu. Düşük yanma hızını bertaraf etmek için kullanılan en yaygın yöntem çoklu yakıt çekirdeği geometrisi olmuştur. Özellikle bir ayak (foot) çapından daha büyük motorlarda yapılan bu uygulamada, yakıt daha büyük hacimlerde muhafaza edildiğinden, yoğunluk azalmaktadır. Ayrıca her bir ayrı geometrinin uç kısımlarında kalan yanmamış atıl yakıtlar (fuel sliver) verimliliği azaltır.

3) Yanma verimliliği. Sıvı ve katı yakıtlı roket motorlarına kıyasla hibrit motorların yanma verimleri %1-2 kadar daha düşük değerlerde gerçekleşir. Ancak katı yakıtlı roket motorlarıyla kıyaslandığında özgül impuls değeri daha yüksek olduğundan verimin etkisi düşük kalır.

4) Karışım oranı (O/F). Yanma süresince yanma yüzeyi büyüdüğü için (yakıt çekirdeğinin iç çapı giderek büyür ve dış çapa ulaşır) yakıt karışım oranı zamanla teorik değerden uzaklaşır. Ancak başlangıç için seçilen uygun bir oranla bunun üstesinden gelinebilir. İç balistik hesaplamalara göre bu sapma %1'in altındadır.

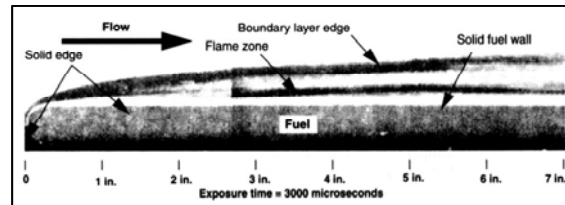
5) Yavaş geçiş. Takatlanmaya tepki (ateşleme, takat değişikliği, sonlandırma) genellikle yavaştır. Ancak yenilenebilirliğin daha önemli olduğu pratik uygulamada bu durum göz ardı edilebilir.

Tablo 1. Tipik Yakıtlar ve oksitleyiciler.

Fuel	Oksidizer	Optimum O/F	Sea level I_{sp} , s	c^* , ft/s
HTPB	LOX	1.9	280	5972
PMM(C ₅ H ₈ O ₂)	LOX	1.5	259	5449
HTPB	N ₂ O	7.1	247	5264
HTPB	N ₂ O ₄	3.5	258	5456
HTPB	RFNA	4.3	247	5219
HTPB	FLOX(O _F ₂)	3.3	314	6701
Li/LiH/HTPB	FLOX(O _F ₂)	2.8	326	6950
PE	LOX	2.5	279	5877
PE	N ₂ O	8.0	247	5248
Paraffin	LOX	2.5	281	5920
Paraffin	N ₂ O	8.0	248	5268
Paraffin	N ₂ O ₄	4.0	259	5469
HTPB/Al(40%)	LOX	1.1	274	5766
HTPB/Al(40%)	N ₂ O	3.5	252	5370
HTPB/Al(40%)	N ₂ O ₄	1.7	261	5509
HTPB/Al(60%)	FLOX(O _F ₂)	2.5	312	6582
Cellulose (C ₆ H ₁₀ O ₅)	GOX	1.0	247	5159
Carbon	Air	11.3	184	4017
Carbon	LOX	1.9	249	5245
Carbon	N ₂ O	6.3	236	4992
<i>Cryogenic hybrids</i>				
Pentane(s)	LOX	2.7	279	5870
CH ₄ (s)	LOX	3.0	291	6140
CH ₄ (s)/Be(36%)	LOX	1.3	306	6292
NH ₃ (s)/Be(26%)	LOX	0.47	307	6452
<i>Reverse hybrids</i>				
JP-4	AN	17.0	216	4651
JP-4	AP	9.1	235	5007
JP-4	NP	3.6	259	5476

2. YÖNTEM

Hibrit motorlar sıvı ve katı yakıtlı motorların bileşimi gibi görünse de tamamen farklı bir teori üzerinde çalışırlar. Bunun nedeni de makro ölçekteki türbülanslı difüzyon alev tabakasıdır. Schilieren görüntüleme tekniği ile fiziksel olarak görüntülenen bu yapı Marxman (1964) tarafından geliştirilen teorisinin temelini oluşturmaktadır.



Şekil 1. Hibrit yanma (Cherng & Tao, 1980).

Bu teorisinin dayanağı türbülanslı bir sınır tabaka ve sınır tabaka yüzeyi ile yakıt yüzeyi arasında yer alan alev tabakasıdır. Serbest akımdan gelen oksitleyici ile yakıt hücum kenarında başlayan yanma, ince bir alev tabakası oluşturur. Alev tabakasından yakıt yüzeyine ışılan ısı ile yakıt buharlaşarak yüzeyden ayrılır ve oksitleyici ile reaksiyona girer. Bu reaksiyon kabaca stokiyometrik değerlere yakın gerçekleşir. G.Marxman tarafından geliştirilen bu model aşağıdaki kabuller üzerine kurulmuştur:

1. Yanma daimi ve süreklidir.
2. Yakıt, düz levha olarak kabul edilmiştir.

3. Katı yakıt çekirdeğinde ekzotermik reaksiyonlar gerçekleşmemektedir. (Yakıt içerisine çözünmüş oksitleyici yoktur.)

4. Oksitleyici gaz, yanma odasına homojen ve tek fazda girmektedir.

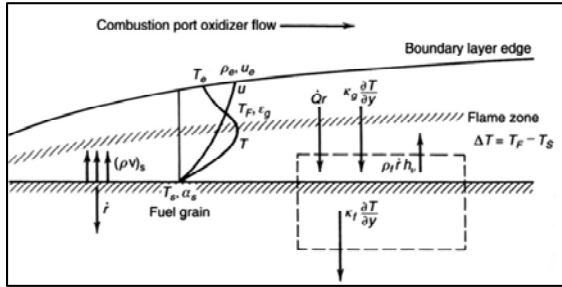
5. $Le = Pr = 1$

6. Roket motoru cidarlarından ısı kaybı gerçekleşmemektedir. (Adyabatik sistem kabulü)

7. Tüm kinetik etkiler göz ardı edilmiştir. (Reaksiyonların karakteristik zamanı, difüzyon için gereken karakteristik zamandan çok kısadır.)

8. Alev tabakası çok incedir ve bu tabakanın altında oksitleyici yoktur.

9. Oluşan sınır tabaka, türbülanslı sınır tabakadır.



Şekil 2 Sınır Tabaka (Chiaverini & Kuo, 2007).

Bu kabullerden yola çıkarak teorinin matematik alt yapısını incelenirse ilk iş olarak yakıt yüzeyindeki ısı denge durumu ifade edilir.

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f h_v = \rho_f \dot{r} h_v = (\rho v)_w h_v \quad (1)$$

Bu denklemdeki \dot{Q}_w ifadesi katı haldeki yakıt yüzeyine ısı akısıdır. Birim zamanda kontrol hacmini terk eden yakıt miktarı ve o yakıtı katı halden buharlaştırmak için gereken ısı miktarının çarpımı ile ifade edilir. Gazlaşma ısısı olan h_v değeri belirlenen bir yakıt için katı halde ısınma, erime ve gaz hale geçme işlemlerinde ihtiyaç duyulan toplam ısı miktarıdır. Yakıt yüzeyine ısı taşınımının sadece iletim ile olduğu kabulünden hareketle;

$$\dot{Q}_w = \dot{Q}_c = - \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial h}{\partial y} \right)_w \quad (2)$$

denklemini elde edilir. Stanton sayısının tanımından hareketle

$$C_H \equiv \frac{\dot{Q}_c}{\rho_b u_b \Delta h} \Delta h = h_b - h_w \quad (3)$$

$$\rho_f \dot{r} = G_f = \frac{\dot{Q}_c}{h_v} = C_H \rho_b u_b \frac{\Delta h}{h_v} \quad (4)$$

yazılabilir. Yüzey ısı akısı

$$\dot{Q}_s = h(T_f - T_s) \quad (5)$$

olarak ifade edildiğinden Stanton sayısını kullanarak denklemi yeniden düzenlersek

$$\dot{Q}_s = C_H \rho_b u_b \Delta h \quad (6)$$

şeklini alır. Bu ifadedeki ρ_b ve u_b değerleri sırasıyla sınır tabaka yüzeyindeki yoğunluk ve hız değerleridir. Δh ise alev tabakası ve yakıt yüzeyi arasındaki entalpi farkıdır. Reynold analojisinden hareketle, yüzeydeki ısı transfer katsayısını yüzey sürtünme katsayısı ile bağıntılayabiliriz. Bu bağıntılamada alev tabakasının altında reaksiyon gerçekleşmediği kabulü unutulmamalıdır.

$$\frac{\dot{Q}_c}{\Delta h} = \frac{\tau_w}{u_b} \quad (7)$$

$$\tau_w = 0.5 C_f \rho_e u_e^2 \quad (8)$$

Katı yakıt yüzeyinde gerçekleşen kütle akısını bulmak için bu denklemler bir araya getirilirse

$$C_H = 0.5 C_f \frac{\rho_e u_e^2}{\rho_b u_b^2} \quad (9)$$

$$\dot{r} = \frac{C_f \rho_e u_e B}{2 \rho_f} \quad (10)$$

Burada B olarak karşımıza çıkan terim üfleme katsayısıdır. Aerodinamik ve termokimyasal değerlerle de ifade edilebilen B şu matematik üzerinden çalışır:

$$B \equiv \frac{2(\rho v)_w}{\rho_e u_e C_f} = \frac{u_e \Delta h}{u_b h_v} \quad (11)$$

Buradaki $(\rho v)_w$ değeri, yüzeyi terk eden yakıtın kütesel debisidir. Türbülanslı sınır tabaka yüzey sürtünme katsayısı yerel Reynolds sayısı cinsinden

$$C_{f0} = 0.06 Re_x^{-0.2} (5 \cdot 10^5 \leq Re_x \leq 10^7) \quad (12)$$

şeklinde ifade edilir. Denklemleri düzenlersek

$$\dot{r} = 0.03 \frac{\rho_e}{\rho_f} u_e Re_x^{-0.2} \left(\frac{C_f}{C_{f0}} \right) B \quad (13)$$

denklemini elde edilir. Marxman ve Lee'nin teorilerinden hareketle hibrit yanma hızına dair bu ifade düzenlenecek olursa

$$\dot{r}(x) = \frac{0.036}{\rho_f \mu_e^{-0.2}} G^{0.8} x^{-0.2} B^{0.23} \quad (14)$$

Burada, üfleme değerini hesaplamak zordur. Yanma modelinin gerektiği bu hesaplamada gaz faza ait denklemler, yanma hızı denkleminin sınır koşullarını oluşturduğu bir ilişkiden hareketle çözülür. Marxman karışım uzunluğu konsepti ile yaklaşık bir çözüm önermiştir. Buna göre $L/D < 25$ şartı altında B değeri sabit kabul edilebilir.

Bu kabulden hareketle, en genel anlamda yanma hızını veren denklem;

$$\bar{r} = a G_o^n \quad (n \approx 0.5 - 0.8) \quad (15)$$

olarak elde edilir. Buradaki a katsayısı yakıt bileşimi ve yanma ürünlerinin özelliklerine bağlı iken, n üsteli akışkan dinamiklerine bağımlıdır. Bu değerlerin belirlenmesinde kullanılan analitik bir yöntem yoktur. Her farklı yakıt kombinasyonu ve geometrisi için deneysel olarak belirlenmektedir. Ayrıca bu genellemede türbülanslı sınır tabakanın akımlı bölgesinden akım üstü bölgesine doğru gösterdiği değişim ihmal edilmiştir.

3. SONUÇ ve ÖNERİLER

Hibrit yakıtlı roket motoru test/ateşleme düzeneği kapsamında aksenal akışlı, tek portlu, PMMA-gaz oksijen ile çalışan bir hibrit roket motoru motor bloğunun detay tasarımı, test düzeneğinin ise tasarıma yönelik tanımı yapılmıştır. 500 psi yanma odası basıncında, 50 g/s oksitleyici debisi ile çalışacak bu motor 158 N itki üretecektir. Bu düzenek ve kazandırılmasına ihtiyaç duyulan bir test standı ile farklı deneyler gerçekleştirilebilir.

Çalışma süresince maddi kaynak tedariki gerçekleştirilemediği için nihai ürün formunda üretim yapılamamıştır. Ayrıca üretim süreci beraberinde tasarımda anlık müdahale gerektiren belirsizlikler doğuracağı için iteratif tasarım içeren akış elemanları konfigürasyonları, ateşleme sistemi detay tasarımı, veri toplama elemanları ve yazılımı konuları kapsam dışında tutulmuştur. Uygun çalışma takvimi ve maddi kaynak tesisi sonrası bir akademik dönem içerisinde bu konular da planlanarak hayata geçirilebilir.

Yakıt çekirdeği olarak PMMA kullanılmıştır. Silindirik çubuklar şeklinde hazır alımı yapılabilen bu malzeme kolay erişilebilir olmasına rağmen yakıt çekirdeği olarak çok verimli bir ürün değildir. Piyasada bulunan diğer termoplastikler, yakıt çekirdeği olarak kullanılmak üzere kürlenmiş kimyasallar da bu düzende kullanılabilir.

Oksitleyici akış kontrol elemanları olarak muhtelif tesisat malzemelerinin kullanımı önerilmiştir. Bunlar içinde en önemli olanları enjektör, orifis ve vanalardır. Enjektör ve orifis ikilisi istenen basınç ve debide oksitleyici servisi için detaylı planlanmalıdır.

Donanımın diğer bileşenleri tamamen tasarımcının inisiyatifine kalmış olup zaman ve bütçe gibi kısıtlarla şekillenecektir. Kullanılması hedeflenen konvansiyonel malzemeler ile bu tesisatın kurulumu, fon bulunması durumunda, kısa sürede gerçekleştirilebilir.

Her biri farklı disiplinlerden olmak üzere bu motor düzeneğine ait veri toplama ve kaydetme, akış kontrol, yanma kimyası gibi farklı alanlarda yapılacak bir işbirliği ile akademik yayınlar çıkarılması mümkündür.

Hava harbiyelilere roket itkisi bilgisi kazandırmak için hibrit roket motoru demosu olma özelliğini taşıyan bir düzenek 113M395 numaralı TUBİTAK projesi kurum payından fonlanarak üretilmiştir. Bu düzenek en temel seviyede hibrit yanma ve hibrit motor konusunda bir başlangıç olarak kabul edilebilir. Yapılan deneylerde roket motoru çalışma sistemi en sade ve görülür haliyle öğrencilere sunulmuştur. Yıllara sair olarak bu düzeneğin geliştirilerek etkin bir konum kazanması arzulanmaktadır.

Gelecek çalışmalara yönelik oksitleyici akış sisteminin tek olarak ele alınması ve üzerinde sayısal yöntemlerle çözüm yapılması arzulanmaktadır. Böylece farklı oksitleyiciler ile çalışılmak istendiğinde gerçekleştirilecek akış dinamikleri belirlenebilir.

Ayrıca gelişmekte olan üç boyutlu yazıcı teknolojisi ile farklı yakıt çekirdeği geometrileri üzerine çalışmalar yapılabilir. Tamamı aynı malzemeyi kullanacak olan bu yakıtlar, sadece geometrik olarak farklı olacaklarından çok uygun deney ortamları oluşturacaklardır.

Hibrit yanma konusunda temel araştırmaları yapmaya olanak sağlayacak bir yapı olmanın yanısıra, gerçekleştirilmesi durumunda bu düzenek ülkemizdeki ilk örnek olacaktır. Havacılık ve uzay çalışmalarında artan bir ivme kazanan ülkemizde böylesine bir düzeneğe sahip olmak, araştırılmaya muhtaç konularda öncülük etme imkanı doğuracaktır.

4. KAYNAKÇA

- [1] Cherng, D. L., & Tao, C. C. (1980, Aralık 10). Analysis of Hybrid Rocket Combustion. *Acta Astronautica*, s. 619-631.
- [2] Chiaverini, M., & Kuo, K. (2007). *Fundamentals of Hybrid Rocket Propulsion and Combustion* (Vol. 218). (F. Lu, Ed.) Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [3] Conley, E., & Valencia, J. (2012). *Hybrid Rocket Experiment Station for Capstone Design*. New Mexico: New Mexico State University.
- [4] Davydenko, N. A., Gollender, R. G., Gubertov, A. M., Mironov, M. M., & Volkov, N. N. (2007, 11). Hybrid Rocket Engines: The Benefits and Prospects. *Aerospace Science and Technology*, s. 55-60.
- [5] Dunn, Z., Dyer, J., Lohner, K., Doran, E., Bayart, C., Sadhwani, A., . . . Cantwell, B. (2007). Test Facility Development for the 15,000 lbf Thrust Peregrine Hybrid Sounding Rocket. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Cincinnati: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [6] Einav, O., Peretz, A., Hashmonay, B.-A., Birnholz, A., & Sobe, Z. (2009). Development of a Lab-Scale System for Hybrid Rocket Motor Testing. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [7] *Electric Actuators*. (2015, 05 01). Swagelok: www.swagelok.com adresinden alınmıştır
- [8] Gomes, S. R., Junior, L. R., Rocco, J. A., & Iha, K. (2011). Design and Testing of a Hybrid Rocket Motor. *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [9] Grosse, M. (1997). Development Work On a Small Experimental Hybrid Rocket. *33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Seattle: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [10] *Jefferson 2026 Series*. (2014, 12 10). Jefferson: www.jefferson.com adresinden alınmıştır
- [11] Karabeyoğlu, M. A. (2008). *Hybrid Rocket Propulsion for Future Space launch*. California: Space Propulsion Group Inc.
- [12] Karabeyoğlu, M. A. (2013). *AA 284a / MECH 427 Advanced Rocket Propulsion*. İstanbul: Koç Üniversitesi.

ÖZGEÇMİŞLER

Hv.Svn.Ütgm. Ali Emre SAMUR

2008 yılında Hava Harp Okulu, Havacılık Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. 2008 –2013 yılları arasında Türk Hava Kuvvetleri'nin çeşitli birliklerinde görev yaptı. 2015 yılında Hava Harp Okulu Komutanlığı Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda yüksek lisansını tamamladı. Halen Hv.K.P.P.Bşk.lığı'nda Hv.Svn.Sis. Proje Yönetim Subayı olarak görev yapmaktadır.

Prof.Dr.Hv.Müh.Alb. Abdurrahman HACIOĞLU
İTÜ Uçak ve Uzay Fakültesi Uçak Mühendisliği bölümünden 1991 yılında mezun oldu. 1991-1995 yılları arasında Kayseri 2'nci HİBM K.lığında görev yaptı. 1995-1997 yılları arasında ODTÜ Havacılık Mühendisliğinde yüksek lisans eğitimi; 1998-2003 yılları arasında İTÜ Uçak Mühendisliği bölümündeki doktora eğitimi tamamladı. Akışkanlar Mekaniği, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Genetik Algoritmalar, Aerodinamik Optimizasyon ve Paralel Mekanizmalar konuları ile ilgilenmektedir. Halen Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü müdürü olarak görev yapmaktadır.

Yrd.Doç.Dr.Arif KARABEYOĞLU

Dr. Arif Karabeyoğlu 1969 yılında İstanbul'da doğdu. 1991 yılında İTÜ Uçak Mühendisliği bölümünü bitirdi. 1998 yılında Stanford Üniversitesinde yüksek lisans ve doktora çalışmalarını tamamladı. 1999 yılında Space Propulsion Group şirketini kurdu. Dr. Karabeyoğlu halen bu şirketin genel müdürlük vazifesini yürütmekte olup, 2013'den beri KOÇ Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümünde öğretim üyeliğini sürdürmektedir. Roket İtki Sistemleri, Hava Aracı İtki Sistemleri, Fırlatma Sistemleri, Yeşil Enerji, Enerjik Sistemlerde Hata Analizi konuları ile ilgilenmektedir. Ayrıca Virgin Galactic'in SpaceShipTwo uzay aracının itki sisteminin geliştirilmesinden sorumlu heyette görev yapmaktadır. Dr. Karabeyoğlu evli ve iki çocuk babasıdır.