



Kompozit Roket Yakıtının Yanma Hızı Üzerine Ortam Basıncının ve Başlangıç Sıcaklığının Etkileri

Effects of Ambient Pressure and Initial Temperature on the Burning Rate of Composite Rocket Propellant

Salih Uğur Bayça¹, Murat Demir²

¹Kırıkkale Üniversitesi Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Metalürji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü, 71450 Yahşihan/Kırıkkale, TÜRKİYE
²Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Savunma Teknolojileri, 71450 Yahşihan/Kırıkkale, TÜRKİYE

Başvuru/Received: 06/12/2022

Kabul / Accepted: 31/01/2023

Çevrimiçi Basım / Published Online: 30/06/2023

Son Versiyon/Final Version: 30/06/2023

Öz
Kompozit roket yakıtı kullanan roket motorları, uzun süre depolama yapılabilir ve her an ateşlemeye hazır olduğu için askeri uygulamalarda tercih edilmektedir. Bu çalışmada, kompozit roket yakıtının başlangıç sıcaklığı ve ortam basıncının yanma hızı üzerine etkileri incelenmiştir. Numunenin yanma ısı, kapalı bomba kalorimetre ile belirlenmiştir. Yanma hızı MIL-STD-286C standardına göre 241, 294 ve 343 K sıcaklıklarda ve strand burner cihazı kullanılarak tespit edilmiştir. Kompozit roket yakıtının yanma hızı ortam basıncının artması ile yanma hızı artmıştır. Yanma odasının başlangıç sıcaklığının artması ile yanma hızının arttığı belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler

“Katı roket yakıtı, Kompozit roket yakıtı, Yanma hızı, Yanma ısı, Strand burner”

Abstract

Rocket engines using composite rocket propellant are preferred in military applications because they can be stored for a long time and are ready to fire at any time. In this study, the effects of the initial temperature and ambient pressure of the composite rocket propellant on the burning rate were investigated. The combustion heat of the sample was determined with a closed bomb calorimeter. Burning rate was determined according to MIL-STD-286C standard at 241, 294 and 343 K temperatures and using a strand burner. Burning rate of composite rocket propellant increased with increasing ambient pressure. It was determined that the burning rate increased with the increase in the initial temperature of the combustion chamber.

Key Words

“Solid rocket propellant, composite rocket propellant, burning rate, combustion heat, strand burner”

1. Giriş

Roketin performansı, roket yakıtının yanma hızı ile orantılıdır. Yanma hızının artması ile roketin performansı da artmaktadır. Yanma hızı, belirli bir ortam basıncında ve başlangıç sıcaklığında, yakıt malzemenin serbest yüzeyine dik olarak birim zamanda alev yüzeyinin kat ettiği mesafe olarak tanımlanır. Katı roket yakıtları, homojen katı roket yakıtları ve heterojen katı roket yakıtları olarak iki gruba ayrılmaktadır.

1.1. Homojen katı roket yakıtları

Homojen katı roket yakıtları hem oksitleyici hem de yakıt aynı malzeme olarak içerebilir.

*Sorumlu Yazar: salihbayca@gmail.com

Homojen katı roket yakıtlarının üç farklı türü bulunmaktadır.

- Tek bazlı (Single base)
- Çift bazlı (Double base)
- Üç bazlı (Triple base)

Tek bazlı roket yakıtları majör bileşen olarak Nitroselüloz (NC) içermektedir. Çift bazlı roket yakıtları majör bileşen olarak nitroselüloz (NC) ve nitrogliserin (NG), patlayıcı olmayan plastikleştirici, stabilizer, balistik modifiye gibi malzemeler içermektedir. Bu yakıtlar ekstrüzyon ile üretilirler. Üçbazlı roket yakıtları 3 farklı patlayıcı malzeme nitroselüloz, nitrogliserin ve nitro-guanidin içermektedir (Varghese ve Krishnamurthy, 2017). Çift bazlı katı roket yakıtının yanma ısısını 880 cal/g ve 100 bar basınçta yanma hızını 10,30 mm/s olarak rapor etmişlerdir (Yaman vd., 2014)

1.2. Heterojen katı roket yakıtları

Heterojen katı roket yakıtları, kompozit katı roket yakıtları olarak da bilinmektedir. Heterojen katı roket yakıtları; yakıt malzemesi, oksitleyici malzeme, bağlayıcı malzeme ve katalizör malzemeleri içermektedir. Kompozit roket yakıtları (propellant), amonyum perklorat (AP), alüminyum metal tozu (Al), sıvı Hydroxyl Terminated PolyButadiene (HTPB) ve Fe₂O₃ karışımı ile hazırlanır.

Amonyum perkloratın termal ayrışma özellikleri, kompozit katı yakıtların yanma davranışıyla yakından ilgilidir. Yakıt olarak en yaygın amonyum perklorat (AP) ve alüminyum metal tozları kullanılmaktadır. Amonyum perklorat (AP) hem yakıt hem de oksitleyici olarak görev yapmaktadır. Genellikle, amonyum perklorat, potasyum perklorat, amonyum nitrat gibi inorganik oksitleyiciler kullanılmaktadır. Kompozit roket yakıtı olarak amonyum perklorat (AP) tercih edilmesinin nedenleri i) yüksek oksijen içeriğine sahip olduğu için oksit sağlayıcıdır, ii) yanma sırasında katı kalıntı vermediği için verimi yüksek bir yakıttır. Amonyum perklorat (AP) kompozit roket yakıtlarının birçoğunun içeriğinde bulunan bir kristal oksitleyicidir. Amonyum perkloratın tane boyutu yanma hızını değiştirmektedir. Örneğin 3–15 µm tane boyutlu amonyum perkloratın yanma hızı 200–300 µm tane boyutlu amonyum perkloratın yanma hızının iki katıdır. Cohen and Strand (1982) %73 AP içeren kompozit roket yakıtının yanma hızını 5, 20 ve 200 µm tane boyutlu AP malzemeleri karşılaştırmıştır. AP tane boyutu çok küçük (5 µm) iken yüksek yanma hızı elde edilirken büyük tane boyutlu (200 µm) AP kullanıldığı zaman yanma hızının düşük olduğunu rapor etmişlerdir. Bastress (1961) 20 µm tane boyutlu AP ile yüksek yanma hızı ve 200 µm tane boyutlu AP ile düşük yanma hızı oluştuğunu belirtmişlerdir. Amonyum perkloratın tane boyutu azaldıkça yanma hızı artmaktadır. Enerjiyi artırmak için alüminyum metal tozu (Al) gibi yakıtlar (propellant) kompozit katı roket yakıtlarına eklenir. Kompozit katı roket yakıtları alüminyum metal tozu içermektedir. Çünkü alüminyum metal tozu roketin özgül itme kuvvetini artırır ve alüminyumun yanması sonucu yanma odasında yüksek enerji açığa çıkar. Alüminyum tozu yandığı zaman Al₂O₃ ürüne dönüşmektedir. Bu nedenle, roket egzozundan alümina tozu çıkmaktadır. Jayaraman vd. (2009) alüminyum tane boyutu mikrometre yerine nanometre boyutunda olduğu zaman yanma hızı iki katına çıktığını bulmuşlardır. Zhang vd. (2014) kompozit roket yakıtına nano alüminyum eklendiği zaman roket yakıtının yanma hızının arttığını belirtmişlerdir. Kompozit katı roket yakıtları bileşiminde bağlayıcı malzeme olarak organik polimerler poliester, polisülfid, ploivinil klorür, poliüretan ve polibutadien kullanılmaktadır. Ayrıca, hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) tipik bir polimer matristir ve düşük camsı geçiş sıcaklığı ve yüksek gerilme mukavemeti gösterdiğinden, kompozit katı roket yakıtlarında bir bağlayıcı olarak yaygın şekilde kullanılmaktadır. Kompozit roket yakıtında bulunan HTPB bağlayıcının miktarı yanma hızını önemli ölçüde etkilemektedir. Kompozit roket yakıtında bulunan HTPB bağlayıcı malzemenin artması ile yanma hızı artmaktadır. Yanma hızı değiştiricisi (katalizörü), kompozit katı roket yakıtlarda oksit sağlayıcının (AP) ayrışmasını başlatmak için kullanılır. Ferrik oksit (Fe₂O₃) oldukça kararlı, sentezlenmesi kolay ve yan reaksiyonlara karşı inert olduğu için pratik uygulamada sıklıkla bir yanma hızı değiştiricisi olarak kullanılır. Kompozit roket yakıtında bulunan kataliz malzemesi olarak demir oksitler (Fe₂O₃, Fe₃O₄) yaygın olarak kullanılmaktadır. Kataliz malzemesi, AP tanelerinin bozunma hızını artırdığı için tercih edilmektedir. AP tanelerinin bozunma hızının artması ile yanma hızı da artmaktadır. Lu vd. (2012) mikro boyutlu Fe₂O₃ yerine nano boyutlu Fe₂O₃ tozu kullanıldığı zaman kompozit katı roket yakıtın yanma hızının arttığını rapor etmişlerdir. Ancak nano boyutlu Fe₂O₃ tozu kullanıldığı zaman roket yakıtının mekanik özellikleri azaldığını belirtmişlerdir. Styborski vd. (2010) kompozit roket yakıtına Fe nanopartikül eklendiği zaman yanma hızının arttığını belirtmişlerdir. Klasik kompozit yakıtlar genellikle kristal oksitleyici olarak %60–80 amonyum perklorat (AP), metal yakıt olarak alüminyum tozu %5–20 Al ve plastikleştirici olarak %5–25 HTPB elastomerik bağlayıcı ve %1–2 Fe₂O₃ içermektedir (Kubota, 2002; Lu vd., 2012; Bae vd., 2008; Varghese and Krishnamurthy, 2017; Styborski vd., 2010; Sutton ve Biblarz, 2017).

Bu çalışmada, kompozit roket yakıtının başlangıç sıcaklığı ve ortam basıncın yanma hızı üzerine etkileri incelenmiştir. Doğal yaşlanmış numunenin yanma ısısı kapalı bomba kalorimetre ve yanma hızı MIL–STD–286C standardına göre 241, 294 ve 343 K sıcaklıklarda strand burner cihazı ile belirlenmiştir.

2. Malzeme ve yöntem

2.1. Malzeme

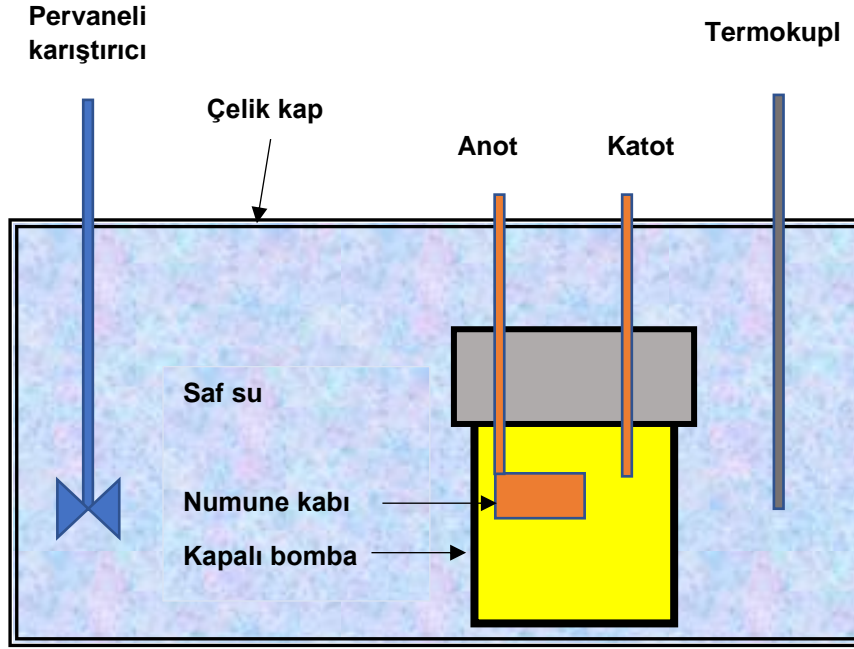
Bu çalışmada, kompozit roket yakıtı, kapalı bomba kalorimetre (Leco 350), terazi (Satorious) ve yanma hızı ölçümü Linear Strand burner (Tasarım) cihazı kullanılmıştır.

2.2. Yöntem

2.2.1 Yanma ısı

Yakıtın yanma ısı sabit hacimli kapalı bomba kalorimetre cihazı kullanılarak ölçülmüştür. Kapalı bomba kalorimetre cihazı Leco 350 model kullanılmıştır. Kapalı bomba kalorimetre cihazının şematik gösterimi Şekil 1 de verilmiştir. Terazi 0,1 mg hassasiyetli terazi kullanılmıştır.

Tipik bir yanma ısı deneyinde, kompozit roket yakıt numunesi ASTM-M-3286-85 standardına göre terazi ile tartılarak dikdörtgen prizma formunda yaklaşık 1 g ağırlığında kesilerek hazırlanmıştır. Numune terazi tartılmış ve kapalı bomba cihazına ağırlık kaydedilmiştir. Bu numune kapalı bomba kalorimetre içerisindeki yanma haznesine yerleştirilmiştir. 11 cm uzunluğundaki yakma teli, kompozit yakıt numunesine temas edecek şekilde anot ve katot ateşleme akımı uçlarına bağlanmıştır.



Şekil 1. Kapalı bomba kalorimetre

Bomba haznesi kapağı kapatılmış, argon gazı vasıtasıyla hazne içerisindeki oksijen süpürülerek yanma haznesinde inert ortam sağlanmıştır. Bomba saf su ile dolu olan çelik kaba konulmuştur. Numune ateşlenmiş ve numunenin yanması sağlanmıştır. Kompozit roket yakıtı tamamen yandığı belirlenmiştir. Cihaz ateşleme öncesi ve sonrası suyun sıcaklıkları ölçülmüştür. Suyun sıcaklık değişimlerinden numunenin yanma ısını hesaplanmıştır.

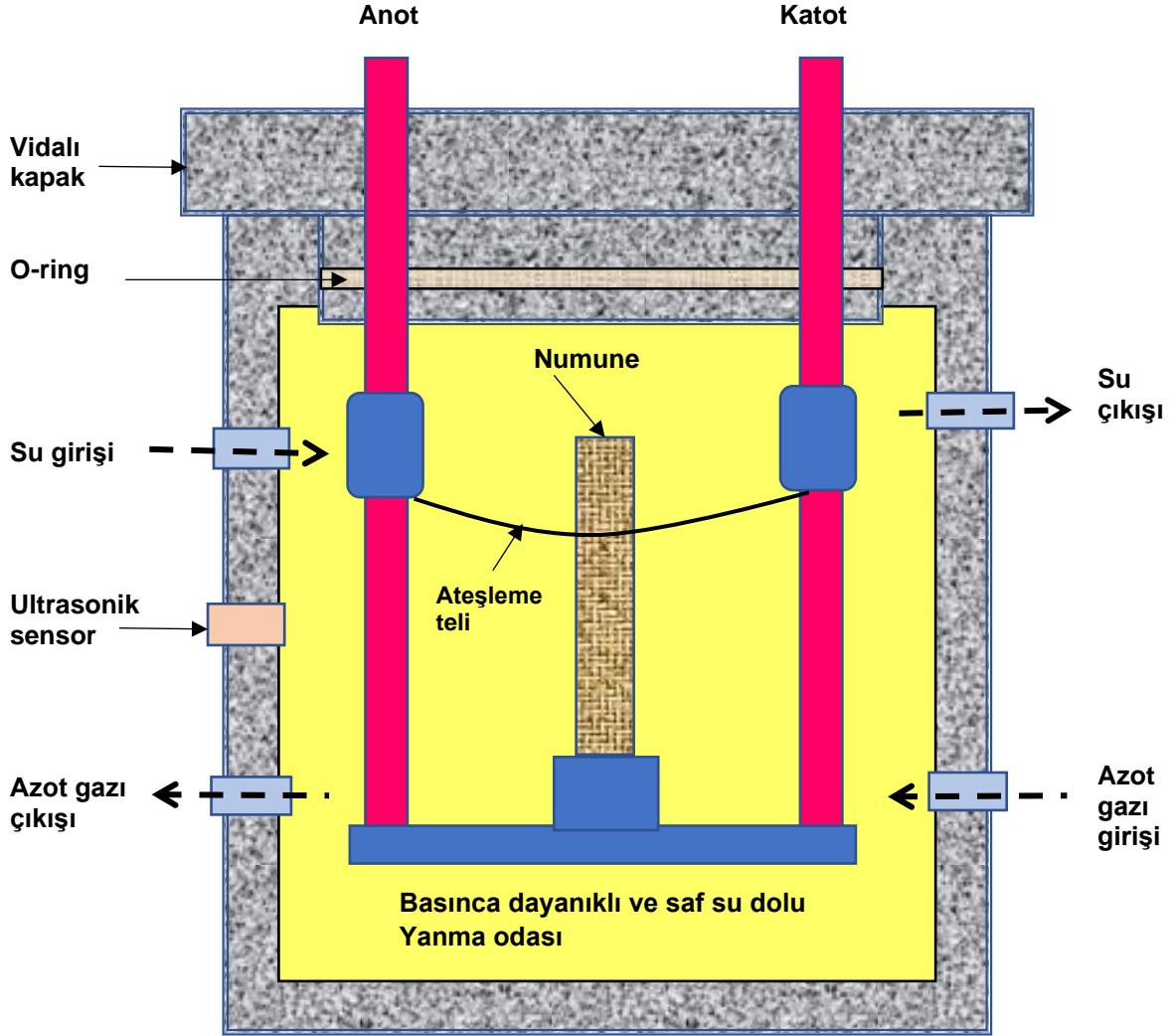
Yanma ısı aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır (Eşitlik 1).

$$Yanma\ ısı = \frac{Numunenin\ kalorisi,\ cal}{Numune\ ağırlığı,\ g} \quad (1)$$

Yanma ısı birimi cal/g olarak ölçülmüştür.

2.2.2 Yanma hızı

Katı yakıtlı bir roketin balistik davranışını yakıtın yanma hızı etkilemektedir. Katı roket yakıtlarının yanma hızının ölçümü için strand burner cihazı en yaygın kullanılan yöntemdir. Strand burner cihazının şematik gösterimi Şekil 2 de verilmiştir. Strand burner sabit basınç altında ve sabit bir başlangıç sıcaklığında katı roket yakıtlarının yanma hızının ultrasonik yöntem ile ölçen bir cihazdır. Kompozit roket yakıt numunesi, MIL-STD-286C standardına göre 5 mm genişlik ve 10 cm uzunluğunda şerit biçiminde numune kesilerek hazırlanmıştır. Hazırlanan yakıt numuneleri, eşit şartlarda sekiz saat süre ile 294 K sıcaklıkta şartlandırılmıştır. Her bir test için üç numune kullanılmıştır. Üç numune strand burner numune kabına yerleştirilmiş, ateşleme telinin anot, katot ve numune bağlantıları yapılmıştır. Strand burner numune taşıyıcı cihaza yerleştirilmiş ve cihaz çalıştırılmıştır.



Şekil 2. Yanma hızının ölçüm cihazı Strand burner yapısı

Yanma hızı aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır (Eşitlik 2).

$$Yanma\ hızı = \frac{Numunenin\ uzunluğu,\ mm}{yanma\ süresi,\ s} \quad (2)$$

Yanma hızı birimi mm/s olarak ölçülmüştür.

Cihaz sabit sıcaklığı sağlamak (294 K) için belirli bir süre yanma odasını çevreleyen su ceketinden saf su sirkülasyonu yapılmıştır. Saf su sıcaklığı sabitlendiği zaman gerekli test basıncını sağlamak amacıyla azot gazı yanma odasına verilmiştir. Azot gazı basıncı bir değere (69 bar) sabitlenince ateşleme işlemi yapılmıştır. Yanma süresi bir ultrasonik yöntem ile belirlenmiştir. Yakıtın numune uzunluğu ve yanma süresi kullanılarak yanma hızı hesaplanmıştır. Yanma zamanı boyunca gerçekleşen tüm basınç değişikliklerinden kaynaklanan yüksek frekanslı ses dalgası verileri ultrasonik sensör ile alınır. Bu ultrasonik veriler dijital dönüştürücüler ile bilgisayar ortamında okunmakta, bu işlem ile yakıt yanma süresi ölçümü belirlenmektedir.

3. Bulgular ve tartışma

3.1. Yanma ısısı

Doğal yaşlanmış kompozit roket yakıtı numuneler kapalı bomba kalorimetre cihazında yakılarak yanma ısısı belirlenmiştir. Kompozit roket yakıtı yanma ısısı Tablo 1 de sonuçları verilmiştir.

Tablo 1. Kapalı bomba kalorimetre ile kompozit roket yakıtının yanma ısısı değerleri

Yaşlanma Durumu	Numune Ağırlığı, g	Yanma ısısı, Cal/g	Ortalama Yanma ısısı, Cal/g
Doğal Yaşlanmış	1,0373	1487,2	1469,73
	1,0344	1460,9	
	1,0374	1461,1	

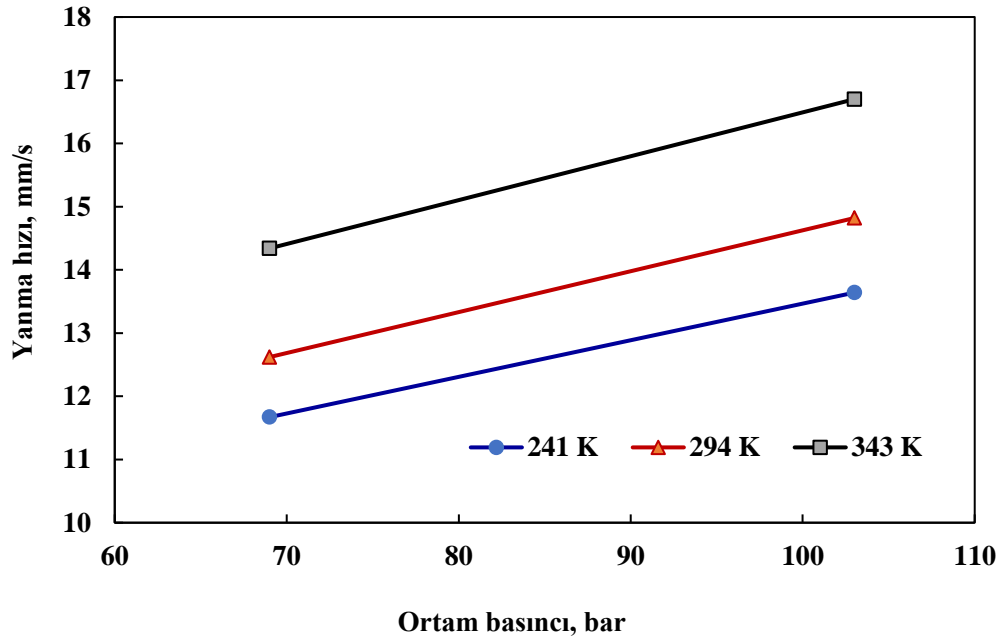
Kompozit roket yakıt numunesinin yanma ısısı 1469,73 cal/g olarak ölçülmüştür. Bu yanma ısısı literatür ile uyumludur. Kompozit roket yakıt numunesinin yanma ısısı 1514 Cal/g (Jain vd., 2019) ve 1284 Cal/g (Dönmez, 2018) olarak bulunmuştur.

3.2. Yanma hızı

Kompozit roket yakıtının belirli bir basınç altında, soğuk, oda sıcaklığı ve sıcak ortamda ve saf su içinde yanma hızının belirlenmesi için strand burner cihazı kullanılarak ölçüm yapılmıştır. Her bir deney üç kez yapılmış ve ortalaması alınmıştır.

3.2.1 Yanma odasının başlangıç sıcaklığının etkisi

Katı yakıtlı roket motorlarında yanma odasının başlangıç sıcaklığı yanma hızını etkilemektedir. Katı yakıtlı roket motorlarında yanma ortamındaki başlangıç sıcaklığının artması yanma hızının artmasına yol açmaktadır. Kompozit roket yakıtının yanma hızı başlangıç sıcaklığı MIL-STD-286C standardına göre 241 K (soğuk ortam), 294 K (oda sıcaklığı ortamı) ve 343 K (sıcak ortam) ortamlarda ölçülmüştür. Kompozit roket yakıtının yanma hızının ortam basıncı ve başlangıç sıcaklığı ile değişimi strand burner cihazı ile belirlenmiş ve sonuçlar Şekil 3 de verilmiştir.



Şekil 3. Strand burner ile ölçülen kompozit roket yakıtının yanma hızının ortam basıncı ve başlangıç sıcaklığı ile değişimi

Ortam basıncı 69 barda, yanma odasının başlangıç sıcaklığı 241, 294 ve 343 K de yanma hızı 11,67, 12,62, ve 14,34 mm/s olarak belirlenmiştir. Yanma odasının başlangıç sıcaklığı 241 K iken en düşük yanma hızı elde edilmesine rağmen yanma odasının başlangıç sıcaklığı 343 K iken en yüksek yanma hızı elde edilmiştir. Yanma odasının başlangıç sıcaklığının artması ile yanma hızının arttığı belirlenmiştir. Park vd. (2021) kompozit roket yakıtının 288 K başlangıç sıcaklığında 12,43 mm/s iken 338 K başlangıç sıcaklığında 13,63 mm/s olarak ölmüşlerdir. Bu çalışmada, 294 K başlangıç sıcaklığında 12,62 mm/s ölçülmüş iken Park vd. (2021) 228 K başlangıç sıcaklığında 12,43 mm/s değerini bulmuşlardır. Bu sonuçlar birbirine çok yakın olduğu belirlenmiştir.

Kubota (2002) %86 AP ve %14 HTPB içeren kompozit roket yakıtının 241 ve 343 K sıcaklıkta yanma hızını sırası ile 6 ve 8 mm/s olarak rapor etmiştir. Atwood vd. (1999); Spurling (2013); Bossi vd. (2001) kompozit roket yakıtının yanma hızı başlangıç sıcaklığının artması ile arttığını beyan etmişlerdir.

3.2.2 Yanma odasındaki ortam basıncının etkisi

Yakıtın yanma hızını etkileyen en önemli etkenlerden birisi ortam basıncıdır. Katı yakıtlı roket motorlarında yanma ortamındaki basıncın artması yanma hızının artmasına yol açmaktadır. Kompozit roket yakıtının yanma hızı strand burner cihazı kullanılarak belirlenmiştir. Yanma hızının ortam basıncı ve başlangıç sıcaklığı değişimi sonuçları Şekil 3 de verilmiştir. Her bir deney üç kez yapılmış ve ortalaması alınmıştır. Şekil 3 de verilen eğri bu ortalama değerler kullanılarak çizilmiştir. Kompozit roket yakıtının yanma hızı ortam basıncının 69 bar değerinden 103 bar değerine artması ile 241, 294 ve 343 K sıcaklıklarda yanma hızı artmıştır. Bu çalışmada, 69 bar ortam basıncında 12,62 mm/s iken Park vd. (2021) 69 bar ortam basıncında 12,43 mm/s değerini bulmuşlardır. Bu sonuçlar birbirine çok yakın olduğu belirlenmiştir.

Ortam basıncının artması ile yanma hızı artmıştır (Shioya vd., 2014; Ghorpade vd., 2010; Trache vd., 2019; Styborski vd., 2010; Dokhan vd., 2001). %60 AP, %10 Al ve %20 HTPB ve %10 oxamide içeren kompozit roket yakıtı, 70 bar ortam basıncında yanma hızı 5,4 mm/s olarak belirlenmiştir (Ghorpade vd., 2010). %77 AP, %5 Al ve %13 HTPB içeren kompozit roket yakıtı, 70 ve 100 bar ortam basıncında yanma hızı sırası ile 29,1 ve 32,8 mm/s olarak belirlenmiştir (Lu vd., 2012). %80 AP ve %17,4 HTPB içeren kompozit roket yakıtı, 100 bar ortam basıncında yanma hızı 12,7 mm/s olarak belirlenmiştir (Styborski vd., 2010). Kompozit roket yakıtı, 70 bar ortam basıncında yanma hızı 6,5 mm/s olarak belirlenmiştir (Jain vd. (2019). %68 AP, %18 Al ve %14 HTPB içeren kompozit roket yakıtı, 70 bar ortam basıncında yanma hızı 6,1 mm/s olarak belirlenmiştir (Kshirsagar vd., 2016). Park vd. (2021) kompozit roket yakıtı 6,9 MPa ortam basıncında yanma hızı 12,43 mm/s iken 13,8 MPa ortam basıncında yanma hızı 16,55 mm/s olarak ölçmüşlerdir.

4. Sonuçlar

Askeri füzeler için kompozit roket yakıtı esas tahrik gücüdür. Kompozit roket yakıtlarının balistik davranışı, yakıtın yanma hızından büyük ölçüde etkilenmektedir. Yanma hızının artması ile roketin performansı da artmaktadır. Bu çalışmada, kompozit roket yakıtının yanma hızı belirlenmiş ve ortam basıncı ve başlangıç sıcaklığının yanma hızına etkileri araştırılmıştır. Kompozit roket yakıtının yanma hızı ölçümleri sabit hacimli kapalı bomba kalorimetre cihazı kullanılarak yapılmıştır. Kompozit roket yakıtının yanma hızı 1469,73 Cal/g olarak belirlenmiştir. Kompozit roket yakıtının yanma hızı strand burner cihazı kullanılarak belirlenmiştir. Kompozit roket yakıtının yanma hızı ortam basıncının 69 bar değerinden 103 bar değerine artması ile yanma hızı artmıştır. Yanma odasının başlangıç sıcaklığı 241 K iken en düşük yanma hızı elde edilmesine rağmen yanma odasının başlangıç sıcaklığı 343 K iken en yüksek yanma hızı elde edilmiştir. Yanma odasının başlangıç sıcaklığının artması ile kompozit roket yakıtının yanma hızının arttığı belirlenmiştir.

Referanslar

- Atwood, A. I., Boggs, T. L., Curran, P. O., Parr, T. P., Hanson-Parr, D. M., Price, C. F., & Wiknich, J. (1999). Burning rate of solid propellant ingredients, part 1: Pressure and initial temperature effects, *Journal of Propulsion and Power*, 15 (6), 740-747.
- Bae, S. B., Kim, C. K., Kim, K., & Chung, I. J. (2008). The effect of organic modifiers with different chain lengths on the dispersion of clay layers in HTPB (hydroxyl terminated polybutadiene), *European Polymer Journal*, 44, 3385–3392.
- Bastress, E. K. (1961). Modification of the burning rates of ammonium perchlorate solid propellants by particle size control. Princeton University.
- Bossi, I., Ferriello, P., & De Luca, L. (2001). Acoustic emission of underwater burning composite solid rocket propellants. In XVI Congresso Nazionale AIDAA, 2001, 24-28 September, Palermo, Pa, Italy (Vol. 12).
- Cohen, N. S., & Strand, L. D. (1982). An improved model for the combustion of AP composite propellants, *AIAA journal*, 20 (12), 1739-1746.
- Dokhan, A., Price, E.W., Sigmant, R.K., & Seitzman, J. M. (2001). The Effects of Al Particle Size on the Burning Rate and Residual Oxide in Aluminized Propellants. 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- Dönmez, C.E. (2018). Kompozit esaslı katı roket yakıt numunesinin karakteristik özelliklerinin deneysel incelenmesi, Yüksek lisans tezi, Kırıkkale Üniversitesi. Kırıkkale, Türkiye.
- Ghorpade, V.G., Dey, A., Jawale, L.S., Kotbagi, A.M., Kumar A., & Gupta, M. (2010). Study of Burn Rate Suppressants in AP-Based Composite Propellants. *Propellants Explos. Pyrotech.*, 35, 53 – 56

- Jain, S., Gupta, G., Kshirsagar, D.R., Khire, V.H., & Kandasubramanian, B. (2019). Burning rate and other characteristics of strontium titanate (SrTiO₃) supplemented AP/HTPB/Al composite propellants. *Defence technology* 15, 313 – 318.
- Jayaraman, K. V. A. K., Anand, K. V., Chakravarthy, S. R., & Sarathi, R. (2009). Effect of nano-aluminium in plateau-burning and catalyzed composite solid propellant combustion. *Combustion and Flame*, 156(8), 1662-1673.
- Kshirsagar, D.R., Jain, S., Jawalkar, S.N., Naik, N.H., Pawar, S., & Maurya, M. (2016). Evaluation of Nano-Co₃O₄ in HTPB-Based Composite Propellant Formulations. *Propellants Explos. Pyrotech.*, 41, 304 – 311
- Kubota, N. (2002). *Propellants and Explosives Thermochemical aspects of Combustion*. Wiley, Germany.
- Lu, K.T., Yang, T.M., Li, J.S., & Yeh, T.F. (2012). Study on the burning characteristics of ap/al/htpb composite solid propellant containing nano-sized ferric oxide powder. *Combust. Sci. Technol.*, 184, 2100–2116,
- MIL–STD–286C (1991). *Military Standard Propellants, Solid, Sampling, Examination and Testing*. Department of Defense, USA.
- Park, S. J., Choi, S. H., & Park, J. H. (2021). Properties of Composite Solid Propellants Containing α -FeOOH. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 46 (1), 84-89.
- Shioya, S., Kohga, M., & Naya, T. (2014). Burning characteristics of ammonium perchlorate-based composite propellant supplemented with diatomaceous earth. *Combustion and Flame*, 161, 620-630.
- Spurling, A. (2013). Effects of initial bulk temperatures on a propellant's pressure-coupled response, *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 12 (5).
- Styborski, J.A., Scorza, M.J., Smith, M.N., & Oehlschlaeger, M.A. (2010). Iron Nanoparticle Additives as Burning Rate Enhancers in AP/HTPB Composite Propellants. *Propellants Explos. Pyrotech.*, 35, 1 – 8
- Sutton G.P., & Biblarz, O. (2017). *Rocket Propulsion Elements*, Wiley, Canada.
- Trache, D., Maggi, F., Palmucci, I., DeLuca, L.T., Khimeche, K., Fassina, M., Dossi, S., & Colombo, G. (2019). Effect of amide-based compounds on the combustion characteristics of composite solid rocket propellants. *Arabian Journal of Chemistry*, 12, 3639-3651.
- Varghese, T.L., & Krishnamurthy, V.N. (2017). *The Chemistry and Technology of Solid Rocket Propellants (A Treatise*, Allied publishers PVT LTD.
- Yaman, H., Çelik, V., & Degirmenci, E. (2014). Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants. *Fuel*, 115, 794–803.
- Zhang, W., Xie, W. X., Fan, X. Z., Liu, F. L., Pang, W. Q., Yan, N., & Liu, Q. (2014). Effects of nano-aluminum on combustion characteristic of low smoke NEPE propellants. *J. Solid Rocket Technol*, 37, 516-520.