



Sıvı Hidrojen ve Sıvı Oksijen ile Çalışan bir Roket Motorunun Rejeneratif Soğutma Analizi

Regenerative Cooling Analysis of Rocket Engine Operated by Liquid Hydrogen and Liquid Oxygen

Safa Korkmaz¹, Hayri Yaman²

¹Milli Savunma Bakanlığı, Posta Kodu ve Ankara, Türkiye

²Kırıkkale Üniversitesi Motorlu Araçlar ve Ulaştırma Teknolojisi Bölümü, 71450 ve Kırıkkale, Türkiye

Başvuru/Received: 07/10/2021

Kabul / Accepted: 25/12/2021

Çevrimiçi Basım / Published Online: 31/12/2021

Son Versiyon/Final Version: 31/12/2021

Öz

Sıvı yakıtlı roket motorları yüksek yanma sıcaklıklarında uzun süre çalışmaları nedeniyle soğutulmaları gerekmektedir. Sıvı yakıtlı roket motorlarında soğutma sistem tasarımı en önemli konuların başında gelmektedir. Çünkü roket motorları çalışma esnasında 2500-3500 K sıcaklığa maruz kalmakta ve bu sıcaklık aralığı çoğu metalin ergime sıcaklığının üzerindedir. Sıvı yakıtlı roket motorlarının kararlı ve güvenli bir yapıda çalışması için farklı soğutma teknikleri uygulanmaktadır. Genellikle sıvı yakıtlı roketlerde rejeneratif soğutma yöntemi kullanılmaktadır. Bu çalışmada 100 kN itki üreten bir sıvı oksijen ve sıvı hidrojen ile çalışan roket motorunun rejeneratif eş eksen soğutma sistemi ve roketin yüksek sıcaklığa maruz kalan kısımları zirkonya (ZrO₂) kaplamalı tasarımı yapılmıştır. Tasarımı yapılan roket yedi bölgeye ayrılmış ve soğutma analizi RPA programı aracılığı ile nümerik olarak yapılmıştır. Soğutma kanalına 23.75 MPa basınçta ve 45 K sıcaklıkta giren sıvı hidrojenin 23.095 MPa ve 141.21 K sıcaklıkta kanaldan çıkması ile karalı soğutma koşulunun sağladığı görülmüştür.

Anahtar Kelimeler

“Sıvı Yakıtlı Roket, Rejeneratif Soğutma, Analiz”

Abstract

Liquid fueled rocket engines have to be cooled due to their long-term operation at high combustion temperatures. Cooling system design is one of the most important issues in liquid fueled rocket engines since rocket engines are exposed to 2500-3500 K temperature during operation and this temperature range is above the melting temperature of most metals. Different cooling techniques are applied for the safe and stable operation of liquid fueled rocket engines. Generally, regenerative cooling method is used in liquid fueled rockets. In this study, the regenerative coaxial cooling system was designed for rocket engine which produces 100 kN thrust with liquid oxygen and liquid hydrogen. The parts of the rocket exposed to high temperatures were coated with zirconium oxide (ZrO₂). Numerical analysis of rocket was carried out through the RPA program by dividing into seven zones. It was observed that liquid hydrogen entering the cooling channel at 23.75 MPa pressure and 45 K temperature provides stable cooling conditions with the output of 23.095 MPa and 141.21 K temperature.

Key Words

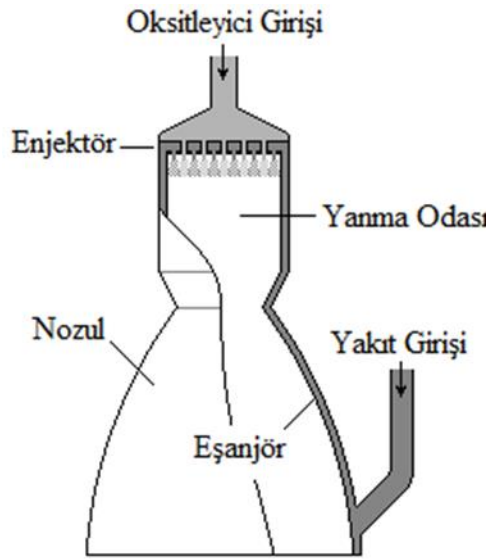
“Liquid Propellant Rocket, Regenerative Cooling, Analysis”

1. Giriş

Sıvı yakıtlı roket motorları; oksitleyiciyi ve yakıtı sıvı formda kullanan kimyasal roket motorlarıdır (Sutton ve Biblarz, 2016). Roketlerin tahriki için gerekli enerji, roket yakıtlarının bünyesinde bulunan kimyasal enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle sağlanır. Kimyasal yakıtın roket yanma odasında yüksek basınç altında yakılması esnasında ortaya çıkan gazın sıcaklığı 4500 K kadar yükselebilmektedir. Yüksek basınç ve sıcaklıkta üretilen gaz nozul vasıtasıyla yüksek hız kazandırılarak roketten dışarı atılması ile itki kuvveti üretilmektedir (Ward, 2010).

Sıvı yakıtlı roketlerde yanma sıcaklıkları genellikle 2500-3500 K arasında değişmekte ve buna karşın birçok metalin ergime noktası 2000 K altında kalmaktadır. Bu sebepten dolayı sıvı yakıtlı roketlerin yanma odası ve nozulun soğutulması gerekmektedir. Kısa süreli operasyonlar için soğutma sistemi yerine ısı kuyusu olarak görev yapan yeterince kalın yanma odası duvarı kullanılabilir. Uzun süreli operasyonel çalışmalarda ise bir soğutma sistemi kullanılmalıdır (Huang ve Huzel, 1971; Turner, 2006).

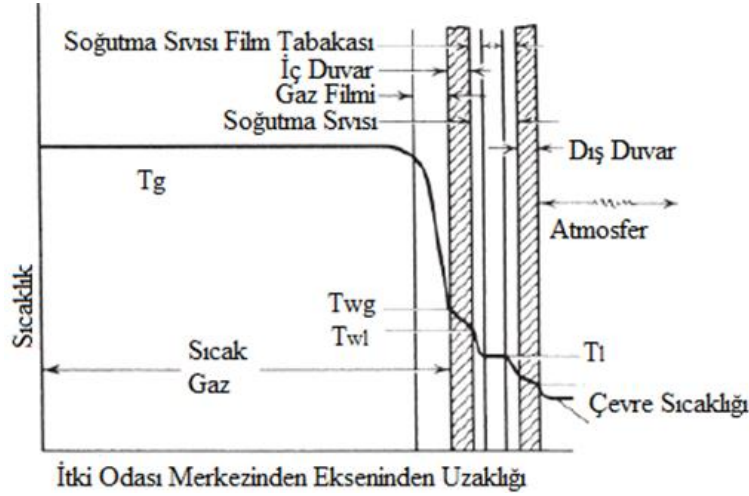
Yakıt veya yakıtla oksitleyicinin birlikte, enjektöre gönderilmeden önce nozul ve yanma odası duvarlarının içinde bulunan soğutma kanallarından dolaştırılmaktadır. Soğutucu sıvı yakıt, taşınım yoluyla ısı transferi yaparak yanma olayında meydana gelen ısıyı emmekte ve duvar sıcaklıklarını istenen seviyede tutmaktadır (Kim vd, 2014; Song ve Sun, 2016). Bu olaya rejeneratif soğutma denilmektedir. Roketlerde en yaygın biçimde kullanılan soğutma sistemidir. Yüksek özgül itki ve kimyasal kararlılık istenen yüksek sıcaklık ve basınç uygulamalarında kullanılmaktadır. Şekil 1'de rejeneratif soğutma sisteminin şematik gösterimi verilmiştir (Dhara vd, 2020; Sichler vd, 2018).



Şekil 1 Rejeneratif soğutma sisteminin şematik gösterimi

2. Materyel ve Metod

Sıvı yakıtlı roket motorları yüksek yanma sıcaklıklarına ve uzun süre çalışmaları nedeniyle soğutulmaları gerekmektedir (Ulas ve Boysan, 2013). Roket motorlarında yanma sıcaklığı birçok metalin erime sıcaklığından yüksektir. Bu yüzden roket motorlarının düzgün bir şekilde çalışmasına devam için soğutma sistemi hayati bir rol üstlenmektedir. Sıvı yakıtlı roketlerde genellikle rejeneratif soğutma yöntemi kullanılmaktadır. Roket motorlarında ısı transfer mekanizması Şekil 2'de görüldüğü gibi sırasıyla sıcak gazlardan roket motor duvarının iç kısmına ardından roket motor duvarı aracılığı ile roket motor duvarı soğutucu yüzeyine son olarak soğutma sıvısına doğru gerçekleşmektedir.



Şekil 2 Soğutucu sıvı ile soğutulan roket motorunun ısı transfer mekanizması

Gaz tarafından roket motoru iç duvarına ısı transferi Denklem 1 ile gösterilmektedir. Burada q ısı akısı, h_g ısı transfer katsayısı, T_g gaz sıcaklığını ve T_{wg} roket motoru iç duvar sıcaklığını ifade etmektedir.

$$q = h_g(T_g - T_{wg}) \quad (1)$$

Raket motorunu iç duvarı boyunca ısı transferi Denklem 2 ile gösterilmektedir. κ duvar malzemesinin termal iletkenlik katsayısını ve T_{wl} soğutma sıvısı tarafındaki roket motor duvar sıcaklığını ifade etmektedir.

$$q = \frac{\kappa}{t_w}(T_{wg} - T_{wl}) \quad (2)$$

Raket motor duvarından soğutma sıvısına doğru ısı transferi denklem 3'te olduğu gibi ifade edilmektedir. Soğutma sıvısı ısı taşınım katsayısı h_l ile gösterilmektedir ve T_l ise soğutma sıvısı sıcaklığıdır.

$$q = h_l(T_{wl} - T_l) \quad (3)$$

Denklem 1, 2 ve 3 birlikte tekrar yazıldığı zaman Denklem 4 elde edilmektedir.

$$q = \frac{(T_g - T_l)}{1/h_g + t_w/\kappa + 1/h_l} \quad (4)$$

Gaz tarafında ısı transfer katsayısı h_g Bartz kolerasyonu kullanılarak Denklem 5'ten hesaplanabilmektedir.

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_{c,g}}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A_x} \right)^{0.9} \right] \lambda \quad (5)$$

$$\lambda = \frac{1}{\left[0.5 \left(\frac{T_{wg}}{T_g} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_g^2 \right) + 0.5 \right]^{0.68} \left[0.5 + \frac{k-1}{2} M_g^2 \right]^{0.12}} \quad (6)$$

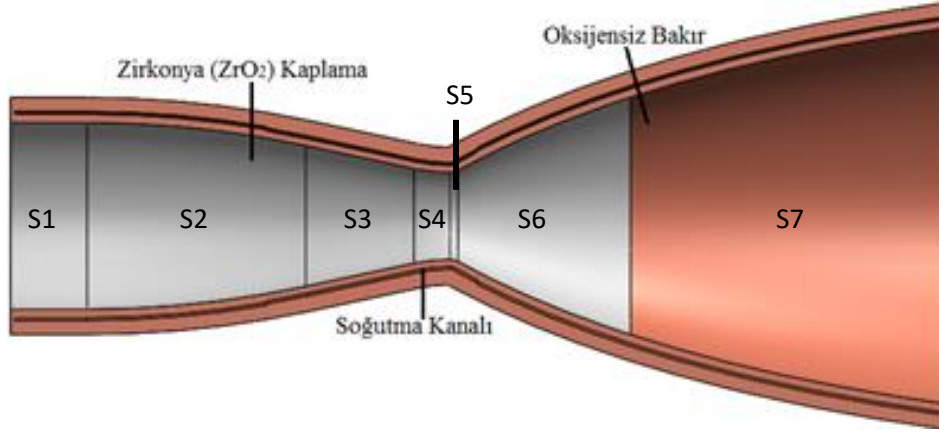
Denklem 5 ve 6 da μ viskoziteyi, Pr Prantl sayısını, M_g mol ağırlığını ifade etmektedir. Prantl sayısı boyutsuz bir sayıdır ve momentum yayılımının termal yayılım oranına eşittir. R nozul boğaz ortalama yarıçapıdır.

Sıvı yakıtlı roket motorunun rejeneratif soğutma analizi Rocket Propulsion Analysis (RPA) programı ile gerçekleştirilmiştir. Alexander Ponomarenko tarafından geliştirilen RPA programı, roket motorlarının performans tahmini ve optimizasyonu için kullanılan bilgisayar destekli bir programdır (Munk vd, 2022). Roket motorlarının tasarımı ve analizi az sayıda parametre girilerek yapılabilmektedir. Bu sayede hem zaman hem de maliyet açısından üstün ve doğru sonuçların elde edilmesi sağlamaktadır (Ponomarenko, 2009, 2012). Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen ile çalışan 100 kN'luk roket için duvar malzemesi olarak yüksek termal iletkenliğe sahip olan oksijensiz bakır seçilmiştir. Oksijensiz bakırın erime sıcaklığı 1350 K ve termal iletkenliği 390 W/m.K'dir.. Soğutma sistemi olarak rejeneratif soğutmayla birlikte roket iç yüzeyine termal bariyer kaplanması seçilmiştir. Termal bariyer malzemesi olarak yüksek sıcaklığa dayanıklı zirkonya (ZrO_2) seçilmiştir. Zirkonyanın erime sıcaklığı 3000 K ve termal iletkenliği 3 W/m.K'dir. Soğutma sıvısı olarak Sıvı Hidrojen kullanılmaktadır. Rejeneratif soğutma kanalının boşluğu 2 mm olarak belirlenmiştir.

Tablo 1 Soğutma sistemini kademelerinin parametreleri

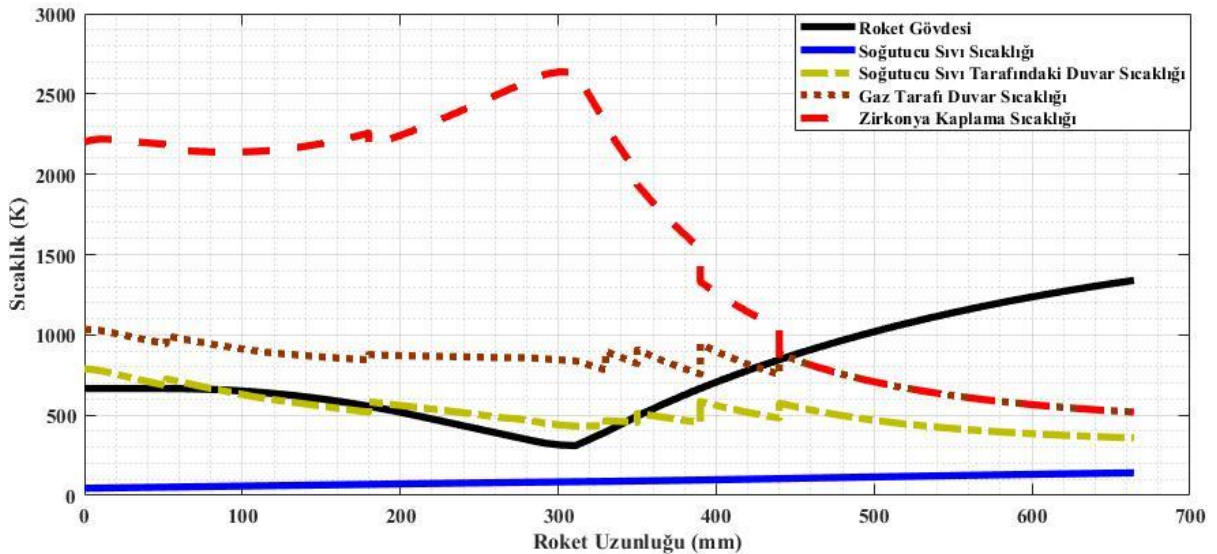
Soğutma Aşamaları	Enjektöre Olan Uzaklığı (mm)	Termal Bariyer Kalınlığı (mm)	İç Duvar Kalınlığı (mm)
s1	0	0.22	6
s2	51.84	0.2	6
s3	180	0.17	5
s4	330	0.15	6
s5	350	0.12	6
s6	390	0.05	6
s7	440	0	6

. Roketin soğutulması 7 aşamada sırasıyla s1'den s7'ye doğru yapılmıştır. Tablo 1'de soğutma aşamalarının parametrelere gösterilmektedir. Tablo 1'deki parametrelerle oluşturulan roket soğutma sisteminin kesit görünümü Şekil 3'te görülmektedir.

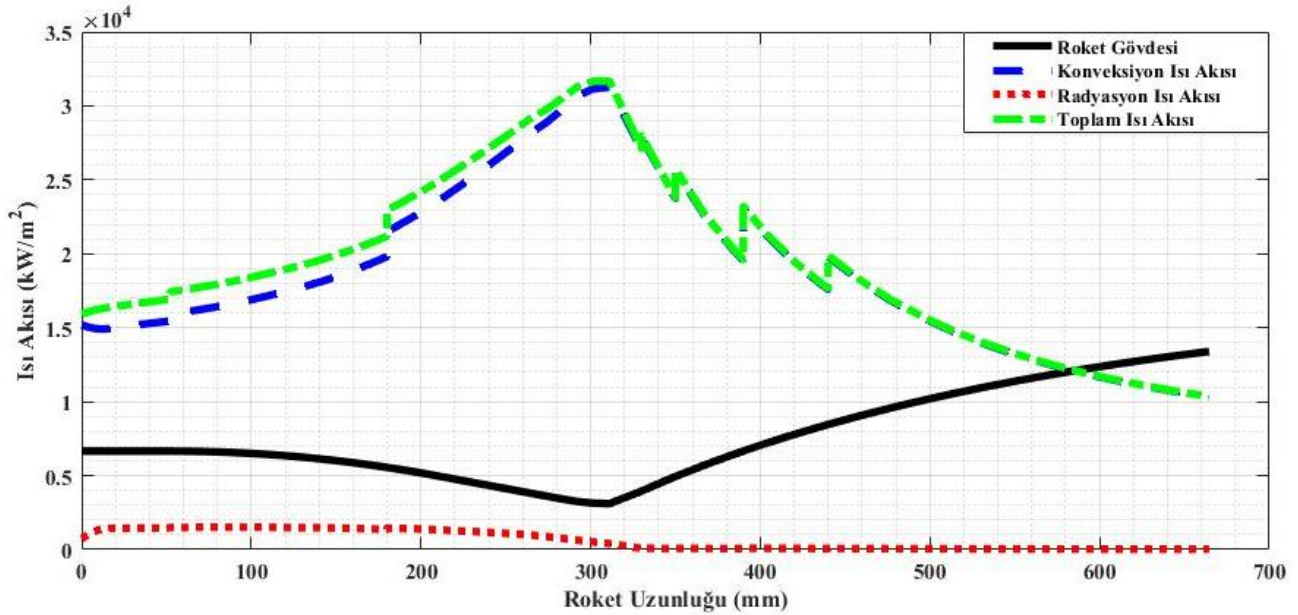
**Şekil 3** Roket soğutma sistemi kesit görünüşü

3. Bulgular

RPA programı ile soğutma sistemi analiz edildiğinde roket duvarlarındaki sıcaklık değerleri Şekil 4'de verilmiştir. Soğutma sıvısı soğutma kanalına 23.75 MPa basınçla girmektedir ve 20.95 MPa basınçla çıkmaktadır. Soğutma sıvısının kütleli debisi 4.33 kg/s 'dir. Roket geometrisi boyunca zirkonya kaplama sıcaklığı 2638.24 K ile enjektörden 301.25 mm uzaklığında görülmüştür. Sıcak gaz tarafı duvar sıcaklığı en yüksek 1032.87 K iken duvar boyunca sıcaklık 1000 K altındadır. Soğutucu sıvı tarafındaki duvar sıcaklığı en yüksek 787.79 K olarak yanmanın başladığı lokasyonda meydana gelmiştir.

**Şekil 4** Roket malzemesi sıcaklık grafiği

Roket boyunca ısı akısı dağılım grafiği Şekil 5'te gösterilmektedir. Şekil 5 incelendiğinde en yüksek ısı akısı beklenildiği gibi yüzey alanının minimum olduğu nozul boğazında olmuştur.



Şekil 5 Soğutma sistemini ısı akısı dağılım grafiği

Yapılan çalışma ile optimum soğutma için uygun yakıt debisi vasıtasıyla roketin herhangi bir problem yaşamadan çalışabilirliği belirlenmiştir. Kritik bölgelere zirkonya kaplaması ile yüksek sıcaklığa dayanımlı yapı oluşturulmuştur. Ayrıca yüksek ısıl iletkenliğe sahip olan oksijensiz bakır kullanımı sayesinde iyi bir ısı transferi ile roketin emniyetli çalışma koşulları sağlanmıştır.

4. Tartışma ve Sonuç

Bu çalışmada co-axial (eş eksenli) rejeneratif soğutma sistem tasarımı ve analizi yapılmıştır. Roket itki odası malzemesi olarak yüksek mukavemet ve ısıl iletim özelliklerinden dolayı oksijensiz bakır seçilmiştir. Oksijensiz bakırın sıcaklığa bağlı olarak deformasyon, çarpılma ve erimesini engellemek için roket gövdesinin yüksek sıcaklığa maruz kalan kısımları zirkonya seramik malzemesi ile kaplanmıştır. Soğutma yedi kademe kullanılarak en efektif şekilde yapılmıştır. Soğutma sıvısı olarak roketin aynı zamanda yakıt olarak kullanılan sıvı hidrojen seçilmiştir. Soğutucu olarak kullanılan sıvı hidrojen, roketin soğutulması sonrası dışarı atılacak enerjiyi üzerine alarak yanma odasına rejeneratif kazançla gelmektedir. Böylece sıvı yakıtlı roket daha verimli çalışmaktadır. Bu roketin 45 K sıcaklık ile soğutma kanalına verilen sıvı hidrojen 141.21 K sıcaklığa çıkarak yanma odasına girdiği tespit edilmiştir.

Referanslar

- Dhara, A., Kishan, P. M. ve Kannah, V. V. (2020). Design of Regenerative Cooled Cryogenic Rocket Engine.
- Huang, D. H. ve Huzel, D. K. (1971). Design of Liquid Propellant Rocket Engines Second Edition.
- Kim, S.-K., Joh, M., Choi, H. S. ve Park, T. S. (2014). Multidisciplinary Simulation of a Regeneratively Cooled Thrust Chamber of Liquid Rocket Engine: Turbulent Combustion and Nozzle Flow. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 70, 1066–1077.
- Munk, D. J., Selzer, M., Seiler, H., Ortelt, M. ve Vio, G. A. (2022). Analysis of a transpiration cooled LOX/CH4 rocket thrust chamber. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 182, 121986.
- Ponomarenko, A. (2009). RPA: Design tool for liquid rocket engine analysis.
- Ponomarenko, A. (2012). Thermal analysis of thrust chambers. *Software Manual, RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis*.
- Sichler, E., Montes, J. D. ve Chandler, F. O. (2018). One Dimensional Thermal Steady State Analysis and Procedure for a Low-Pressure Liquid Oxygen and Liquid Methane Rocket Engine. *2018 Joint Propulsion Conference* içinde (s. 4602).
- Song, J. ve Sun, B. (2016). Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in LOX/Methane Rocket Engines. *Applied Thermal Engineering*, 106, 762–773.
- Sutton, G. P. ve Biblarz, O. (2016). *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons.

Turner, M. J. L. (2006). *Rocket and Spacecraft Propulsion* (2. bs.). Springer-Verlag Berlin Heidelberg.

Ulas, A. ve Boysan, E. (2013). Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines. *Aerospace Science and Technology*, 24(1), 187–197.

Ward, T. A. (2010). *Aerospace propulsion systems*. John Wiley & Sons.