

DETONASYON MOTORUNA SAHİP ROKETLERDE ÖN-DETONATORDE FARKLI ENGELLERİN ŞOK DALGASI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Ahmet Alper YONTAR¹
Tarsus Üniversitesi, Mersin

Mehmet Ali ADIGÜZEL²
Tarsus Üniversitesi, Mersin

ÖZET

Roket motorları günümüzün en önemli itki sistemleridir. Uzay ve havacılığın yanı sıra savunma sanayisinde de çok büyük bir öneme sahiptir. Roketlerde artan maliyetlerin azaltılması ve tüketilen yakıt miktarı fazlalığı, roket motoru teknolojilerinin her geçen gün gelişmesine yol açmaktadır. Geleneksel roket motorlarını geliştirmenin iki yolu vardır bunlar çevrim ve üretim hassasiyetleridir. Çevrimi değiştirmeden üretim yöntemlerini geliştirmek artık ne yazık ki roket performansını çok az arttırmaktadır. Bu yüzden daha yüksek performansa sahip bir çevrime ihtiyaç duyulmaktadır. Bu noktada, dünya genelinde gelişmekte olan detonasyon motorları bu ihtiyacımızı önemli ölçüde karşılaması ve hali hazırdaki roket motoru performansını %1-20 arasında artırması beklenmektedir. [Kumar, 2019]. Detonasyon motorları PDE (Pulse Detonation Engine) ve RDE (Rotating Detonation Engine) olmak üzere ikiye ayrılır ve DDT (Deflagration to Detonation Transition) alev dalgasının detonasyon dalgasına dönüşmesi mantığıyla çalışır. [Atchley, 2006]. Efektif bir şok dalgası oluşturmak için ön detonatördeki engellerin konumu ve boyutları büyük bir öneme sahiptir. Şok dalgasını oluşturmanın yanı sıra ana detonatore geçişte yüksek basınç ve sıcaklıkta elde edilmelidir. Bir ön-detonatör; sürücü ve sürünen olmak üzere iki farklı bölgeden ve bu iki bölgeyi ayıran bir diyaframdan oluşmaktadır [Lee, 2008]. Sürücü bölgesinde yanmış yakıt-hava bulunurken sürünen bölgede yanmamış yakıt-hava karışımı bulunmaktadır. Diyaframın ortadan kaldırılmasıyla yüksek sıcaklıktaki gaz yanmamış bölgedeki yakıt ile tepkimeye girerek normal şok dalgası oluşturmaktadır. Bu şok dalgası önündeki yanmamış yakıtı yüksek basınç ve sıcaklıkta sıkıştırıp yakarak ilerlemektedir [Panicker, 2008]. Bu çalışmada kerosen-hava ikilisi için bir ön-detonatorda (Pre-Detonator) çeşitli engel yüksekliklerinde şok dalgası oluşumu için basınç, sıcaklık ve hız değişimlerinin incelenmesi gerçekleştirilmiştir. Araştırmada üç farklı geometriye sahip ön-detonatör modellenmiş, basınç, sıcaklık ve hız parametreleri Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılarak analiz edilmiştir. Bu araştırma da 0.18 milisaniyede ve şokun ön-detonatörü terk ettiği sırada en yüksek basınca ve sıcaklığa ulaşan şok dalgası Geometri-2'de gözlemlenmiştir. Geometri-2 boyunca basınç 35.73 ve sıcaklık 16.78 kat yükselmiştir. Bu durum bize optimum engel aralığının Geometri-1 ve Geometri-3 arasında bir değer olması gerektiğini göstermiştir.

¹ Ahmet Alper YONTAR, Mak. Müh. Böl., E-posta: aayontar@tarsus.edu.tr

² Mehmet Ali ADIGÜZEL, Lisansüstü Eğ. Ens., E-posta: mehmet_adiguzel@tarsus.edu.tr

GİRİŞ

Detonasyon, yanma sonucu ortaya çıkan enerji yayılımı tarafından idame ettirilen bir şok dalgasıdır. Önde giden şok dalgası yüksek derecede yanıcı tepkiyi sıkıştırarak yüksek basınçta ve sıcaklıkta gaz ürününe dönüştürür. Bu süreçte çok kısa süre içerisinde ortaya muazzam ölçüde enerji açığa çıkar. Bu enerjide sesüstü hızda hareket eden şok dalgasını idame ettirir. Böylece detonasyon hem yanmaya neden olarak hem de yanma sonucu ortaya çıkan enerji ile beslenerek yayılımını sürdürür. Detonasyon motorları bir ön-detonatör kullanarak şok dalgası oluşturmakta ve bu şok dalgasını kullanarak önündeki yanmamış yakıtın basınç ve sıcaklığını yükseltmektedir [Tsuboi, 2017]. Bir ön-detonatörde şok dalgası oluşturmak için çeşitli engel yüksekliklerine ve geometrilerine sahip olmak gerekmektedir. Bunun nedeni ise yüksek sıcaklıklarda gazlarda, viskozitede meydana gelen artış Reynolds sayısını düşürmekte ve dolayısıyla türbülans değerini de düşürmektedir. Yetersiz türbülansdan dolayı şok dalgasının oluşum süresi uzayacaktır. Bu yüzden engellerin konumu şok dalgasının oluşmasında önemli bir role sahiptir. Daha sonra bu şok dalgası ana-detonatöre ait yanma odasına girmekte ve çeşitli şok dalgası tiplerinin (eğik şok, Mach diskleri vb.) oluşmasına neden olmaktadır. Ana detonatörde yanma sonucu açığa çıkan yüksek hızdaki yanmış gaz bir nozulda genişletilerek itki kuvveti elde edilmektedir.

Bu çalışmada bir detonasyon motorunun ön-detonatöründe farklı engeller için şok dalgalarının oluşumu ve sistemin termodinamik özelliklerinin değişimi incelenmiştir.

Detonasyon motorları hakkında yapılan literatür çalışmaları incelendiğinde; Liu ve arkadaşlarının iki boyutlu olarak modellenmiş dönel detonasyon motorunda akış alanını ve basınç kazancı performansını incelemişlerdir. Açık kaynaklı yazılım OpenFOAM programında analizleri gerçekleştirmişlerdir. Analiz sonucunda giriş alan oranının 1'den küçük olduğu durumlarda üçgen yapılı gaz katmanları farklı boyutta çizgili dağılım sergilemiş ve yanma odası basınç kazanç oranını da azalttığını tespit etmişlerdir [Liu, 2019]. Liu ve arkadaşlarının yapmış oldukları diğer bir çalışmada ön karışimli dönel detonasyon motorunda stokiyometrik şartlarda hidrojen-hava karışımını 3-D sayısal analiz çalışmasında gerçekleştirmişlerdir. Hesaplama çalışmasında tek adımlı Arrhenius kimya modelini Euler denklemleri ile birleştirmişlerdir. Yanma odası çevresindeki şok dalgalarının saat yönünün tersine döndüğünü tespit etmişlerdir. Ayrıca yansıyan şok dalgaları motorların stabilitesini etkilerken dönel detonasyon motorlarında itme performansının düşmediğini bulgulamışlardır [Liu, 2020].

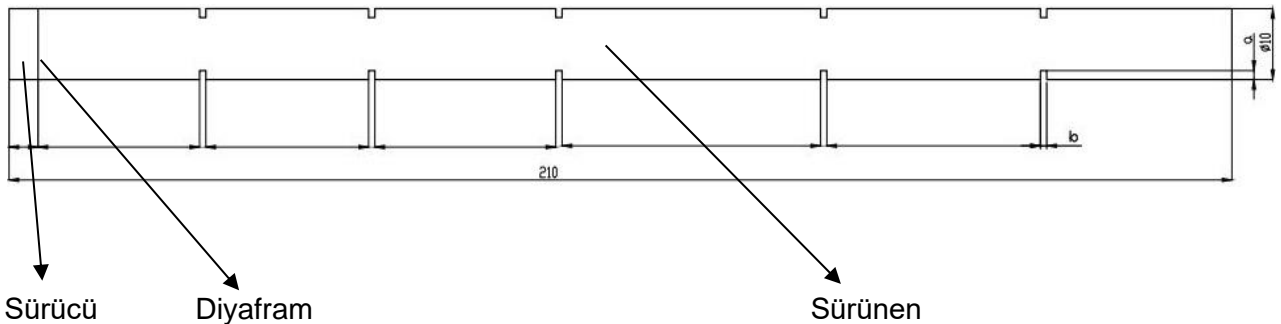
YÖNTEM

Bu çalışmada sayısal modelleme yöntemi kullanılmış olup iki boyutlu olarak ön detonatör tasarlanmış ve farklı engel geometrileri için akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu geometrinin oluşturulmasında laboratuvar ortamında sahip olunan ön detonatörün ölçülerinden faydalanılmıştır.

Ön detonatöre ait geometri $\varnothing 10 \times 200$ mm boyutunda olup engele ait genişlik ve boyu temsilen kullanılan a ve b değerlerindeki geometri değişimi Tablo 1 de verilmiştir.

Tablo 1: Geometri Değişkenleri

Geometri			
(mm)	1	2	3
a	1.5	3.0	4.5
b	1.0	2.2	3.3

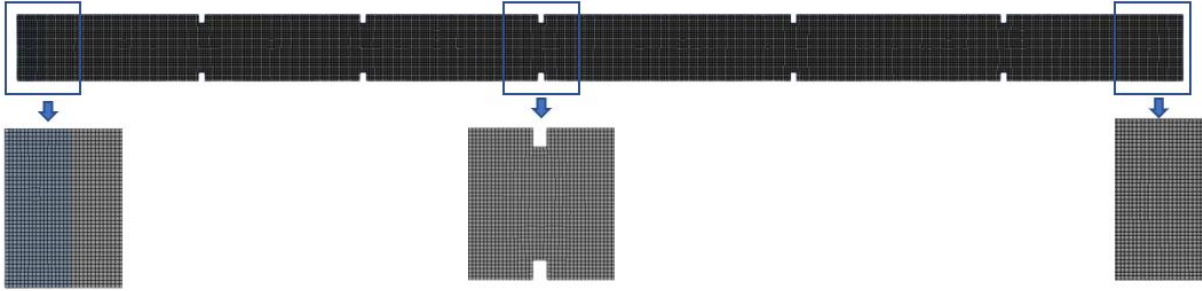


Şekil 1: Ön Detonator Geometrisi

Mesh parametreleri Tablo 2 mevcut olup literatürde mevcut olan kabul edilebilir aralıkları sağlamaktadır. Basınç tabanlı çözücünde k-epsilon türbülans modeli kullanılmıştır. Yanma modeli olarak türlerin taşınması yönteminde ideal gaz yoğunluk modeli olarak belirlenmiştir. Başlangıç parametreleri hibrit ve yama olup, method olarak birinci derece çözücünde zaman adımı 1.5e-07s ve iterasyon sayısı 30000 olarak seçilmiştir.

Tablo 2: Mesh Parametreleri

Mesh Parametreleri	Değerler
Eleman Kalitesi	0.95-1.00
En-Boy Oranı	1.00-1.10
Asimetri	1.30e-10-5.10e-2
Ortogonal Kalitesi	0.99-1.00
Eleman Sayısı	60000



Şekil 2: Mesh Yapısı

Termodinamik Bağlıntılar

Detonasyon motorlarında aşağıdaki termodinamik bağıntıları kullanmak mümkündür. Bu bağıntılardan ve Hugoniot eğrisinden faydalanarak sayısal analize ait girdi parametreleri elde edilmiş ve 2B model üzerinde tanımlanmıştır.

Basınç;

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\gamma * M_{Cj}^2 + 1}{\gamma + 1}$$

Sıcaklık;

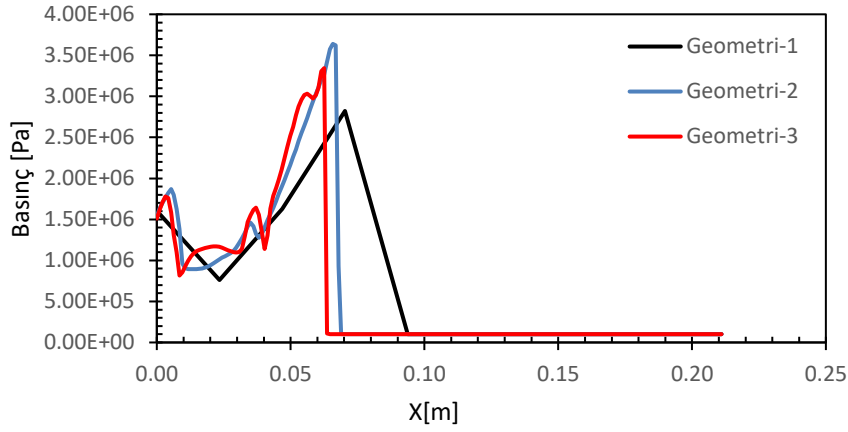
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{(1 + \gamma * M_{Cj}^2)^2}{(1 + \gamma)^2 * M_{Cj}^2}$$

Hız;

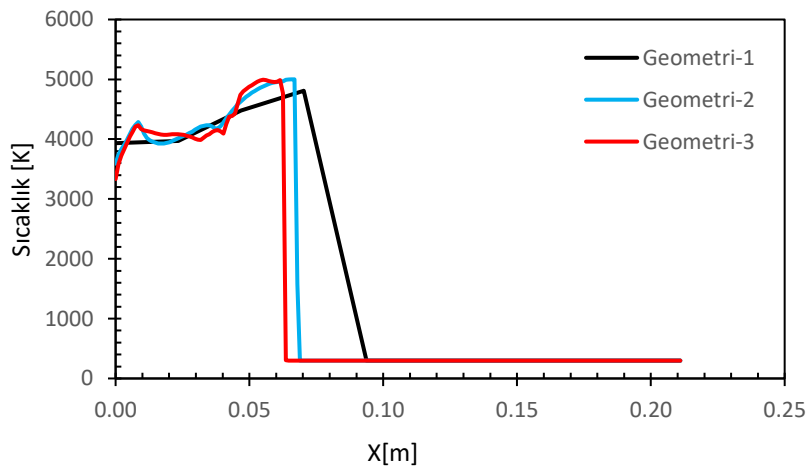
$$U_{Cj} = M_{Cj} * C_1$$

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

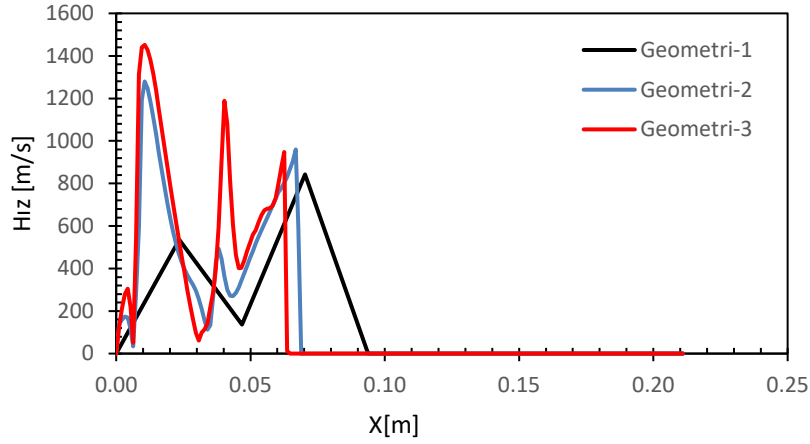
Geometrik tanımlamaları ve mesh yapısı tanımlanan ön detonatör geometrisi için giriş parametreleri ve ortam koşulları parametreleri tanımlanarak tekrarlı analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler öncesinde sistem için mesh sayısından bağımsız kılma çalışması yapılmış ve basınç değişimi referans alınarak ideal mesh sayısı belirlenmiştir. İki boyutlu akış modelleme analizleri 40 çekirdekli bir iş istasyonunda gerçekleştirilmiş olup daha sonrasında post-processing yapılarak sonuçlar değerlendirilmiştir. Elde edilen birçok sonuç içerisinde engel geometri değişiminin etkilerini net bir şekilde ortaya koyabilecek olan basınç, sıcaklık, hız üçlüsü dikkate alınarak analiz sonuçları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Farklı ölçülere sahip engel tipleri için Şekil 3, Şekil 4 ve Şekil 5 şok dalgasının 0.18 milisaniyedeki değerleri olup şokun önündeki yanmamış yakıt-hava karışımının basınç, sıcaklık ve hızını arttırdığını göstermektedir.



Şekil 3: Basınç- Konum Grafiği

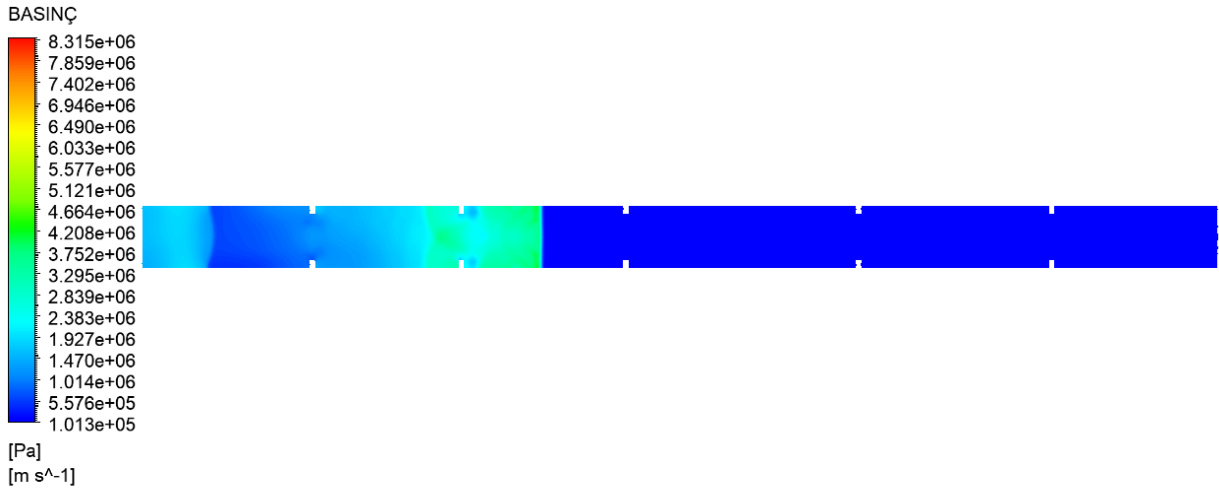


Şekil 4: Sıcaklık-Konum Grafiği

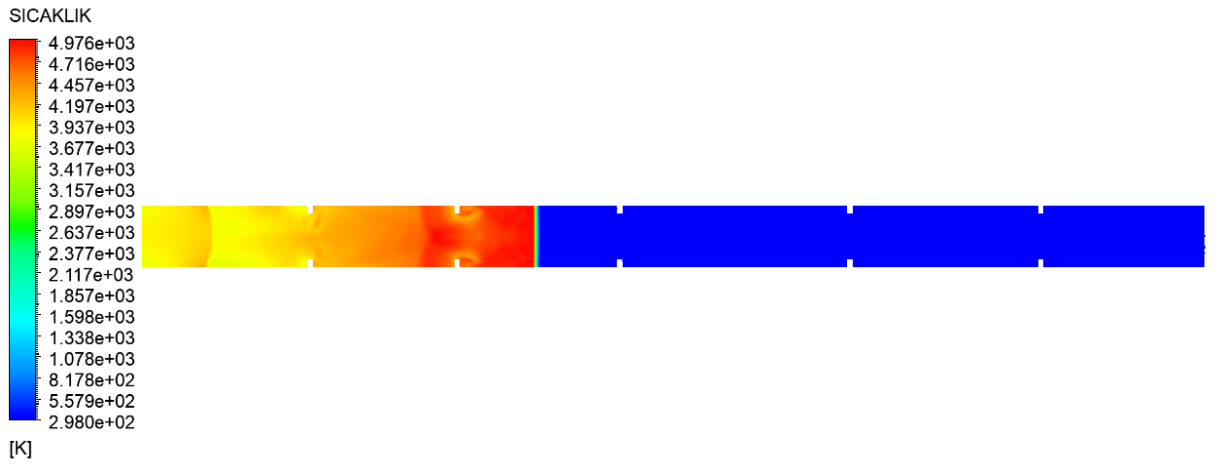


Şekil 5: Hız-Konum Grafiği

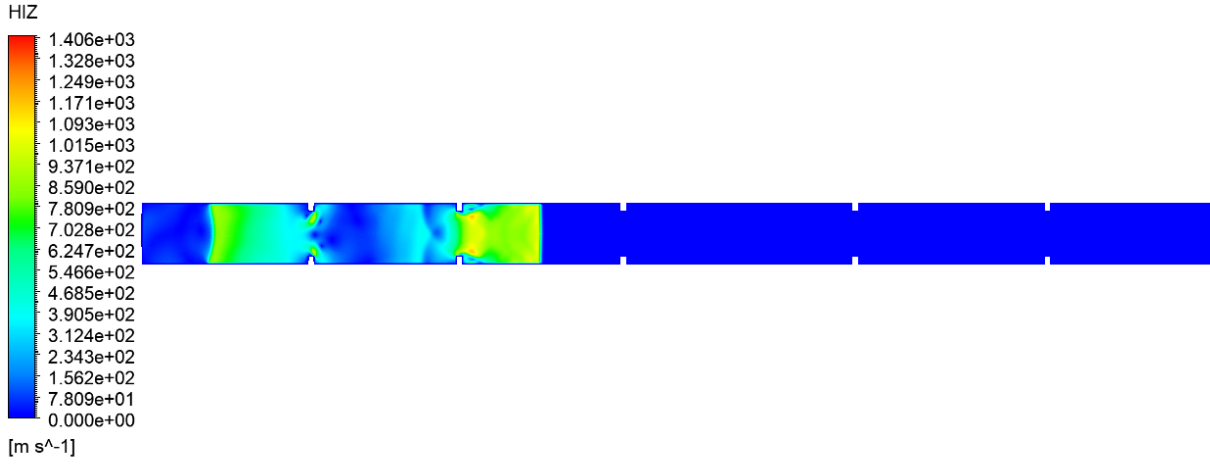
Şekil 6, Şekil 7 ve Şekil 8 geometri-1 e ait olup, 0.18 milisaniyedeki basınç, sıcaklık ve hız konturları şok dalgasının ön-detonatördeki ilerleyişini göstermektedir.



Şekil 6: Basınç Konturu

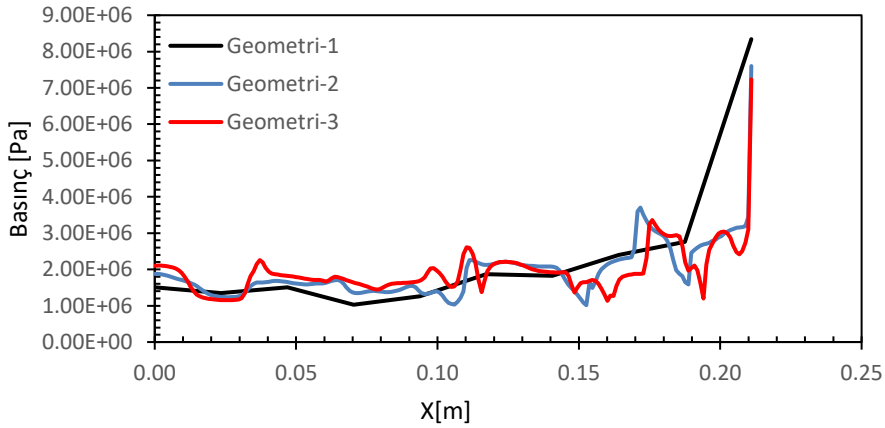


Şekil 7: Sıcaklık Konturu

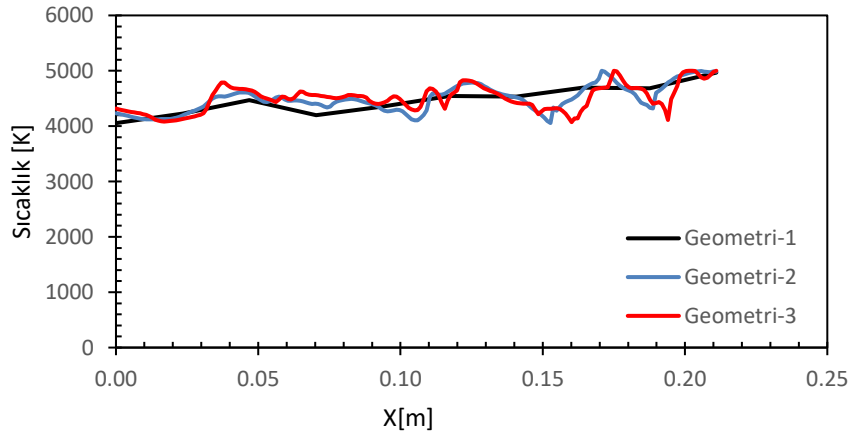


Şekil 8: Hız Konturu

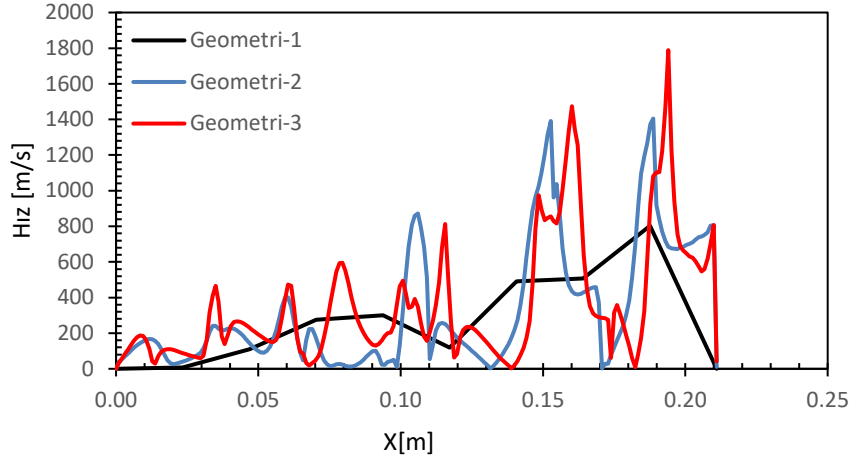
Şekil 9, Şekil 10 ve Şekil 11’de verilen basınç, sıcaklık ve hız grafikleri şok dalgasının ön-detonatörü terk edip artık ana detonatöre geçiş yapması gerektiği yerde o andaki mevcut olan değerlerdir.



Şekil 9: Basınç- Konum Grafiği



Şekil 10: Sıcaklık-Konum Grafiği



Şekil 11: Hız-Konum Grafiği

- Yapılan analizler sonucunda Geometri-1; 0.24 milisaniyede, Geometri-2; 0.2445 milisaniyede ve Geometri-3; 0.2475 milisaniyede ön-detonatörden ana-detonatöre geçmektedir.
- Geometri-1 de 0.18 milisaniyede sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 4809K, 2.82E+06Pa ve 842m/s olduğu tespit edilmiştir.
- Geometri-2 de 0.18 milisaniyede sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 5000K, 3.62E+06Pa ve 960m/s olarak elde edilmiştir.
- Geometri-3 de 0.18 milisaniyede sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 4777K, 3.34E+06Pa ve 947m/s olduğu görülmüştür.
- Geometri-1 de 0.24 milisaniyede ön-detonatör çıkışında sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 4967K, 7.05E+06Pa ve 803m/s olduğu tespit edilmiştir.
- Geometri-2 de 0.2445 milisaniyede ön-detonatör çıkışında sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 4982K, 7.60E+06Pa ve 805m/s olarak elde edilmiştir.
- Geometri-3 de 0.2475 milisaniyede ön-detonatör çıkışında sıcaklık, basınç ve hız değerleri sırasıyla 4957K, 7.23E+06Pa ve 806m/s olduğu görülmüştür.
- Geometri-1 de şok dalgası oluşuktan sonra ön-detonatörü en hızlı şekilde terk etmesinin yanı sıra basınç, sıcaklık ve hız parametreleri diğer iki geometriden daha düşük olduğu gözlemlenmiştir.
- 0.18 milisaniyede yanmamış yakıt alanını en çok etkileyen engellerin Geometri-1'e ait olduğu tespit edilmiştir. Bu tetikleme şok dalgasının ön-detonatörü daha hızlı terk etmesine neden olmuştur. Bu avantaja rağmen ne yazık ki diğer iki geometri kadar basınç ve sıcaklık artışı gerçekleşmemiştir. Bu durum bize engel boylarının önemini göstermektedir.
- Geometri-1 için engeller arası mesafenin fazla olması hızın düşük ve basıncın yüksek olmasına neden olmuştur.
- 0.18 milisaniyede ve şokun ön-detonatörü terk ettiği sırada en yüksek basınca ve sıcaklığa ulaşan şok dalgası Geometri-2'de gözlemlenmiştir. Bu durum bize optimum engel aralığının Geometri-1 ve Geometri-3 arasında bir değer olması gerektiğini göstermiştir.

- Geometri-3 için karşıt engeller arası mesafe az olduğundan yansıyan genişleme şok dalgaları fazlalığı nedeniyle ön-detonatör içerisinde sıcaklık artmıştır.

SONUÇ

Bu çalışmada basınç, sıcaklık ve hız konturları bakımından tanımlanan girdi parametrelerine istinaden en efektif çalışan ön-detonatör engel geometrisinin Geometri-2 olduğu tespit edilmiştir. Bu ve benzeri çalışmalar ışığında optimum farklı ön-detonatör engel geometrileri tasarlanarak uzay-havacılık araçları için detonasyon motoru tasarımı yapılabilir. Hızlı gelişme gösteren bu alanda çalışmalar yapmaya başlamak ülkemizin havacılık ve uzay teknolojisinin geleceği açısından hayati önem taşımakta olup. Mach sayısının hipersonik seviyede seyrettiği çalışma koşullar için mevcut teknoloji referans alındığında ön-detonatör ve ana-detonatör teknolojisinin gelişimi yüksek önem arz etmektedir.

Kaynaklar

- Atchley, A.A., Gabrielson, T.B., 2006. Chapter 2 -Considerations For The Measurement of Very-High-Amplitude Noise Fields, Combustion Processes in Propulsion, Pages 223-230.
- Kumar, R. (2019). Pulsed Detonation Engine Nozzle Design and Analysis (Doctoral dissertation, The University of Texas at Arlington).
- Lee, J. H. S. (2008). The Detonation Phenomenon. Cambridge: Cambridge University Press.
- Panicker, P. K. (2008). The development and testing of pulsed detonation engine ground demonstrators (Doctoral dissertation, The University of Texas at Arlington).
- Tsuboi, N., Asahara, M., Kojima, T., & Koichi Hayashi, A. (2017). Numerical Simulation on Rotating Detonation Engine: Effects of Higher-Order Scheme. Detonation Control for Propulsion, 77–107.
- Liu, X.-Y., Chen, Y.-L., Yao, S.-B., & Wang, J.-P. (2019). Numerical Study of Reverse-Rotating Wave in the Hollow Rotating Detonation Engines. The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2018), 1677–1684.
- Liu, X.-Y., Luan, M.-Y., Chen, Y.-L., & Wang, J.-P. (2020). Flow-field Analysis and Pressure Gain Estimation of a Rotating Detonation Engine with Striped Distribution of Reactants. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum