

YAKIT ÖZELLİKLERİNİN KATI YAKITLI ROKET MOTORU İÇ BALİSTİK PERFORMANSI ÜZERİNE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

Ceyhun Tola¹
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Çalışma kapsamında, yanma odası sıcaklığı, yakıt yoğunluğu, karakteristik hız, referans yanma hızı ve yanma hızı basınç etki katsayısının katı yakıtlı roket motorlarının iç balistik performansı üzerine etkileri incelenmiştir. Bu bağlamda, geliştirilen sıfır boyutlu iç balistik performans çözümü kullanılarak oluklu kesit geometrisine sahip jenerik bir katı yakıtlı roket motorunun performans analizleri gerçekleştirilmiş ve farklı yakıt özellikleri için maksimum yanma odası basıncı, yanma süresi, özgül itki ve toplam darbe değerleri elde edilmiştir. Daha sonra bu sonuçların kullanılmasıyla hazırlanan cevap yüzeyleri yardımıyla, iç balistik performans üzerinde etkili olan yakıt özellikleri belirlenerek bu özelliklerin değişiminin performansa olan etkisi grafiksel olarak incelenmiştir. Son olarak, yakıt özelliklerinin değişimiyle yanma basıncı – zaman grafiğinde gözlenen değişim grafiksel olarak sunulmuş ve yorumlanmıştır.

GİRİŞ

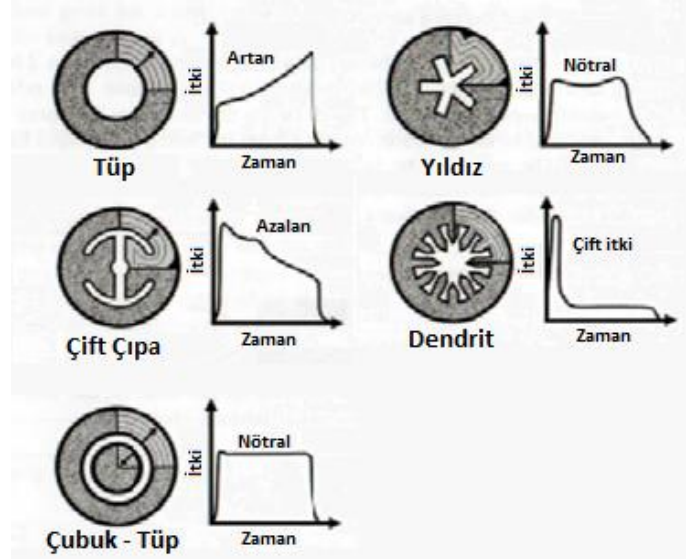
Katı yakıtlı roket motorları, alternatif roket motorlarına göre daha az sayıda bileşen içerdikleri için görece düşük üretim maliyetine, depolama ve nakliye kolaylığına sahiptirler. Bu sebeple, askeri sistemlerde ve uzay görevlerinde ivmelendirici motor olarak kullanılırlar. Katı yakıtlı roket motorlarının tasarım sürecinde roket motorunun iç balistik performans analizleri, tasarlanan sistemin şartname gereksinimlerini karşılayıp karşılamadığını roket motorunu üretmeden önce inceleme bakımından büyük bir öneme sahiptir. Sistemi en hızlı şekilde analiz ederek gereksinimleri karşılayan tasarımı bulmak amacıyla birçok çalışma yapılmıştır. Açık, katı yakıt kesit geometrisine ait parametreleri ve lüle boyutlarını değiştirerek katı yakıtlı roket motorunun sağlaması planlanan itki – zaman grafiğini optimize eden bir araç geliştirmiştir [Açık, 2010]. Clegern, hedeflenen iç balistik performans sonuçlarını mümkün olan en az yakıt kütlesi ile sağlayan yakıt kesit boyutlarını belirleyen bir program geliştirmiştir [Clegern, 1993]. Rousseau ve ekibi, sistem tanımlama adımından başlayarak, iç balistik performans bakımından görev gereksinimlerine uygun katı yakıtlı roket motoru tasarımını oluşturmada büyük kolaylık sağlayan bir aracı, Matlab ortamında geliştirmişlerdir [Rousseau, 2013]. Zeping ve beraberindekiler, katı yakıtlı roket motorlarının arzu edilen iç balistik performans gereksinimlerine pratik şekilde ulaşmasını sağlayan verimli bir yöntem geliştirmişlerdir [Zeping, 2017]. Literatürdeki bu tür çalışmalarda, tasarımda kullanılan katı yakıtın seçimi de kritik öneme sahiptir. Bu sebeple, çalışma kapsamında sabit kesit geometrisine ve lüle boyutlarına sahip bir roket motoru kullanılarak katı yakıt özelliklerindeki değişimin roket motorunun iç balistik performans sonuçları üzerindeki etkisi cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Cevap yüzeyi analizlerinde kullanılan iç balistik performans analizlerine ait sonuçlar, Matlab ortamında hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik performans çözümü yardımıyla elde edilmiştir. Çalışma sonucunda, yanma odası sıcaklığı, yakıt yoğunluğu, karakteristik hız, referans yanma hızı ile yanma hızı basınç etki katsayısının; maksimum yanma basıncı, yanma süresi, özgül itki ve toplam darbe gibi iç balistik performans

¹ Dr. Öğretim Üyesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: ctola@thk.edu.tr

sonuçları üzerine etkisi grafiksel olarak elde edilmiştir. Buna ek olarak, yakıt özelliklerinin değişimiyle yanma basıncı – zaman grafiğinde gözlenen değişim grafiksel olarak sunulmuş ve böylece, yakıt seçiminde kritik öneme sahip parametreler belirlenmiştir.

KATI YAKITLI ROKET MOTORLARI

Katı yakıtlı roket motorları temel olarak, motor gövdesi, yalıtım, ateşleyici, lüle ve katı yakıttan oluşur. Katı yakıtın kesit geometrisi, roket motorunun yanma davranışını ve dolayısıyla da itki – zaman grafiğini belirler. Bu sebeple katı yakıtın kesit geometrisi, görev türüne uygun şekilde seçilir. Farklı kesite sahip olan katı yakıtların sağladığı itki – zaman davranışı Şekil 1’de gösterilmiştir.



Şekil 1: Farklı Kesite Sahip Katı Yakıtların İtki - Zaman Profilleri [Ward, 2010].

Kesit geometrisine ek olarak yakıt türü de yanma odası basıncı – zaman ve itki – zaman grafiklerini etkilemektedir. Bu sebeple, kavramsal tasarım aşamasında seçilen yakıt özelliklerinin hem tasarım gereksinimlerini karşılayabilmesi hem de seçilen yakıtın üreteceği yanma odası basıncı altında yapısal bütünlüğünü koruyabilmesi gerekmektedir.

İÇ BALİSTİK PERFORMANS ANALİZLERİ

Sıfır Boyutlu (0B) İç Balistik Performans Çözücünün Geliştirilmesi

Katı yakıtlı roket motorlarının iç balistik performans analizlerini gerçekleştirerek yanma odası basıncı – zaman ve itki – zaman grafiklerini kısa sürede yüksek doğrulukla elde etmeyi sağlayan yöntemlerin başında sıfır boyutlu iç balistik performans çözücü kullanılması gelir. Bu sayede, optimizasyon ya da cevap yüzeyi oluşturma gibi çok sayıda farklı analiz gerektiren görevler seri şekilde tamamlanabilir. Çalışma kapsamında kullanılan 0B iç balistik performans çözücü Matlab ortamında geliştirilmiştir. Çözücü, yanma ürünü olarak oluşan gazların ideal gaz olduğu; yanma sonucu oluşan gaz özelliklerinin yanma odası boyunca sabit kaldığı; yakıt yanma hızının yanma süreci boyunca Saint Robert Kanunu’na uygun şekilde ($r_b = a \cdot P_c^n$) hesaplanabildiğini varsaymaktadır. Ayrıca çözücü hazırlanırken, erozif yanma ve yanmadaki süreksizlik etkilerinin ihmal edilebilir boyutta olduğu; yanma odasındaki gazların ataletinin ihmal edilebilir düzeyde olduğu ve lüle boyunca oluşan akışın kararlı bir boyutlu ve izantropik olduğu varsayılmıştır.

0B iç balistik performans çözücü temel olarak kütle korunumu yasasına dayanır ve bu kanuna göre yanma odasında bulunan kütle korunumundan (1) numaralı eşitlik elde edilir [Sutton, 2001].

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{1}{V_p} \cdot \left[R \cdot T_c \cdot \left(\rho_p \cdot A_b \cdot a \cdot P_c^n - \frac{P_c \cdot A_t}{c^*} \right) - P_c \cdot \frac{dV_p}{dt} \right] \quad (1)$$

Bu eşitlikte, $\frac{dV_p}{dt} = A_b \cdot r_b = A_b \cdot a \cdot P_c^n$ şeklinde ifade edilir. Burada, P_c – yanma basıncı, V_p – gaz hacmi (port hacmi), R – gaz sabiti, ρ_p – yakıt yoğunluğu, A_b – katı yakıtın yanma yüzey alanı, a – yakıt yanma hızı katsayısı, n – yanma hızı basınç etki katsayısı, A_t – lüle boğaz alanı ve c^* – karakteristik hızdır. (1) numaralı eşitlik, katı yakıtlı roket motorlarının iç balistik performans analizlerini gerçekleştirmek amacıyla kullanılır ve denklemin küçük zaman adımlarında integre edilmesiyle roket motoruna ait basınç – zaman grafiği elde edilir [Sutton, 2001].

Lüle çıkış basıncının (P_e) zamanla değişimini hesaplamak amacıyla (2) numaralı eşitlik kullanılır [Sutton, 2001].

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2)$$

Burada, A_t/A_e – lüle genişleme oranı, γ – özgül ısıların oranıdır. İtke katsayısının (C_F) zamana göre değişimi; lüle çıkış basıncının (P_e) ve yanma basıncının (P_c) zamana göre değişimleri, lüle genişleme oranı (A_t/A_e) ve ortam basıncı (P_{amb}) değerleri kullanılarak (3) numaralı denklemden hesaplanır [Sutton, 2001].

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_c}\right) \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad (3)$$

Böylece itkinin zamanla değişimi (4), özgül itki ve toplam darbe de sırasıyla (5) ve (6) numaralı eşitliklerden elde edilir [Sutton, 2001]:

$$F = C_F \cdot P_c \cdot A_t \quad (4)$$

$$I_{sp} = \frac{c^* \cdot C_F}{g_0} \quad (5)$$

$$I_t = \int_0^t F \cdot dt \quad (6)$$

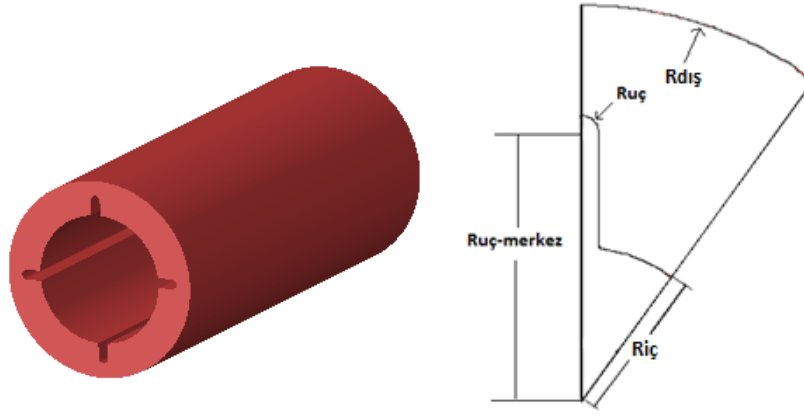
Burada, g_0 – yer çekimi sabitidir.

Toplam darbe, itki – zaman grafiğinin altında kalan alan olup bu değer, roket motorunun sağlayacağı menzile doğrudan ilişkilidir. Özgül itki ise roket motorunun verimliliğinin ölçüsüdür. Dolayısıyla, tasarlanan roket motorunun toplam darbe gereksinimlerinin mümkün olan en yüksek özgül itki ve mümkün olan en düşük kütle değerleri ile birlikte sağlanması kritik öneme sahiptir.

Geriye Yanma Analizleri

Katı yakıt özelliklerinin iç balistik performans sonuçları üzerinde yarattığı farkları analiz edebilmek için sabit geometriye sahip yakıt ve lüleden oluşan bir roket motorunun farklı yakıt özellikleri altında analiz edilmesi gerekmektedir. Çalışma kapsamında analizi gerçekleştirilen katı yakıtlı roket motoru Şekil 2’de gösterilen oluklu kesit geometrisine sahip olup bu motora ait geometrik boyutlar Çizelge 1’de özetlenmiştir.

Yanma süreci boyunca katı yakıt yanma yüzeyinin geriye doğru ilerleyerek (yanarak) göstermiş olduğu değişime geriye yanma adı verilir. (1) numaralı eşitlikten görüldüğü üzere, katı yakıtlı roket motorlarına ait iç balistik performans analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için, yakıt yanma yüzeyi ve port hacminin zamana göre değişimlerinin geriye yanma analizleri sonucunda elde edilmesi önem arz etmektedir. Bu işlem analitik ya da sayısal yöntemler kullanılarak gerçekleştirilebilir. Analitik yöntem basit ve bazı karmaşık geometrilerinin geriye yanma analizlerini en yüksek doğrulukta ve en kısa sürede gerçekleştirebilmektedir.



Şekil 2: Çalışma Kapsamında Analiz Edilen Yakıt Geometrisi.

Çizelge 1 : Çalışma Kapsamında Analiz Edilen Roket Motorunun Boyutları.

Sembol	Parametre	Değer	Birim
$R_{dış}$	Dış Yarıçap	100	mm
$R_{iç}$	İç Yarıçap	65	mm
$R_{uç-merkez}$	Oluk Merkezinin Yarıçapı	80	mm
$R_{uç}$	Oluk Ucu Yarıçapı	5	mm
N	Oluk Sayısı	4	—
L	Yakıtın Boyu	500	mm
A_e/A_t	Lüle Çıkış Alanının Lüle Boğaz Alanına Oranı	4	—
A_t	Lüle Boğaz Alanı	2800	mm ²

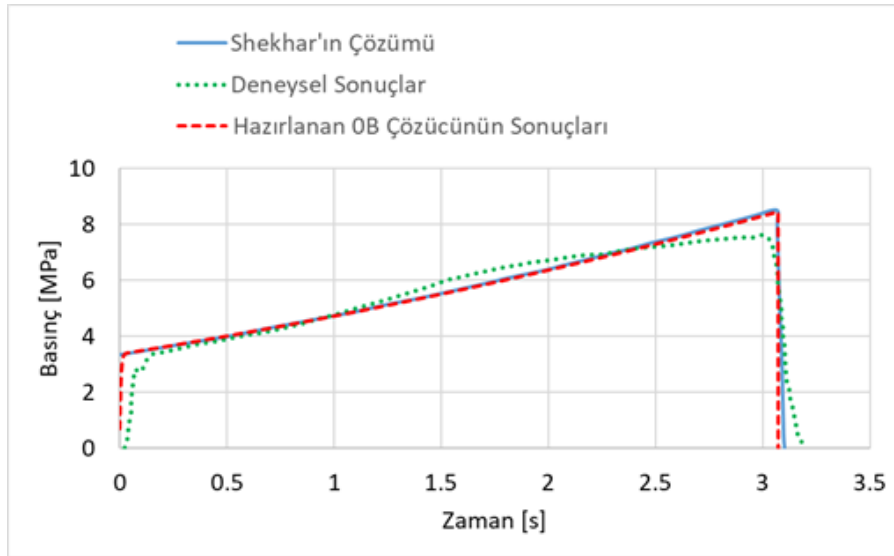
Araştırma kapsamında, cevap yüzeyi oluşturmak amacıyla çok sayıda geriye yanma çözümü gerçekleştirileceği ve analiz edilen katı yakıt geometrisinin görece basit olması nedeniyle analitik yöntemlerin kullanılması tercih edilmiştir. Bu bağlamda, Matlab ortamında oluklu kesit geometrisinin geriye yanma çözümlerini geometrik bağıntılardan türetilen analitik formüller yardımıyla hesaplayan bir çözücü hazırlanmış ve bu çözücünden elde edilen çözümler CAD çözümleri kullanılarak doğrulanmıştır.

Sıfır Boyutlu İç Balistik Performans Çözücünün Doğrulanması

Çalışma kapsamında geliştirilen 0B iç balistik performans çözücü, Shekhar'ın içi boş silindirik kesite sahip katı yakıtlı bir roket motoru için literatüre kazandırdığı analitik ve deneysel sonuçların kullanılmasıyla doğrulanmıştır [Shekhar, 2015]. Shekhar'ın çalışmasındaki yakıt özellikleri ve roket motoru geometrisi modellenerek, bu çalışmada hazırlanan 0B iç balistik performans çözücünde analiz edilmiş ve elde edilen sonuçlar Şekil 3'te karşılaştırılmıştır [Shekhar, 2015].

Şekil 3 incelendiğinde, çalışma kapsamında hazırlanan 0B iç balistik performans çözücünün deneysel sonuçlar ile uyum içerisinde olan Shekhar'ın analitik çözümleri ile birebir örtüştüğü gözlenmiştir [Shekhar, 2015].

Erozif yanma etkilerinin ihmal edilmesinin mevcut çalışmada kullanılan roket motorunun iç balistik performans analizlerinin doğruluğu üzerine herhangi bir etkisinin olup olmadığını araştırmak amacıyla Shekholesman'ın hazırlamış olduğu makaleye başvurulmuştur [Shekholeslam, 2012]. Buna göre, yakıt boyunun yakıt iç çapına oranının (L/D: açıklık oranı) 5 ya da 5'ten daha küçük bir değere sahip olduğu katı yakıtlı roket motorlarında erozif yanmanın ihmal edilmesi, 0B iç balistik performans çözücü sonuçlarında herhangi bir hataya yol açmamaktadır [Shekholeslam, 2012]. Bu çalışmada, analiz edilen roket motorunun açıklık oranı yaklaşık 3.85'tir. Bu bakımdan erozif yanmanın ihmali doğru bir varsayımdır.



Şekil 3: İç Balistik Performans Çözücünün Doğrulanması [Shekhar, 2015].

CEVAP YÜZEYİ ANALİZLERİ

Cevap yüzeyi yöntemi çeşitli girdi ve değişkenlerin deney ya da analiz sonuçları üzerindeki etkisini grafiksel açıdan incelemek amacıyla kullanılan yöntemlerden biridir. Araştırmanın amacı, yakıt özelliklerinin roket motoru iç balistik performans sonuçları üzerindeki etkisini incelemektir. Dolayısıyla, yanma odası sıcaklığı, yakıt yoğunluğu, karakteristik hız, referans yanma hızı ile yanma hızı basınç etki katsayısı, tasarım değişkenleri olarak; yanma süreci boyunca karşılaşılan maksimum basınç, yanma süresi, toplam darbe ve özgül itki de cevap parametreleri olarak tanımlanmıştır. Tasarım değişkenlerinin sınırları Çizelge 2'de listelenmiştir.

Çizelge 2 : Tasarım Değişkenlerine ait Sınırlar.

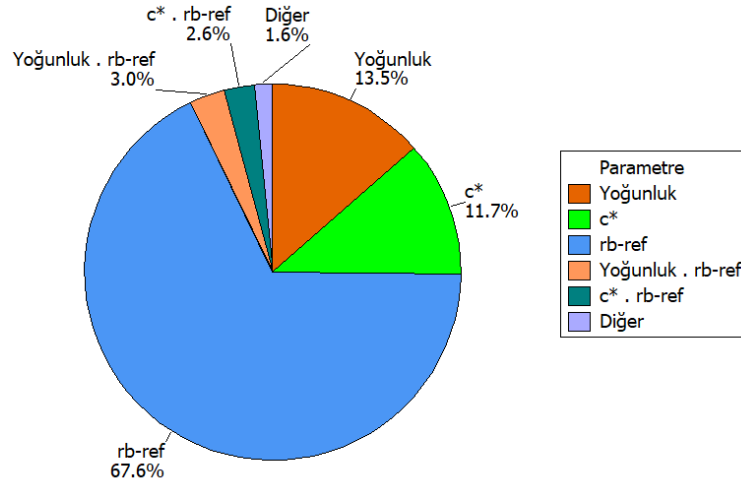
Sembol	Parametre	Alt Sınır	Üst Sınır	Birim
T_c	Yanma Odası Sıcaklığı	2000	4000	K
ρ_p	Yakıt Yoğunluğu	1500	2000	kg/m^3
c^*	Karakteristik Hız	1300	1700	m/s
n	Yanma Hızı Basınç Etki Katsayısı	0.3	0.4	—
r_{b-ref}	Referans Yanma Hızı	10	20	mm/s

Dört farklı cevap parametresi için merkezi kompozit model kullanılarak cevap yüzeyi oluşturulmuştur. Her bir cevap yüzeyinin oluşturulması için 52'şer adet iç balistik performans analizi gerçekleştirilmiştir.

Yanma Sürecince Karşılaşılan Maksimum Basınca (P_{max}) Ait Cevap Yüzeyi

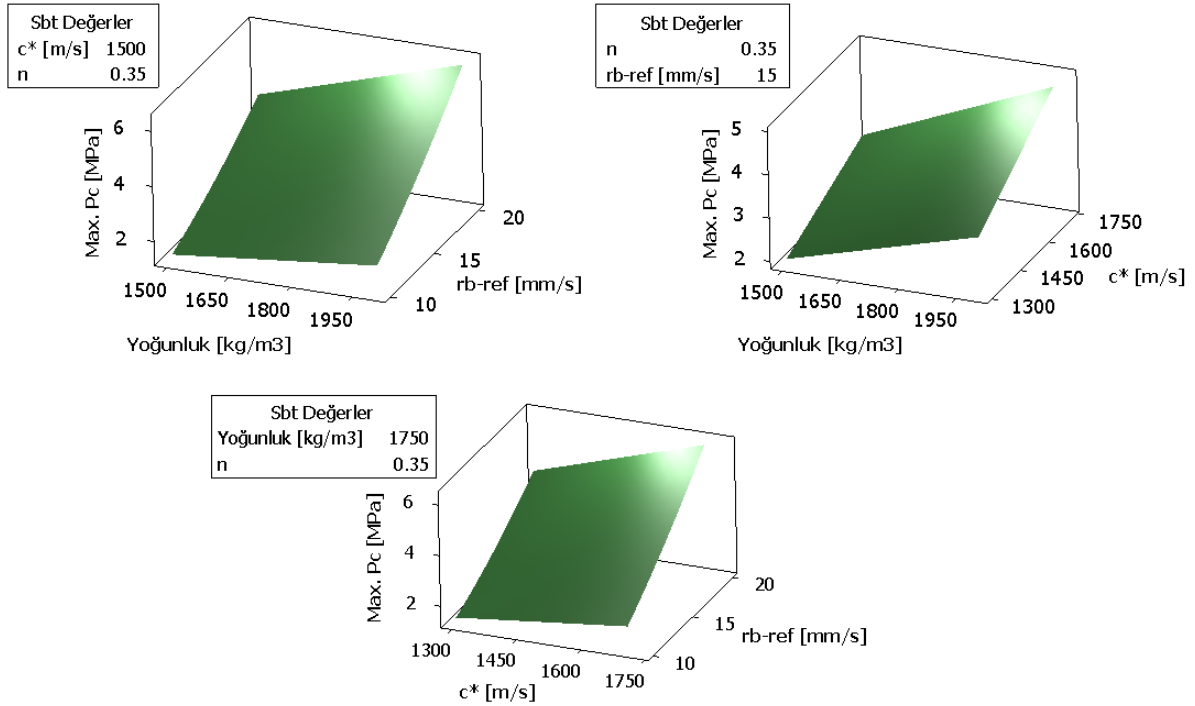
Yanma süresince karşılaşılan maksimum basınç, hem motor gövdesi et kalınlığını hem de katı yakıtın mevcut basınç yükü altındaki gerilme dağılımını etkilediği için oldukça önemlidir. Yakıt özelliklerinin yanma süresi boyunca karşılaşılan maksimum basınca etkisini yüzdelik dilimler halinde sunan grafik Şekil 4'te gösterilmiştir.

Şekil 4 incelendiğinde, referans yanma hızının (r_{b-ref}) yanma süresince karşılaşılan maksimum basıncı (P_{max}) en çok etkileyen parametre olduğu görülmektedir. Buna ek olarak, yakıt yoğunluğu ve karakteristik hızın da P_{max} üzerinde etkili olduğu anlaşılmıştır.



Şekil 4: Yakıt Özelliklerinin P_{max} Üzerindeki Yüzdelik Etkisi.

Şekil 5'te bulunan cevap yüzeyi grafiklerinde, bahsi geçen kritik parametrelerin yanma süresince karşılaşılan maksimum basıncı nasıl etkilediği gösterilmiştir.



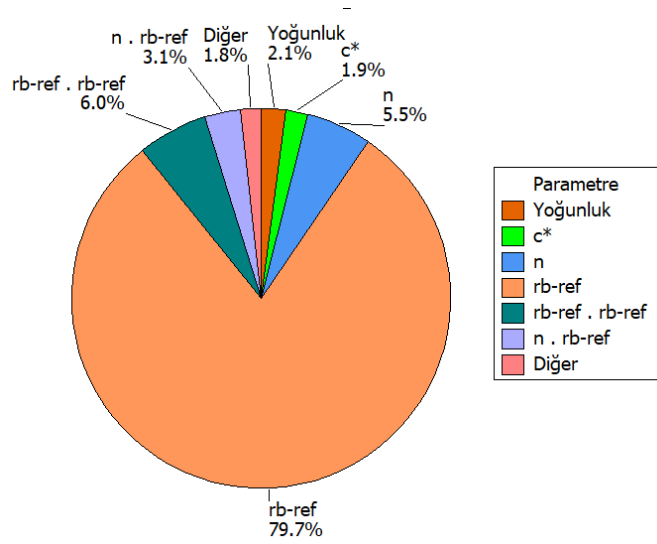
Şekil 5: Yakıt Özelliklerinin P_{max} Üzerindeki Etkisini Gösteren Cevap Yüzeyleri.

Sonuçlar incelendiğinde, referans yanma hızı, yakıt yoğunluğu ve karakteristik hızdaki artışın yanma süresince karşılaşılan maksimum basınç değerini arttırdığı gözlenmiştir.

Yanma Süresine Ait Cevap Yüzeyi

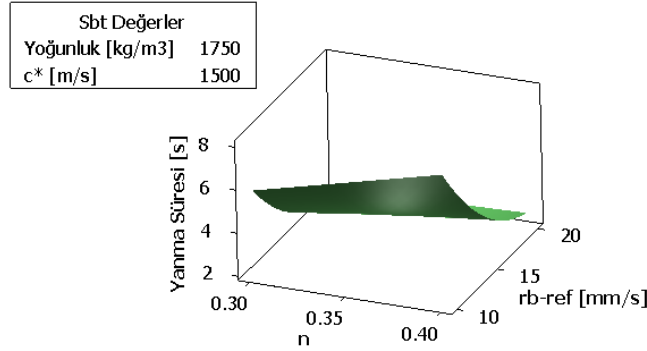
Tasarlanan roket motorlarının görev profili ile uyumlu bir yanma süresine sahip olmaları gerekmektedir. Bu bakımdan, tasarımların yanma süresi üzerinde etkili yakıt özelliklerinin belirlenmesi oldukça önemlidir. Yakıt özelliklerinin yanma süresi üzerindeki etkisini yüzdelik dilimlerle sunan grafik Şekil 6'da gösterilmiştir.

Şekil 6 incelendiğinde, referans yanma hızının (r_{b-ref}) yanma süresini belirlemede en büyük etkiye sahip olduğu görülmektedir. Buna ek olarak, yanma hızı basınç etki katsayısının (n) da yanma süresi üzerinde bir miktar etkili olduğu anlaşılmıştır.



Şekil 6: Yakıt Özelliklerinin Yanma Süresi Üzerindeki Yüzdelik Etkisi.

Şekil 7’de bulunan cevap yüzeyi grafiğinde, bahsi geçen kritik parametrelerin yanma süresini nasıl etkilediği gösterilmiştir.

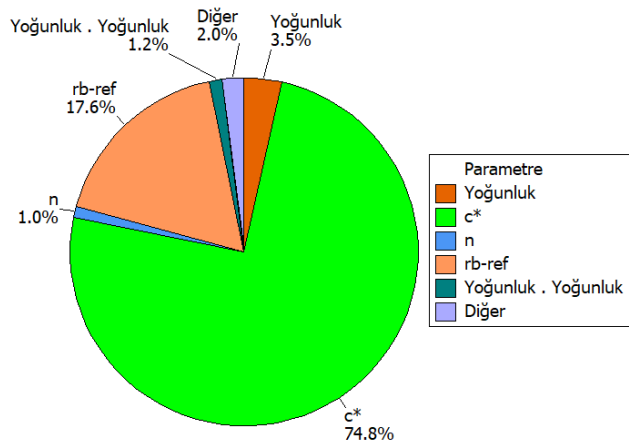


Şekil 7: Yakıt Özelliklerinin Yanma Süresi Üzerindeki Etkisini Gösteren Cevap Yüzeyleri.

Sonuçlar incelendiğinde, referans yanma hızı artışının beklenildiği üzere yanma süresini azalttığı; yanma hızı basınç etki katsayısı artışının ise yanma süresini artırdığı tespit edilmiştir.

Özgül İtkiye (I_{sp}) Ait Cevap Yüzeyi

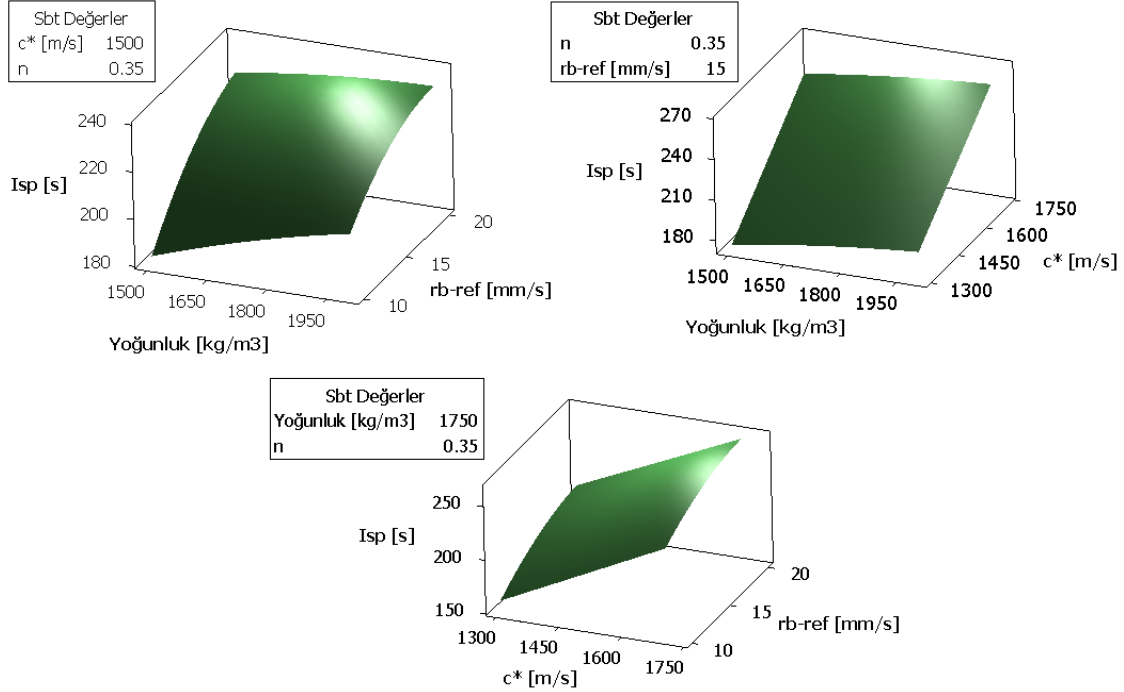
Özgül itki roket motorlarının verimliliğini belirleyen temel parametredir ve bu sebeple tasarımcılar açısından kritik öneme sahiptir. Yakıt özelliklerinin özgül itki üzerindeki etkisini yüzdelik dilimler halinde sunan grafik Şekil 8’de gösterilmiştir.



Şekil 8: Yakıt Özelliklerinin I_{sp} Üzerindeki Yüzdelik Etkisi.

Şekil 8 incelendiğinde, karakteristik hızın (c^*) özgül itkiyi (I_{sp}) en çok etkileyen parametre olduğu görülmektedir. Buna ek olarak, referans yanma hızının (r_{b-ref}) da I_{sp} üzerinde etkili olduğu ve yakıt yoğunluğunun (ρ_p) da özgül itkiyi az da olsa etkilediği anlaşılmıştır.

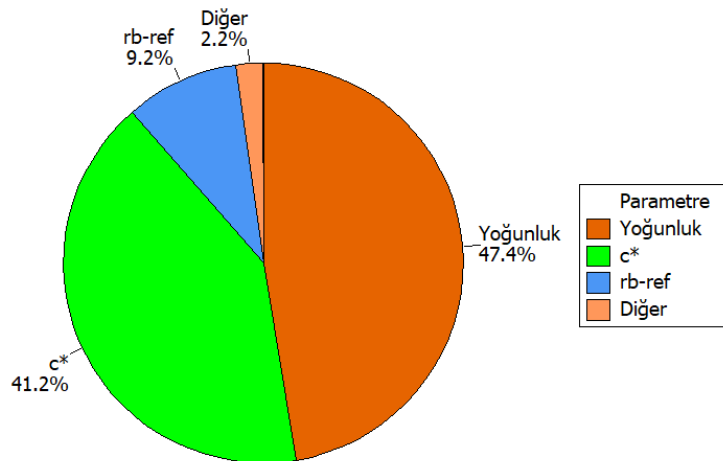
Şekil 9'daki cevap yüzeyi grafiklerinde, bahsi geçen kritik parametrelerin özgül itkiyi nasıl etkilediği gösterilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, karakteristik hız, referans yanma hızı ve yakıt yoğunluğundaki artışın özgül itki değerini arttırdığı gözlenmiştir.



Şekil 9: Yakıt Özelliklerinin I_{sp} Üzerindeki Etkisini Gösteren Cevap Yüzeyleri.

Toplam Darbeye (I_t) Ait Cevap Yüzeyi

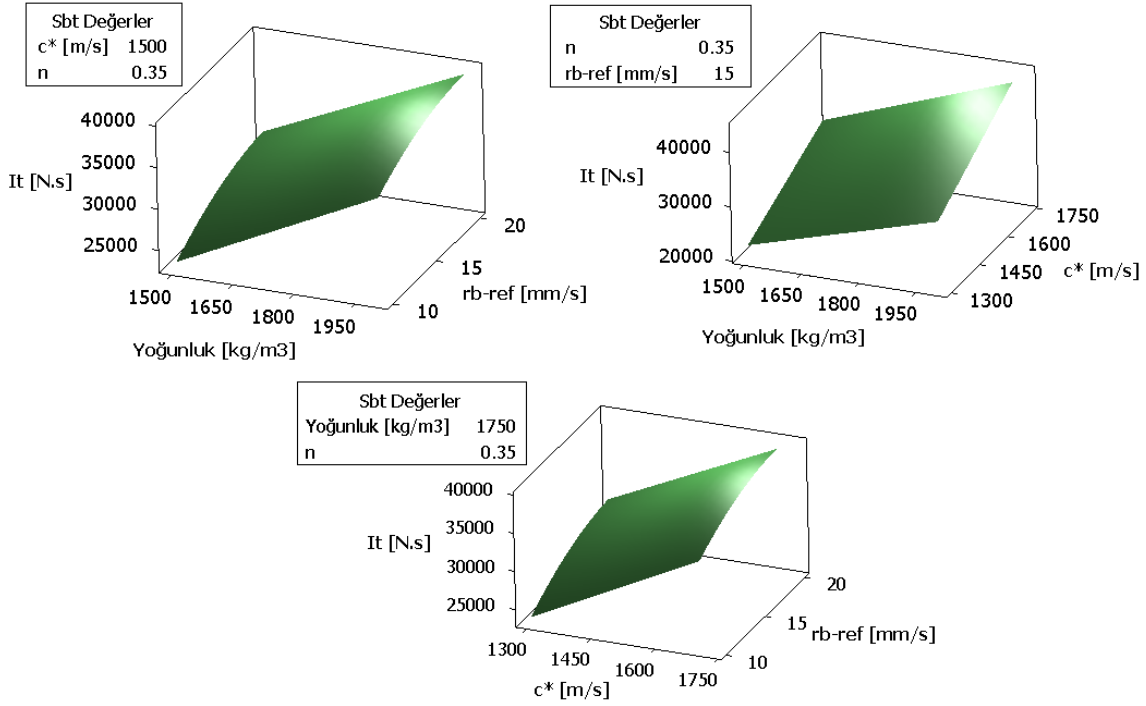
Toplam darbe, roket motoruna ait itki – zaman grafiği altında kalan alandır ve roket motorunun menzili ile doğrudan ilişkili olduğu için büyük öneme sahiptir. Yakıt özelliklerinin toplam darbeye etkisini yüzdelik dilimler halinde sunan grafik Şekil 10'da gösterilmiştir.



Şekil 10: Yakıt Özelliklerinin I_t Üzerindeki Yüzdelik Etkisi.

Şekil 10 incelendiğinde, karakteristik hız (c^*) ile yakıt yoğunluğunun (ρ_p) referans yanma hızı (r_{b-ref}) ile birlikte toplam darbeyi tayin ettiği görülmektedir.

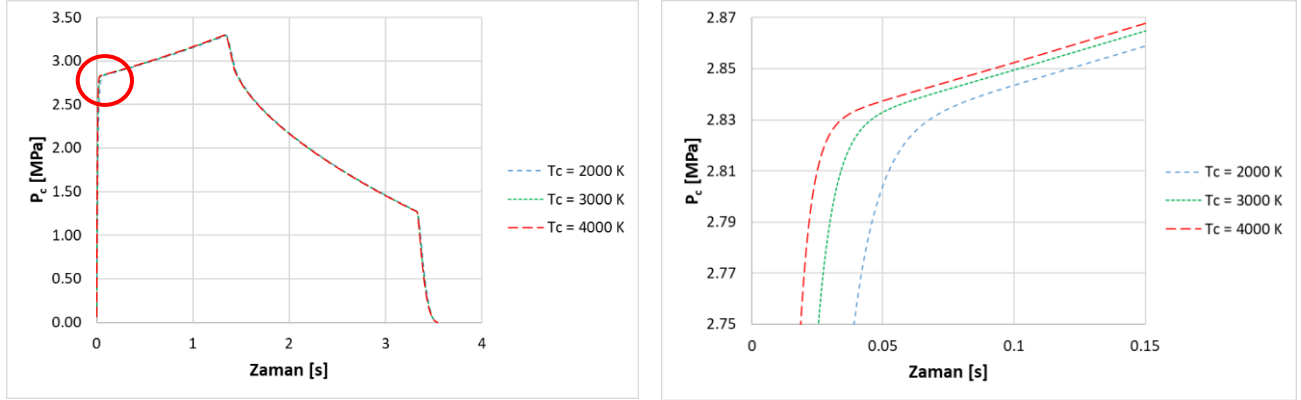
Şekil 11'deki cevap yüzeyi grafiklerinde, bahsi geçen kritik parametrelerin toplam darbeyi nasıl etkilediği gösterilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, karakteristik hız, yakıt yoğunluğu ve referans yanma hızındaki artışın toplam darbeyi arttırdığı saptanmıştır.



Şekil 11: Yakıt Özelliklerinin I_t Üzerindeki Etkisini Gösteren Cevap Yüzeyleri.

YAKIT ÖZELLİKLERİNİN YANMA BASINCI – ZAMAN GRAFİĞİ ÜZERİNDEKİ ETKİSİ

Cevap yüzeyi analiz çalışmasına ek olarak, çalışma kapsamında yakıt özelliklerinin yanma basıncı – zaman eğrisi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bu amaçla öncelikle yanma sıcaklığının yanma basıncı – zaman grafiği üzerindeki değişimi incelenmiş ve Şekil 12'deki sonuçlar elde edilmiştir.

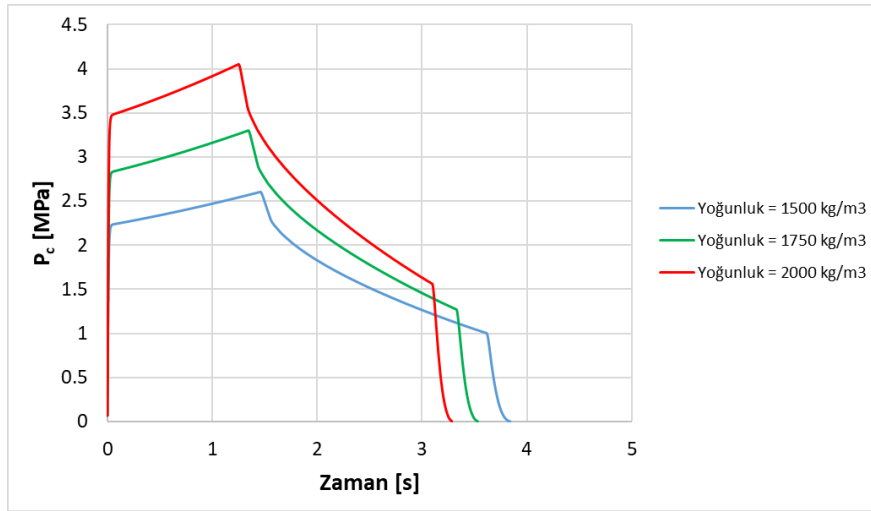


Şekil 12: Yanma Sıcaklığının Yanma Basıncı – Zaman Grafiği Üzerindeki Etkisi.

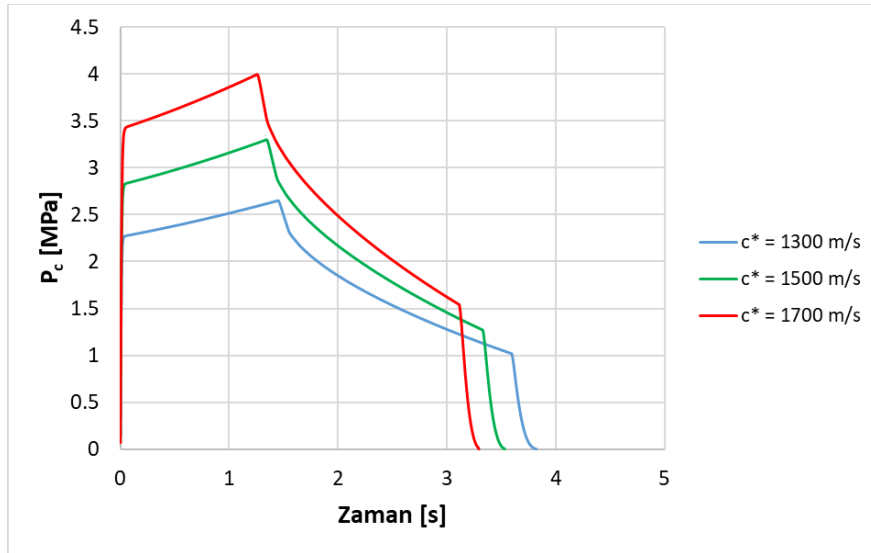
Yanma odası sıcaklığının yanma basıncı üzerinde etkisi oldukça az olduğu için sıcaklık değişiminin etkisi ancak solda bulunan grafiğin kırmızı daire ile işaretli bölgesi sağda görülen grafikteki gibi büyütüldüğünde fark edilmektedir.

Benzer şekilde, yakıt yoğunluğunun, karakteristik hızın, referans yanma hızının ve yanma hızı basınç etki katsayısının yanma basıncı – zaman grafiği üzerindeki etkileri sırasıyla Şekil 13, 14, 15 ve 16'da incelenmiştir.

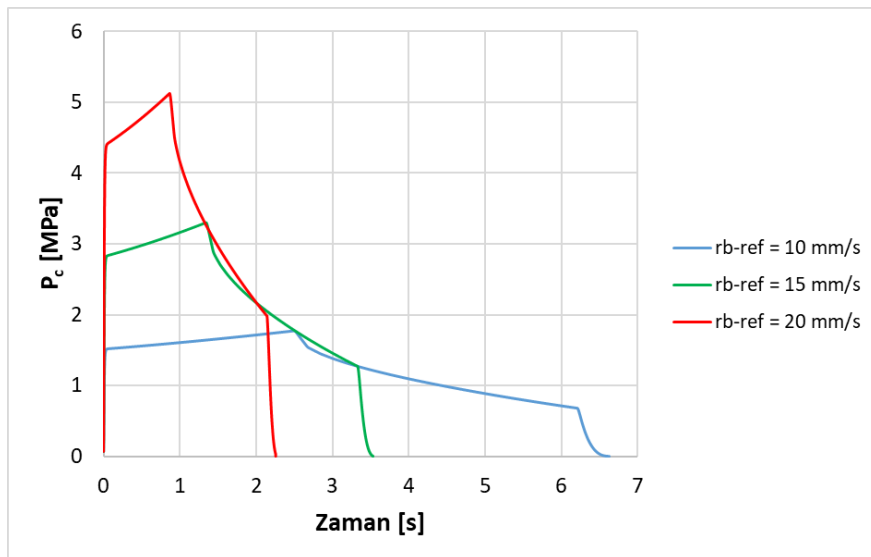
Grafikler incelendiğinde, yakıt yoğunluğunu, karakteristik hızı, referans yanma hızını artırmanın yanma süresini kısalttığı ve yanma basıncını arttırdığı gözlenmiştir. Yanma hızı basınç etki katsayısının artırılması ise yanma basıncını bir miktar düşürerek yanma süresini arttırmaktadır.



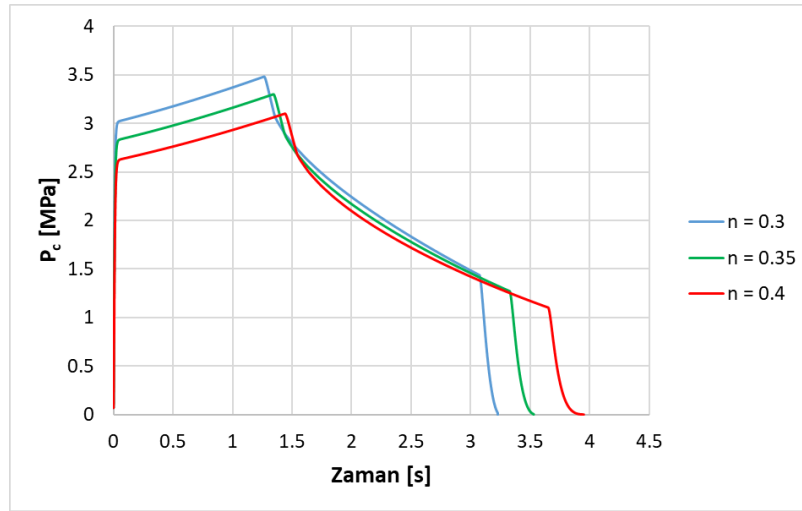
Şekil 13: Yakıt Yoğunluğunun Yanma Basıncı – Zaman Grafiği Üzerindeki Etkisi.



Şekil 14: Karakteristik Hızın Yanma Basıncı – Zaman Grafiği Üzerindeki Etkisi.



Şekil 15: Referans Yanma Hızının Yanma Basıncı – Zaman Grafiği Üzerindeki Etkisi.



Şekil 16: Yanma Hızı Basınç Etki Katsayısının Yanma Basıncı – Zaman Grafiği Üzerindeki Etkisi.

DEĞERLENDİRME

Çalışma kapsamında, katı yakıt özelliklerinin roket motorunun iç balistik performans analiz sonuçları üzerine etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak ve yanma basıncı – zaman eğrileri oluşturularak incelenmiştir. Performans analizleri, analitik geriye yanma çözücüsüne sahip bir sıfır boyutlu iç balistik performans çözücü hazırlanarak gerçekleştirilmiştir.

Cevap yüzeyi sonuçlarına göre, referans yanma hızı (r_{b-ref}) yanma süresi ve yanma süresince karşılaşılan maksimum basıncı (P_{max}) belirlemede önemli etkiye sahiptir. Roket motorunun ne kadar efektif olduğunu belirleyen özgül itki (I_{sp}) ise karakteristik hız (c^*) tarafından tayin edilmektedir. Toplam darbe (I_t) üzerinde ise yakıt yoğunluğu (ρ_p) ve karakteristik hızın etkisi büyüktür. Ayrıca, yakıt özelliklerinin yanma basıncı – zaman grafiği üzerine etkileri incelendiğinde, yanma odası basıncının bu grafik üzerinde ihmal edilebilir düzeyde bir etkisinin olduğu sonucuna varılmıştır. Temel sonuçlara ilaveten, çalışma kapsamında hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik performans çözücünün analitik geriye yanma çözücü ile birlikte kullanılmasının kısa süre içerisinde yüksek doğrulukta sonuçlar sunarak cevap yüzeyi oluşturma ve optimizasyon gibi çok sayıda analiz gerektiren süreçlerde tasarımcılara zaman kazandıracağı belirlenmiştir. Son olarak, çalışma kapsamında hazırlanan grafiksel sonuçlar, tasarımcılara katı yakıtlı roket motorlarının kavramsal tasarımı sırasında yol göstererek daha kısa süre içerisinde ihtiyaç duyulan yakıt özelliklerinin belirlenmesine yardımcı olacaktır.

Kaynaklar

- Açık, S., 2010, *Internal Ballistic Design Optimization of a Solid Rocket Motor*, M.Sc. Thesis, Mechanical Engineering Dept., Middle East Technical University, Ankara.
- Clegern J.B., 1993, *Solid rocket motor conceptual design – The development of a design optimization expert system with a hypertext user interface*, 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Monterey, CA, USA.
- Rousseau C. W., Steyn, S. F., Sullwald, W., De Kock, E. R., Smit, G. J. F., ve Knoetze J. H., 2013, *Rapid Solid Rocket Motor Design*, 49th Joint Propulsion Conference, San Jose, California, USA.
- Sheikholeslam M.R., Kazemi Z., D., ve Amiri H., 2012, *Experimental analysis of the influence of length to diameter ratio on erosive burning in a solid tubular propellant grain* Applied Mechanics and Materials, Trans Tech Publications, Switzerland, vol. 110-116, s. 3394-3399.
- Shekhar H., 2015, *Effects of burning rate index on the pressure time profile of progressive burning tubular rocket propellant configurations*, Central European Journal of Energetic Materials, vol. 12, no. 2, s. 347-357.
- Sutton, G. P., ve Biblarz, O., 2001, *Rocket Propulsion Elements*, 7th Edition, John Wiley and Sons.
- Ward T., 2010, *Aerospace Propulsion Systems*, John Wiley & Sons (Asia) Pte. Ltd., Singapore.
- Zeping, W., Donghui, W., Weihua, Z., Okolo, P., ve Yang, F., 2017, *Solid-Rocket-Motor Performance-Matching Design Framework*, Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 54, no. 3, 698-707.