



Kriyojenik Hidrojen Yakıtlı 100 kN İtki Kapasiteli Bir Roketin RPA Programı ile Kavramsal Tasarım ve Analizi

Conceptual Design and Analysis of a Cryogenic Hydrogen Fueled 100 kN Thrust Capacity Rocket with RPA Program

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: 14/08/2021

Kabul / Accepted: 10/10/2021

Çevrimiçi Basım / Published Online: 31/01/2022

Son Versiyon/Final Version: 31/01/2022

Öz

Bu çalışmada, kriyojenik hidrojen yakıtlı 100 kN itki kapasiteli bir roketin teorik itki odası tasarımı ve analizleri yapılmıştır. Oksitleyici olarak kriyojenik oksijen kullanılmıştır. Yanma odası basıncı 20 MPa ve nozul çıkış basıncı 0.101325 MPa sınır şartları olarak belirlenmiştir. Sınır şartları dahilinde RPA bilgisayar programı kullanılarak optimum roket geometrisi oluşturulmuştur. SOLIDWORKS programı ile üç boyutlu roket modeli çizilmiştir. Tasarımı yapılan roketin analizleri RPA ve CEA programları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Roket iç balistik parametreleri olan basınç, sıcaklık ve Mak sayısı değişimleri incelenmiştir. Analiz sonuçlarına göre yanma odası sıcaklığı 3290.9 K ve nozul çıkış sıcaklığı 1310 K olarak ölçülmüştür. RPA ve CEA programlarından elde edilen nozul çıkış basıncı arzu edildiği gibi deniz seviyesi şartlarında 0.1013 MPa olarak sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler

“İtki odası tasarımı, Analiz, RPA, CEA”

Abstract

In this study was made a conceptual design and analysis of thrust chamber of 100 kN rocket powered by cryogenic hydrogen. Cryogenic oxygen was used as oxidizer. It was determined as boundary conditions which the combustion chamber pressure is 20 MPa and the nozzle outlet pressure was determined 0.101325 MPa. The optimum rocket geometry was created using the RPA computer program within the boundary conditions. Three-dimensional rocket model was drawn with the SOLIDWORKS program. The analysis of the designed rocket was carried out using RPA and CEA programs. Changes of pressure, temperature and Mach number which is rocket internal ballistic parameters were investigated. According to the analysis outputs, the combustion chamber temperature was 3290.9 K and the nozzle exit temperature 1310 K. The nozzle outlet pressure obtained from the RPA and CEA programs was provided as 0.1013 MPa under sea level conditions as desired.

Key Words

“Thrust chamber design, Analysis, RPA, CEA”

Terminoloji

F	İtki kuvveti	k	Özgül ısı oranı
\dot{m}	Kütleli debi	P_c	Yanma odası basıncı
A_t	Nozul boğaz alanı	P_a	Ortam basıncı
A_e	Nozul çıkış alanı	P_e	Nozul çıkış basıncı
A_c	Yanma odası alanı	t_s	Yanma süresi
L^*	Yanma odası karakteristik uzunluğu	V_e	Egzoz hızı
L_c	Yanma odası uzunluğu	V_c	Yanma odası hacmi
L_n	Nozul uzunluğu	g	Yerçekimi ivmesi
L_{cyl}	Yanma odası silindirik bölüm uzunluğu	c^*	Karakteristik egzoz hızı
R	Gaz sabiti	C_F	İtki katsayısı
M_g	Moleküler ağırlık	c	Efektif egzoz hızı
λ	Düzeltilme faktörü	T_c	Yanma odası sıcaklığı
ε	Nozul genişleme oranı	α	Nozul genişleme açısı
I_{sp}	Özgül itki	b	Nozul daralma açısı

1. Giriş

Roketler, Newton'un üçüncü hareket yasası olan her etkiye eşit ve zıt bir tepki prensibine göre çalışan motorlara verilen isim olarak adlandırılmaktadır (Yaman, 2013). Roketler çalışmaları esnasında hava ortamına ihtiyaç duymayan sistemlerdir ve bu özellikleri sayesinde atmosfer dışı her ortamda çalışabilmektedirler (Ward, 2010). Roketler bir yükü hedefe ulaştırmak için kullanılan araçlardır. Bu yükler askeri amaçlı silah başlığı, uzay çalışmaları kabini, ticari ve haberleşme uydular olabilmektedir. Son yıllarda roketler ile insan taşımacılığı yapmak için çalışmalar devam etmektedir (Gill ve Nurick, 1976; Samur, 2015; Sutton ve Biblarz, 2016).

Roketlerde itki, temel olarak yanma odasında üretilen yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazın nozul aracılığıyla dışarı atılması esnasında oluşan momentumdan elde edilir (Gill ve Nurick, 1976). Roketler enerji kaynağının çeşidine göre (kimyasal, nükleer, elektrik vb), temel işlevlerine (yükseltici, yörünge istasyonu tutucu), araç tipine (uçak, füze, uzay aracı), yakıt tipine ve kademe sayısına göre sınıflandırılmaktadırlar (Sutton ve Biblarz, 2016). İçlerinde en yaygın kullanılan sınıflandırma yöntemi, roketin kullandığı enerji kaynağının çeşidine göre yapılan sınıflamalardır (Dönmez, 2018; Karayel, 2018).

Sıvı yakıtlı roket motorları; oksitleyiciyi ve yakıtı sıvı formda kullanan kimyasal roket motorlarıdır. Sıvı yakıtlı roketler, diğer kimyasal roketlerde olduğu gibi kimyasal enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesi prensibi ile çalışmaktadırlar (Cengiz, 2010). Genel olarak katı yakıtlı roket motorlarından daha fazla itki üretmektedirler. Fakat sıvı yakıtlı roket motorları karmaşık alt sistemlere sahiptir. Yakıt ve oksitleyicinin yanma odasına taşındığı besleme ve pompa sistemleri, yanma odası ve nozulun soğutulması için kullanılan soğutma sistemi, kontrol ve güvenlik için kullanılan valfler gibi karmaşık yapıları barındırmaktadır. Bu sebeplerden dolayı sıvı yakıtlı roketler katı yakıtlı roketlere göre çok karmaşıktır ve maliyetleri oldukça yüksektir (Santos vd, 2011; Türk, 2016).

Strunz (1998) sıvı yakıtlı roketin kararsızlıklarını teorik olarak incelemiş ve tanımlamıştır. Akış olayındaki geçici durumları tahmin etmek için numerik yöntemler kullanmıştır. Basitleştirilmiş yanma modeli için analizlerini Karakteristik Metot ve tek boyutlu termokimyasal kodlarını kullanarak yapmıştır (Strunz, 1998).

Guabio Cai ve arkadaşları (2007) sıvı yakıtlı roket nozul optimizasyonuna bağlı performans tahminini araştırmışlardır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) metodlarını nozul performansını daha iyi tahmin edebilmek için optimizasyon süreci ile eşleştirilmiştir. CFD tabanlı optimizasyon prosedürü sayesinde daha iyi nozul performansı elde edilmiştir. Nozul performansı %1.5 artmıştır (Cai vd, 2007).

Youngblood (2015) yapmış olduğu çalışmada küçük ölçekli etanol ve nitro oksit (N_2O) ile çalışan sıvı yakıtlı roket tasarlamıştır. Tasarladığı roketi Nasa Chemical Equilibrium with Applications (CEA) ve Cantera referanslı Matlab ortamında model oluşturularak analiz etmiştir. Daha sonra roketi üreterek ve statik testlerini yapmıştır. Test verileri ile programların sonuçlarını karşılaştırıp Cantera programının Nasa CEA programı kadar iyi olduğunu ve iyi bir rakip olacağını göstermiştir (Youngblood, 2015).

Porto Riko Mayagüez üniversitesinden roket takımı Loxodon-1 adı verdikleri, sıvı oksijen (LOX) ve Jet-A yakıtı ile çalışan 2.2 kN itki üreten sıvı yakıtlı roketi Rocket Propulsion Analysis (RPA) programı kullanarak geliştirmişlerdir. Roketin çalışma basıncı 3.82 MPa ve yanma odası 2218 K sıcaklığa ulaşmıştır. Tasarımı biten roket üretim aşamasına geçmiş olup ateşleme testinin 2021 ilkbaharda yapılması planlanmıştır (Rodríguez Otero vd, 2020).

Ojeda ve arkadaşları 2017 yılında akademik bir tasarım ortamında düşük itki gücüne sahip bipropellant bir sıvı roket motorunu tasarlamışlar, üretmişler ve test etmişlerdir. Yakıt olarak etanol oksitleyici olarak hidrojen peroksit kullanmışlardır. Florida Üniversitesi sıvı tahrik tasarım takımında bulunan Ojeda ve arkadaşları tasarım aşamasında roket geometrisinin boyutunu ve performansını öngörmek için RPA programını kullanmışlardır (Ojeda vd, 2017).

Eric P. 2018 yılında Berkley Üniversitesinde N_2O ve Jet-A ile çalışan 11 kN itki kapasiteli sıvı yakıtlı sonda roket motorunun tasarımını yapmıştır. Roket, deniz seviyesinden 100 km yüksekteki yörüngeye ulaşmak için tasarlanmıştır. Roket motor geometrisinin parametrelerini belirlemek ve roket motor performansını test etmek için RPA programını kullanmıştır (Pillai, 2018).

Ngwu ve arkadaşları 2020 yılında 100 N itki kuvvetine sahip Hidrojen Peroksit ve Kerosen ile çalışan sıvı yakıtlı roket motorunun tasarımını nümerik olarak yapmışlardır. Yaptıkları çalışmayı doğrulamak için RPA programını kullanmışlardır (Ngwu vd, 2020).

Baxi ve arkadaşları 2021 yılında yapmış oldukları çalışmada Vikas 4B sıvı yakıtlı roket motorunu RPA programını kullanarak modellemişlerdir. Yakıt çifti olarak 1.71 karışım oranında Oksijen ve Hidrojen kullanmışlardır. Daha sonra RPA programını kullanarak en verimli roket geometrisini belirlemişlerdir. Roket geometrisi ile SolidWorks programı aracılığı ile katı modelini oluşturmuşlardır. Roket motor duvar malzemesi olarak 152.4 mm (6 inç) kalınlığında ısıl işlem görmüş karbon fiber kullanmışlardır. ANSYS yazılımını kullanarak roket duvarlarında oluşan gerilmeleri, gaz akış hızını ve roket iç basınç dağılımını analiz etmişlerdir. Elde edilen verilerle roket motorunun güvenli olduğu sonucuna varmışlardır (Baxi vd, 2021)

Bu çalışmada 100 kN itki kapasiteli sıvı yakıtlı roket motor tasarımı hedeflenmiştir. Yapılan çalışmada elde edilen çıktılar; bulgular, tartışma ve sonuçlar kısmında ayrıntılı olarak verilmiştir.

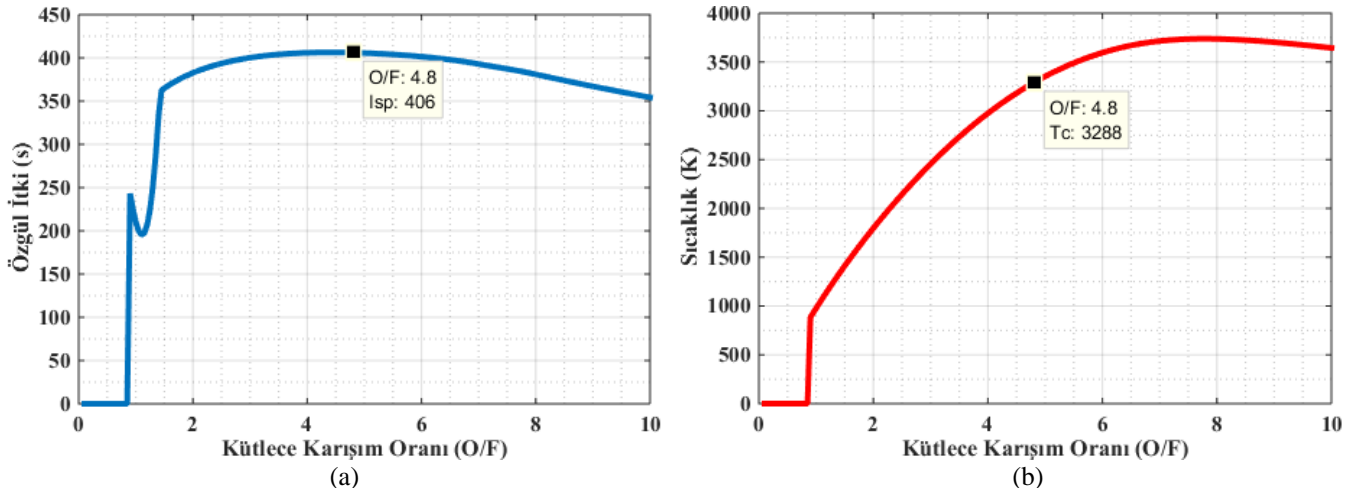
2. Materyal ve Metot

Yanma odası basıncı 20 MPa olan ve yakıt çifti olarak belirlenen sıvı oksijen- sıvı hidrojen ile 100 kN'luk itkiye sahip bir sıvı yakıtlı roket motor tasarımı yapılmıştır. Öncelikli olarak analitik hesaplamalar yapılmış ve daha sonra RPA programı yardımıyla roket boyutları optimize edilmiştir. Sıvı yakıtlı roketin yanma odası ile nozul tasarımı yapıldıktan sonra analizler için paket programlar kullanılmıştır.

Kullanılan programlar; Alexander Ponomarenko tarafından geliştirilen RPA programı, roket motorlarının performans tahmini ve optimizasyonu için kullanılan bilgisayar destekli bir programdır. 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).

Tasarımı yapılan roket motorunun analizleri Nasa'nın bilgisayar programı olan CEA ve RPA programları ile yapılmış ve karşılaştırılmıştır. CEA kimyasal denge kompozisyonlarını ve karmaşık karışımların özelliklerini hesaplamaktadır. CEA, son 45 yıl içinde NASA Lewis (şimdi Glenn) Araştırma Merkezi'nde geliştirilen bir dizi bilgisayar programında en sonuncusunu temsil etmektedir.

Tasarımı yapılan roketin yanma odası basıncı 20MPa, çevre basıncı 101325 Pa olarak belirlenmiştir. Sıvı hidrojen yakıtının sıcaklığı 45 K, oksitleyici sıvı oksijen sıcaklığı ise 90 K'dir. Hidrojen ve oksijen yakıt çiftinin stokiometrik oranı 7.937 olmasına rağmen, Şekil 1'de görüldüğü gibi en yüksek özgül itki değeri oksitleyici yakıt oranı 4.8 olduğunda elde edilmektedir. Bu amaçla roket yakıt karışım oranı 4.8 olarak belirlenmiştir.



Şekil 1 Sıvı Hidrojen – Sıvı Oksijen kütlece karışım oranlarına göre (a) özgül itki ve (b) sıcaklık değişim grafiği

Roket motorundan 100 kN itki elde edebilmek için (Raposo, 2016),

$$\dot{m}_{\text{toplam}} = \frac{F}{gI_{sp}} \quad (1)$$

$$\dot{m}_{\text{toplam}} = \frac{100 \text{ kN}}{9.81 \times 406} = 25.11 \text{ kg/s} \quad (2)$$

Denklem 1 ve 2 'de görüldüğü gibi yakıtlarımızın kütleli debisi 25.11 kg/s olması gerekmektedir. Karışım oranı 4.8 olduğundan

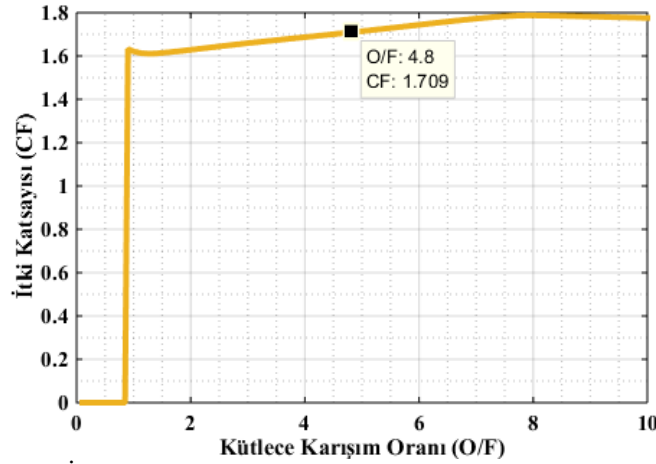
$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_{\text{toplam}}}{r_{\text{karışım}} + 1} \quad (3)$$

$$\dot{m}_f = \frac{25.11}{5.8} = 4.33 \text{ kg/s} \quad (4)$$

$$\dot{m}_o = \dot{m}_f \times r_{\text{karışım}} = 4.33 \times 4.8 = 20.78 \text{ kg/s} \quad (5)$$

İtki odası tasarımı için yanma odası şekli silindirik ve nozul tipi olarak da De laval %80'lik parabolik yapı seçilmiştir. Roket nozul boğaz çapı Denklem 6 ile belirlenmektedir (Hetem vd, 2011).

$$A_t = \frac{F}{P_c C_F} \quad (6)$$



Şekil 2 İtki Katsayısının yakıt çiftinin karışım oranına göre değişimi

İtki katsayısının değeri Şekil 2'deki grafikten de anlaşılacağı üzere karışım oranına göre değişmektedir. İtki katsayısı stokiometrik karışım oranına kadar artmakta ve bu orandan sonra azalmaktadır.

$$A_t = \frac{100 \text{ kN}}{20 \text{ MPa} \times 1.709} = 2926 \text{ mm}^2 \quad (7)$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} = 61.04 \text{ mm} \quad (8)$$

Roket genişleme oranı nozul çıkış alanının nozul boğaz alanına oranı olarak ifade edilmektedir ve ϵ ile gösterilmektedir.

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}} \left[\frac{P_c}{P_e} \right]^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_e}{P_c} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \quad (9)$$

Roketler nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğunda en iyi performans elde edilmektedir. Roket ideal şartlarda deniz seviyesinde çıkış basıncının $P_e = 101235 \text{ Pa}$ olması istenmektedir. Roket tasarımında özgül ısı oranı genellikle $k = 1.2$ olarak alınmaktadır. Bu şartlar altında Denklem 9 çözüldüğünde $\epsilon = 20.02$ olarak bulunmaktadır.

$$A_e = \epsilon A_t \quad (10)$$

$$A_e = 58578 \text{ mm}^2 \quad (11)$$

$$D_e = 273 \text{ mm} \quad (12)$$

Roket nozul çıkış kesit alanı 58575 mm^2 ve nozul çıkış çapı 273 mm olarak bulunmuştur. Roketin herhangi bir noktasındaki alan Denklem 13 ile ifade edilmektedir.

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{k+1} \left(\frac{P_c}{P_x} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}} \right]}{\sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_c}{P_x} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}} \quad (13)$$

Denklem 13 ile yanma odası alanı $A_c = 4.6 A_t = 13460 \text{ mm}^2$ olarak hesaplanmıştır. Yanma odası çapı $D_c = 131 \text{ mm}$ 'dir. Teorik yanma odası hacmi; yakıtların kütleli debisi, ortalama özgül hacim ve verimli bir yanma için gerekli sürenin bir fonksiyonu olarak Denklem 14'te tanımlanmaktadır.

$$V_c = \dot{m} \vartheta t_s \quad (14)$$

Denklem 14'te V_c yanma odası hacmi, \dot{m} yakıtların toplam kütleli debisi, ϑ ortalama özgül hacmi ve t_s ise yakıtın yanma odasında kalma süresi olarak ifade edilmektedir. Karakteristik uzunluk olarak tanımlanan L^* yakıt kalma süresinin belirlemede kullanılabilir. L^* yanma odasının hacminin nozul boğaz alanına oranı olarak Denklem 15'de tanımlanmaktadır.

$$V_c = A_t L^* \quad (15)$$

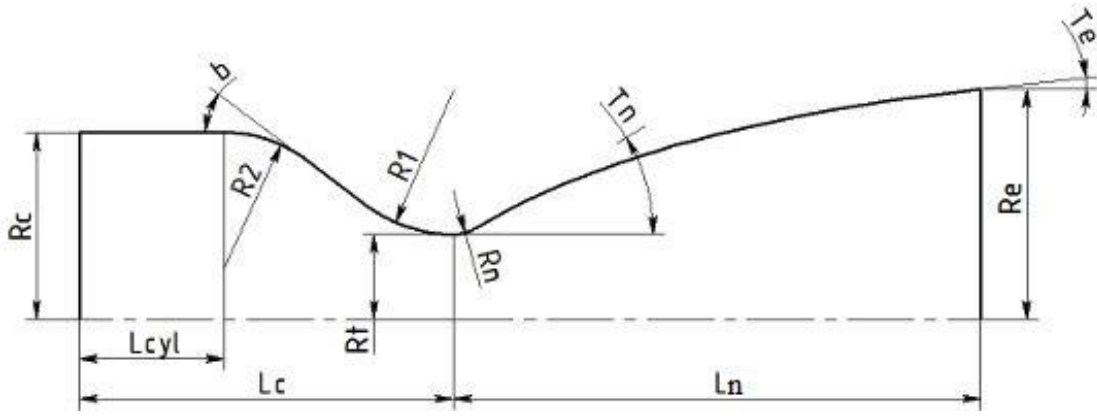
L^* deneysel çalışmalarla elde edilmiştir ve yakıt kombinasyonlarına göre değeri değişmektedir. Sıvı Oksijen - Sıvı Hidrojen için yanma odası karakteristik uzunluk Tablo 1'den elde edilmiştir.

Tablo 1 Çeşit yakıt çiftleri için yanma odası karakteristik uzunluğu (Huang ve Huzel, 1971)

Yakıt Çifti	Yanma Odası Karakteristik Uzunluğu (L^*)
Sıvı Flor - Hidrazin	610-710 mm
Sıvı Flor - Sıvı Hidrojen	560-750 mm
Hidrojenperoksit - RP-1	1520-1750 mm
Nitrik Asit - Hidrazin	750-900 mm
Sıvı Oksijen - Sıvı Hidrojen	550-1020 mm
Sıvı Oksijen - RP-1	1000-1250 mm

$$V_c = 2926 \times 1020 = 2984520 \text{ mm}^3 \quad (16)$$

Tasarımı yapılan roketin gerekli yanma odası hacmi Denklem 16'da görülmektedir. Yanma odasını şekli silindirik olarak seçilmiştir. Şekil 3'te görülen roket geometrisinden yanma odası uzunluğu ve nozul uzunluğu hesaplanabilmektedir. Şekil 3'te görülen L_{cyl} yanma odası silindirik kısmının uzunluğunu, L_c yanma odasının toplam uzunluğunu ifade etmektedir. Nozul daralma yarım açısı $b = 12^\circ$ ve nozul genişleyen yarım açısı $T_n = 28.83^\circ$ olarak alınmıştır.



Şekil 3 Roket geometrisi

Şekil 3'te görülen radyuslar sırasıyla $R_1 = 124.19$ mm, $R_2 = 751.14$ mm ve $R_n = 11.86$ mm olacak şekilde alınmıştır.

$$L_c = L_{cyl} + R_2 \tan\left(\frac{b}{2}\right) + \left(\frac{R_c - R_t}{\tan b}\right) + R_1 \tan\left(\frac{b}{2}\right) \quad (17)$$

L_{cyl} hesaplamak için Denklem 18 kullanılmaktadır. V_2 nozulun daralan kısmından nozul boğazına olan kısmın hacmini ifade etmekte ve eğrinin integrali alınarak hesaplanmaktadır. V_2 hacmi 2278667 mm³ olmaktadır.

$$V_c = A_c L_{cyl} + V_2 \quad (18)$$

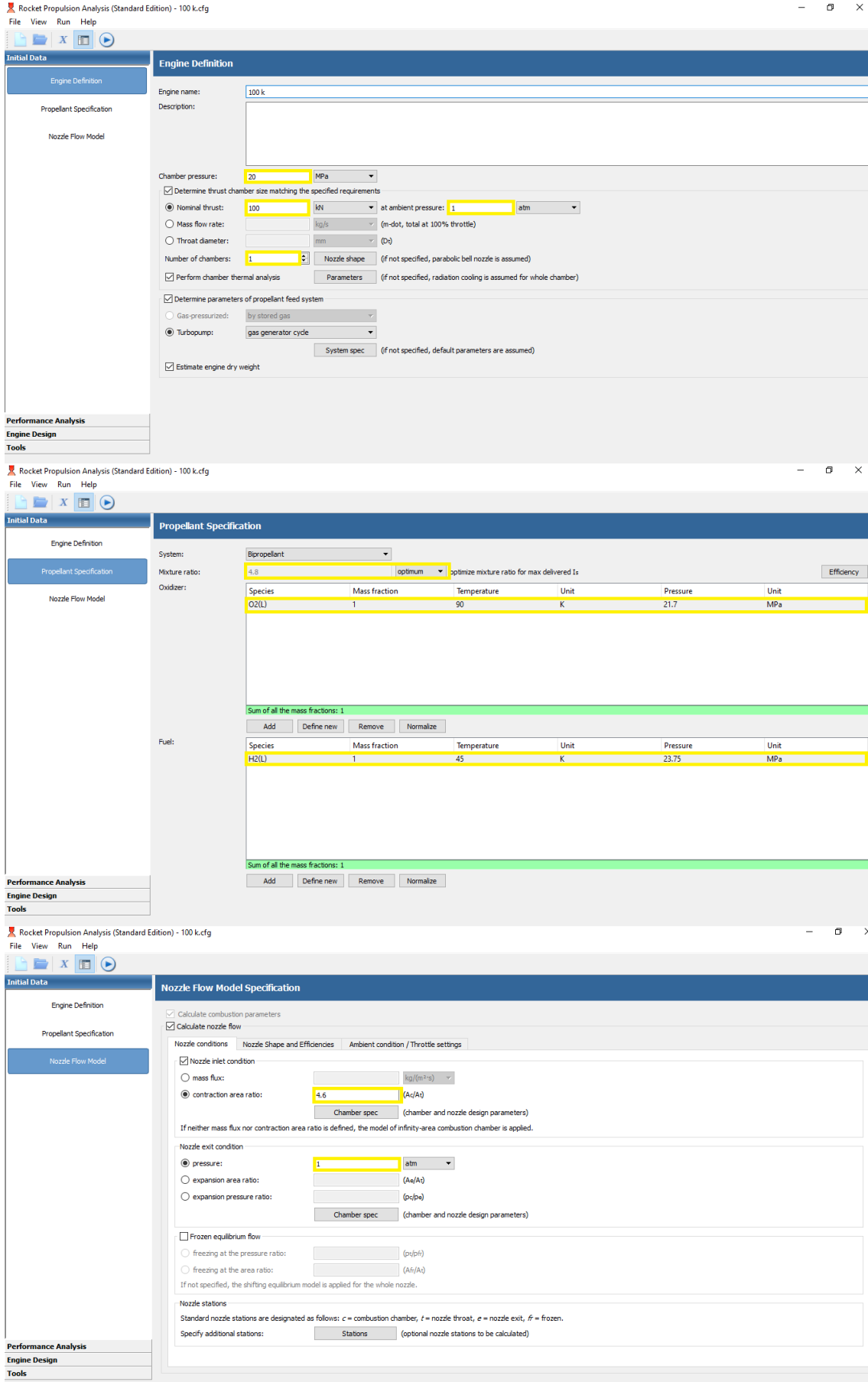
Denklem 18'den L_{cyl} 52.4 mm olarak hesaplanmaktadır. Denklem 17'den L_c değeri 309 mm olarak bulunmaktadır.

$$L_n = \frac{0.8(\sqrt{\epsilon} - 1)R_t + R_n}{\tan\left(\frac{T_n}{2}\right)} \times \lambda \quad (19)$$

$$\lambda = \frac{1}{2} \left(1 + \cos\left(\frac{T_n}{2}\right)\right) \quad (20)$$

Nozulda meydana gelen aksel olmayan gaz akışlarını da hesaba katmak için λ kullanılmaktadır ve düzeltme faktörü olarak bilinmektedir. Roket nozul uzunluğu Denklem 19 ve Denklem 20 yardımıyla, 370.4 mm olarak bulunmaktadır.

RPA programına giriş parametreleri, yanma odası basıncı 20 MPa, yakıt çifti Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen, oksitleyici yakıt oranı 4.8, nozul çıkış basıncı 1 atm, A_c/A_t oranı 4.6 ve nominal itki 100 kN olarak girilmiştir. Şekil 4'te RPA programı kullanıcı arayüzü gösterilmektedir. Programa girilen gerekli bilgiler sarı kutucuk ile işaretlenmiştir.



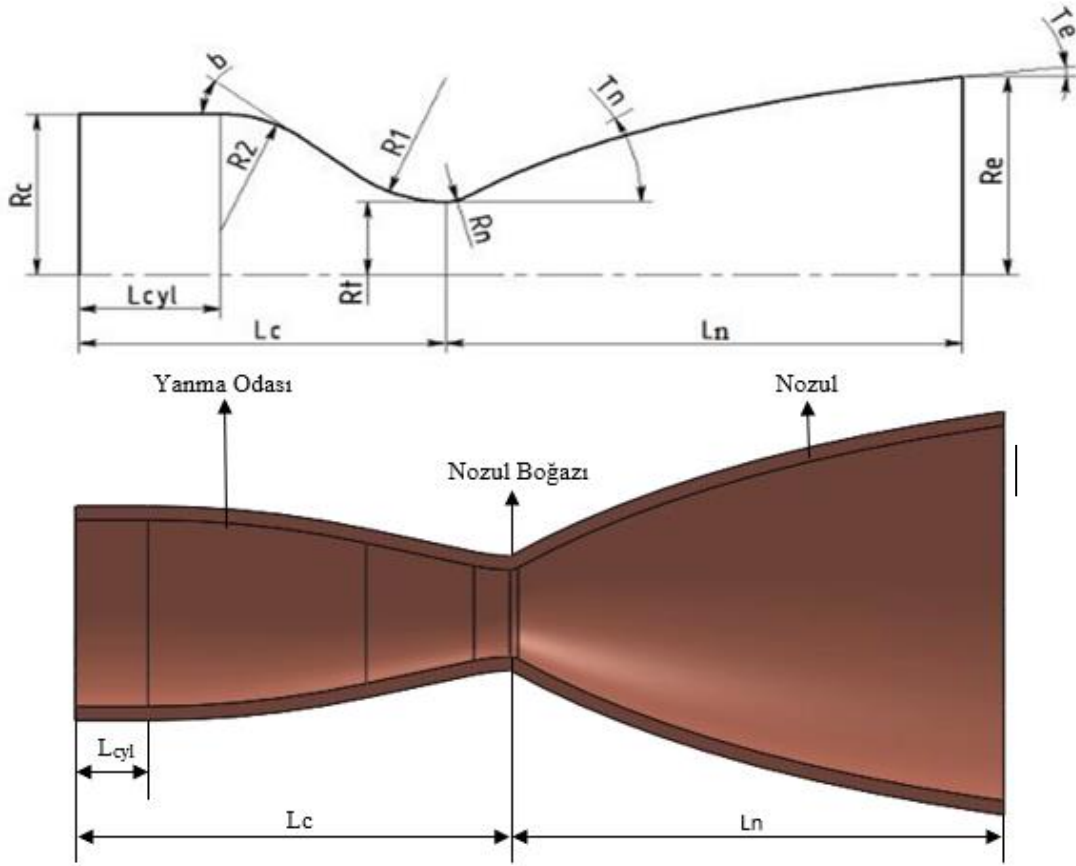
Şekil 4 RPA programı kullanıcı arayüzü

Şekil 4'te verilen parametreler için RPA programı aracılığı ile oluşturulan roket motor geometrisi Tablo 2'de sunulmuştur.

Tablo 2 RPA programı itki odası geometrisinin değerleri

İtki Odası Geometri Parametresi	Değer	İtki Odası Geometri Parametresi	Değer
Dc	133.18 mm	Ae/At	18.61
Dt	62.10 mm	R1	124.19 mm
De	267.90 mm	R2	751.14 mm
L*	1018.26 mm	Rn	11.86 mm
Ln	353.44 mm	b	12.00°
Lc	311.06 mm	Tn	28.83°
Lcyl	51.84 mm	Te	8.00°

Tablo 2'de RPA programının 100 kN'luk roket itki odası geometrisinin değerleri görülmektedir. Şekil 5'te Tablo 2'de sunulan roket motorunun Solidworks programında oluşturulan üç boyutlu katı modelin kesit görünümü verilmiştir.



Şekil 5 100 kN'luk roket itki odası kesit görünümü

3. Bulgular

Tasarım geometrisi belirlenen roketin sınır şartları öncelikli olarak RPA programına girilmiştir. Çıktı olarak programdan atmosfer ortamı (deniz seviyesinde) ve atmosfer dışı (uzay vakum ortamında) roket çalışma değerleri elde edilmiştir. Tablo 3-4'de sırasıyla performans ve analiz sonuçları olarak verilmiştir. Performans sonuçlarına göre sıvı yakıtlı roket motoru deniz seviyesinde 99.99360 kN itki kuvveti üretirken, vakum ortamında 105.71135 kN itki kuvveti üretmektedir. Oksitleyici yakıt oranı 4.8 iken ideal kütleli debi 25.11385 kg/s'dir.

Tablo 2 RPA vasıtasıyla elde edilen performans sonuçları.

İtki Kuvveti ve Kütleli Debi	Değer
Vakum Altında İtki	105.71135 kN
Vakum Altında Özgül İtki	429.22756 s
Deniz Seviyesinde İtki	99.99360 kN
Deniz Seviyesinde Özgül İtki	406.01136 s
Toplam Kütleli Debi	25.11385 kg/s
Oksitleyicinin Kütleli Debisi	20.78835 kg/s
Yakıtın Kütleli Debisi	4.32551 kg/s

Tablo 4'te verilen analiz sonucuna göre nozul çıkış basıncı 0.1013 MPa olarak elde edilmiştir. Egzoz çıkış basıncı ile ortam basıncının eşit olması ($P_e=P_a$) nedeniyle optimum itki koşulunun sağlandığı görülmüştür. Nozul çıkışı gaz hızı süpersonik (1-5 Mak aralığı) kategorisinde içerisinde yer alan 3.76 Mak değeri olarak tespit edilmiştir.

Tablo 4 100 kN'luk roketin deniz seviyesi için RPA analiz programı ile elde edilen sonuçlar.

	Yanma Odası	Nozul Girişi	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	20	19.6099	11.26	0.1013	MPa
Sıcaklık	3289.8884	3284.9488	3039.847	1309.6263	K
Özgül Isı (P=Sabit)	5.9598	5.9562	5.4058	3.3981	kJ/(kg·K)
Özgül Isı (V=Sabit)	5.0518	5.0488	4.5675	2.6877	kJ/(kg·K)
Özgül Isı Oranı (K)	1.1797	1.1797	1.1835	1.2643	
Yoğunluk	8.4429	8.2911	5.1707	0.1089	kg/m ³
Ses Hızı	1665.9959	1664.7144	1602.0169	1084.5442	m/s
Gaz Hızı	0	216.9051	1602.0169	4086.2915	m/s
Mak Sayısı	0	0.1303	1	3.7678	
Alan Oranı ($\frac{A_c}{A_t}, \frac{A_t}{A_t}, \frac{A_e}{A_t}$)	4.6	4.6	1	18.6127	

Tasarımı yapılan roket CEA programı ile Tablo 5'te görüldüğü gibi aynı sınır şartları kullanılarak analizleri gerçekleştirilmiştir. CEA programı ile yapılan analiz sonuçları RPA programında benzer şekilde çok yakın değerler elde edilmiştir.

Tablo 5 100 kN'luk roketin CEA analiz programı ile elde edilen analiz sonuçları.

	Yanma Odası	Nozul Girişi	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	20	19.609	11.26	0.10138	MPa
Sıcaklık	3290.9	3285.94	3040.94	1310.7	K
Yoğunluk	8.4443 0	8.2921 0	5.1714 0	0.10894	kg/m ³
Özgül Isı (P=Sabit)	5.9624	5.9588	5.408	3.3977	kJ/(kg·K)
Özgül Isı Oranı (K)	1.1716	1.1716	1.1784	1.2642	
Ses Hızı	1665.8	1664.5	1601.9	1084.7	m/s
Mak Sayısı	0	0.13	1	3.767	
İtki Katsayısı (Cf)	0.0908	0.0908	0.67	1.7091	
Pr	0.595	0.5394	0.5561	0.6473	
Viskozite	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	kg/(m s)

Tablo 6’da RPA programı ile CEA programı analiz sonuçlarının karşılaştırılması verilmiştir. Her iki program tarafından da roket motor basınç dağılımı ve Mak sayısı değerlerinin aynı olduğu görülmüştür. Ancak roket motor iç sıcaklık dağılımı sonuçları incelendiğinde, CEA programı sonuçlarının RPA programı sonuçlarından yaklaşık olarak 1 K daha yüksek olduğu görülmüştür. Bu değerler dikkate alınmayacak kadar küçük ve önemsiz farklar olarak bilinmektedir.

Tablo 6 RPA-CEA programlarının analiz sonuçlarının karşılaştırılması

	Analiz Programı	Yanma Odası	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	RPA	20	11.26	0.1013	MPa
	CEA	20	11.26	0.10138	
Sıcaklık	RPA	3289.88	3039.84	1309.62	K
	CEA	3290.9	3040.94	1310.7	
Mak Sayısı	RPA	0	1	3.76	
	CEA	0	1	3.76	

Tablo 7’de RPA programından alınan emisyon değerleri verilmiştir. Daha önceden belirtildiği üzere maksimum itki kuvveti üretmek için yakıtça zengin karışım oranı seçilmiştir. Analiz sonucuna göre nozul çıkışında serbest oksijen görülmediği için iyi bir yanma elde edilebileceği sonucuna varılabilir. Kullanılan hidrojen ve oksijen yakıt çiftinin yanma sonu ürünü H₂O olduğundan dolayı çevreye duyarlı, zehirleyici olmayan ve yüksek enerjiye sahip bir yakıt çifti olarak temiz bir enerji kaynağı olduğu görülmektedir.

Tablo 7 RPA programının emisyon sonucu

	Enjektör	Yanma Odası	Nozul girişi	Nozul boğazı	Nozul çıkışı
H	0	0,001369	0,0013651	0,000911	0,0000001
H ₂	0,172413793	0,0675675	0,0675655	0,0675791	0,0679398
H ₂ O	0	0,9150378	0,9151371	0,9225336	0,9320601
H ₂ O ₂	0	0,0000074	0,0000073	0,0000025	0
HO ₂	0	0,0000074	0,0000073	0,0000021	0
O	0	0,0003207	0,0003181	0,0001237	0
O ₂	0,827586207	0,0003779	0,000375	0,0001491	0
OH	0	0,0153121	0,0152246	0,0086988	0

4. Tartışma

Roket performansı artırmak için birçok nozul tasarımı geliştirilmiştir. Yapılan araştırmalarda görülmüştür ki; çan tipi nozul genişleme bölgesinin ilk kısmında, hızlı genişlemeye ya da dairesel akışa neden olduğundan nozul çıkışında düzgün ve aksel akış sağlayacağından dolayı en uygun nozul tipi olarak De laval %80’lik parabolik yapı seçilmiştir. Çan tipi nozul konik nozul tipine göre daha kısa düşük sürtünme kaybı ve hafif olmaktadır.

Şekil 1’de görüleceği gibi özgül itki; yanma odası sıcaklığı ve gazların molekül ağırlığından doğrudan etkilendiği görülmektedir. Hidrojen ve oksijen yakıt çiftinin stokiometrik oranı 7.937 olmasına rağmen, en yüksek özgül itki değeri oksitleyici yakıt oranı 4.8 olduğunda elde edilmektedir.

$$I_{sp,max} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (21)$$

Denklemler 21’de maksimum özgül itki eşitliği görülmektedir (Turner, 2006).

5. Sonuç

Bu çalışmada, öncelikli olarak rokette kullanılacak yakıt ve oksitleyici seçimi yapılmıştır. Yakıt olarak sıvı hidrojen 45 K ve sıvı oksijen 90 K sıcaklığı sınır şartlarında kriyojenik olarak rokette kullanılmıştır. Yakıt oksitleyici oranı lisanslı olarak kullanılan RPA programı desteğinde 4.8 olarak ideal oranı belirlenmiştir. Sınır şartları RPA programına girilerek optimum roket geometrisi oluşturulmuştur. Roket analizi girilen 100 kN itki kuvveti üretmesi için yanma odası basıncı 20 MPa ve dış ortam basıncı 101.3 kPa olarak belirlenmiştir. Sonrasında roket teorik olarak ateşlenmiş RPA ve CEA programları ile ayrı ayrı analizler gerçekleştirilmiştir. Teorik olarak roket analizleri hızlı bir şekilde gerçekleştirilerek zamandan tasarruf sağlanmaktadır. Yakıt çifti ve karışım oranlarının ve itki odası geometrisinin roket performansı üzerine olan etkisi hızlı bir şekilde incelenebilmektedir. Optimum karışım oranı belirlenebilmektedir. Üretilen gaz hızı, sıcaklığı ve basıncının dağılımı roket boyunca analiz edilmiştir. En yüksek sıcaklık 3290.9 K ile yanma odasında görülmüştür. Mak sayısı 3.76 çıkmıştır. En yüksek özgül itkinin meydana geldiği 4.8 karışım oranındaki nozul çıkışında kütsel olarak %93,20 suya dönüştüğü görülmüştür. Böylece çevreci bir yakıt çifti olduğu değerlendirilmektedir. Bu analizler neticesinde elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde imalatı hedeflenen 100 kN'luk roketin üretilebilirliği teyit edilmiştir.

Yazarların Katkısı: Tüm çalışmada yazarların test, analiz, literatür araştırması, yazma ve düzeltme işlerinde eşit oranda katkıları olmuştur. Aynı zamanda bu çalışma yüksek lisans tezinden türetilmiştir.

Fon Desteği: RPA program yazarların kendi imkanlarıyla karşılanmıştır. Ayrıca CEA program akademik çalışmalara NASA tarafından açık kaynak olarak ücretsiz bir şekilde sunulmaktadır.

Referanslar

- Baxi, P., Jain, R., Dhadke, Y., Chhabra, Y. ve Khatawate, V. H. (2021). Design and Analysis of Bell-Parabolic De Laval Rocket Exhaust Nozzle. *2021 4th Biennial International Conference on Nascent Technologies in Engineering (ICNTE)* içinde (ss. 1–6). IEEE.
- Cai, G., Fang, J., Xu, X. ve Liu, M. (2007). Performance Prediction and Optimization for Liquid Rocket Engine Nozzle. *Aerospace Science and Technology*, 11(2–3), 155–162.
- Cengiz, K. (2010). *Development Of An Iterative Method For Liquid-Propellant Combustion Chamber Instability Analysis*. Uzun Mühendisliği. Orta Doğu Teknik Üniversitesi.
- Dönmez, C. E. (2018). *Kompozit Esaslı Kati Roket Yakıt Numunesinin Karakteristik Özelliklerinin Deneysel İncelenmesi*. FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ. Kırıkkale Üniversitesi.
- Gill, G. S. ve Nurick, W. H. (1976). *Liquid Rocket Engine Injectors*.
- Hetem, A., Miraglia, J., Burian, R. ve Caetano, C. A. C. (2011). Numerical Simulation Of Liquid Propellant Rocket Engines. *MIPRO, 2011 Proceedings of the 34th International Convention* içinde (ss. 930–934). IEEE.
- Huang, D. H. ve Huzel, D. K. (1971). *Design of Liquid Propellant Rocket Engines Second Edition*.
- Karayel, E. (2018). *Roket Motor Borusu Tasarımının Balistik Parametrelere Etkisinin Araştırılması*. fen Bilimleri Enstitüsü. Kırıkkale Üniversitesi.
- Ngwu, G. O., Ugheoke, B. I., Yusuf, O. T., Nyabam, M. A. ve Onuh, S. O. (2020). Numerical Analysis and Modelling of a 100 N Hypersonic Liquid Bipropellant Thruster. *Advances in Aerospace Science and Technology*, 5(4), 85–99.
- Ojeda, C., Prescott, K. T. ve Persaud, T. (2017). Production and Manufacture of Low-Cost Liquid Rocket Engines for Sounding Rockets. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* içinde (s. 4841).
- Pillai, E. T. (2018). Space-capable sounding rocket design for collegiate teams. *2018 IEEE Aerospace Conference* içinde (ss. 1–13). IEEE.
- Ponomarenko, A. (2009). RPA: Design tool for liquid rocket engine analysis.
- Raposo, H. C. T. (2016). *Mixture Ratio and Thrust Control of a Liquid-Propellant Rocket Engine*. *Aerospace Engineering*. Centre National D'études Spatiales.

- Rodríguez Otero, R., Morales-Jimenez, S., Ureña Contreras, K. ve Baez Cortes, J. (2020). Loxodon-1: Development of the First Liquid Rocket Engine in Puerto Rico. *ASCEND 2020* içinde (s. 4258).
- Samur, A. E. (2015). *Hİbrİt Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzenegİ Tasarımı. Havacılık Ve Uzay Teknolojİleri Enstİtüsü. Hava Harp Okulu.*
- Santos, E. A., Alves, W. F., Prado, A. N. A. ve Martins, C. A. (2011). Development of Test Stand For Experimental Investigation of Chemical and Physical Phenomena in Liquid Rocket Engine. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 3(2), 159–170. doi:10.5028/jatm.2011.03021111
- Strunz, R. (1998). Using The Method Of Characteristics To Predict Transient Flow Phenomena.
- Sutton, G. P. ve Biblarz, O. (2016). *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons.
- Türk, S. (2016). *Üst Kademe Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Kavramsal İtki Odası Tasarımı. Fen Bilimleri Enstitüsü. Anadolu Üniversitesi, Eskişehir.*
- Turner, M. J. L. (2006). *Rocket and Spacecraft Propulsion* (2. bs.). Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Ward, T. A. (2010). *Aerospace propulsion systems*. John Wiley & Sons.
- Yaman, H. (2013). *Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması. Fen Bilimleri Enstitüsü. Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale.*
- Youngblood, S. H. (2015). *Design and Testing of a Liquid Nitrous Oxide and Ethanol Fueled Rocket Engine*. New Mexico Institute of Mining and Technology, Department of Mechanical Engineering, Explosive Engineering.