

NİTRO-OKSİT/PARAFİN HİBRİT ROKET MOTORU PERFORMANS VE TASARIM YAZILIMI GELİŞTİRİLMESİ

Nazmi Erdi COŞKUNPINAR¹, Kaan ÖZEN²
ve Stanislav GRATE³
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

Alim Rüstem ASLAN⁴
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Hibrit Roket Motoru(HRM) geliştirme çalışmaları birçok araştırma kurumu ve üniversitede son zamanlarda yaygın bir şekilde gerçekleştirilmektedir. Hibrit roket motorlarının katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarına kıyasla sağladıkları faydalar göz önüne alındığında ilerleyen yıllarda nano-mikro uydu fırlatma araçlarında ana itki sistemi olarak kullanılması öngörülmektedir. Bu çalışmada bir hibrit roket motorunun yakıt performans analizi yapılarak elde edilen sonuçlar sunulmuş, ayrıca belirli kısıtlar dahilinde motorun boyutlandırmasını gerçekleştiren bir yazılım geliştirilmiştir. Bu kısıtlar gerekli itki değeri, yanma süresi, ulaşılması gereken /hedeflenen irtifa ve boyut sınırları gibi hem roketin hem de motorunun performans ve tasarım verileridir. Bu kapsamda geliştirilen yazılımın sonuçlarının doğrulanabilmesi için İstanbul Teknik Üniversitesi öğrencileri tarafından tasarlanan bir test standı kurulmuştur. Çalışma kapsamında yanıcı katı yakıt olarak parafin ve yakıcı sıvı yakıt olarak nitro oksit kullanan bir motor tasarlanmış ve üretilmiştir. Yazılım, üç ana kontrol hacminden oluşmaktadır, bunlar; besleme hattı, yanma odası ve lüle şeklinde sıralanabilir. Birinci kontrol hacminde nitro oksit tahliye prosesi entropi temelli modellenmiştir. İkinci kontrol hacminin modellenmesi temel termodinamik varsayımlar üzerine oluşturulmuştur ve termokimyasal yakıt performans analizi gerçekleştirilmektedir. Yanma sonucu oluşan gazların performans değerlerini belirlemek için Gibbs fonksiyonu ve basitleştirilmiş ayrışma reaksiyonları seti kullanılmaktadır. Bu analiz sonuçları ve zamana bağlı değerler olan itki, katı yakıtın yanma hızı ve yakıcının akış debisi gibi veriler kullanılarak kullanıcı tarafından girilen kısıtlara göre motorun olası boyutları belirlenmektedir. Yakıt performans analizi sonuçlarının doğrulanması, NASA'nın CEA programı ile karşılaştırılarak yapılmıştır. Yazılım sonucu elde edilen itki-zaman grafiği İTÜ bünyesinde geliştirilen hibrit roket motorunun ateşleme testiyle karşılaştırılmış ve verilerin birbiriyle uyumlu olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

Hibrit roket motorları sıvı ve katı yakıtlı motorlar arasında kalan melez bir motor çeşididir. Yakıtlardan biri katı diğeri ise sıvı olarak depolanmaktadır. Genel olarak katı yakıt yanıcı, sıvı yakıt ise yakıcı olarak kullanılmaktadır. Bunun tersi çok kısıtlı olarak da olsa mevcuttur. Katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarına kıyasla, yakıcı sıvı yakıt tankının ayrı oluşu ve ateşleme şekli hibrit roket motorlarını daha güvenli kılmaktadır. HRM'nin sıvı yakıtlı roket motorlarına göre en büyük avantajları geliştirilme maliyeti ve basitliğidir. HRM'lerin katı yakıtlı motorlara kıyasla avantajları ise itki değerinin yanma süresi boyunca değiştirilebilmesi ve yeniden ateşlenebilme yeteneğidir. Bu Bu avantajlara ek olarak yakıcı ve yanıcı yakıtların ayrı tanklarda depolanıyor olması daha güvenilir bir yanma süreci olmasını sağlamaktadır.

¹ Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: yazar1@itu.edu.tr

² Araştırma görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: yazar2@itu.edu.tr

Bu çalışmada farklı yanıcı yakıcı yakıt kombinasyonlarının performans verileri ve yanma sonucu oluşan gazların bileşimi kullanılarak HRM tasarımı ele alınmıştır. Performans analizi sonuçları lüle tasarımı katı yakıt boyutlandırmasında kullanılmıştır. Boyut ve kütle sınırlamalarından dolayı fırlatma araçlarının ve itki sistemlerinin tasarım aşamaları karmaşık yapıdadır. Dolayısı ile yapılan çalışmanın amacı tekrar eden bu süreci kısaltarak tasarım süresinde avantaj sağlayacak bir yazılımın geliştirilmesidir. Geliştirilen bu yazılım sayesinde kullanıcıya girilen boyut kısıtları dahilinde hedeflenen irtifaya ulaşılmasını sağlayabilecek farklı itki değeri ve yanma süresine sahip olası HRM tasarımları sunulmaktadır.

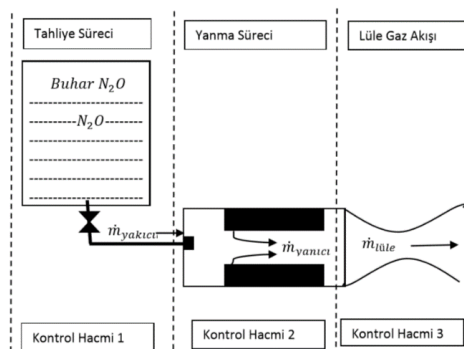
Kwazulu-Natal ve Lizbon Üniversitesi gibi birçok üniversitede benzer çalışmalar gerçekleştirilmektedir. İstanbul Teknik Üniversitesi bünyesinde geliştirilen bu yazılımın farkı ise kendisine ait termokimyasal performans analiz modülüne sahip olması ve bu modül ile girilen görev kısıtları arasında bütünsel bir tasarım ortamı sağlamasıdır. Bu çalışma kapsamında katı yanıcı yakıt olarak parafin sıvı yakıcı yakıt olarak ise nitro oksit kullanılmıştır. Parafin yüksek yanma hızı değeri, nitro oksit ise öz basınçlandırma özelliği ve her ikisi de kolay temin edilebilirliği sebebi ile çalışma için çok uygun seçeneklerdir. Fakat, diğer birçok yakıcı yanıcı yakıt kombinasyonlarına kıyasla en ideal yakıcı yanıcı yakıt karışım oranının yüksek olması sebebi ile daha yüksek kütleli bir motor tasarımı gerçekleştirilmektedir.

Geliştirilen yazılımın doğrulaması için tasarımı ve üreimi tamamen İTÜ öğrencileri tarafından gerçekleştirilmiş bir adet HRM ve test ünitesi kullanılmıştır. Gerçekleştirilen testler ve model doğrulaması PARS Roket Grubu'nun tam ölçekli yarışma roketi motorunun geliştirilmesine yardımcı olmak için gerçekleştirilmiştir. Laboratuvar ölçekli motorun ilk ateşleme testinde besleme hattında basınç kayıpları gözlemlenmiştir. Daha doğru sonuçlar elde edilebilmesi için güvenilir bir besleme hattı geliştirilmesi önceliklendirilmiştir. Hibrit roket motoru genel konsepti ve boyut kısıtları Şekil 1'de gösterilmiştir.



**Şekil 1 Boyut Kısıtları ve Genel Konsept
YAZILIMIN SAYISAL MODELİ**

HRM'ler detaylı ve güvenilir bir performans analizi için üç ana kontrol hacmine bölünebilir. İlk kontrol hacmi, yakıcı sıvı yakıtın yanma odasına olan akış sürecidir ve bu bölümde kütle debisi zamana bağlı olarak hesaplanmaktadır. Yakıcı sıvı yakıtın kütle debisi nitro-oksit'in öz-basınçlandırma özelliği dikkate alınarak modellenmiştir. İkinci kontrol hacmi yanma odasıdır. Termokimyasal performans analizi ve yanıcı katı yakıt boyutlandırması bu kontrol hacminde gerçekleştirilmektedir. Yanıcı katı yakıtın boyutlandırması, yakıtın yanma hızı ve özgül itki değerlerine göre analiz edilmektedir. Son olarak üçüncü kontrol hacmi ise lüledir. Kontrol hacimleri Şekil 2'de gösterilmiştir.



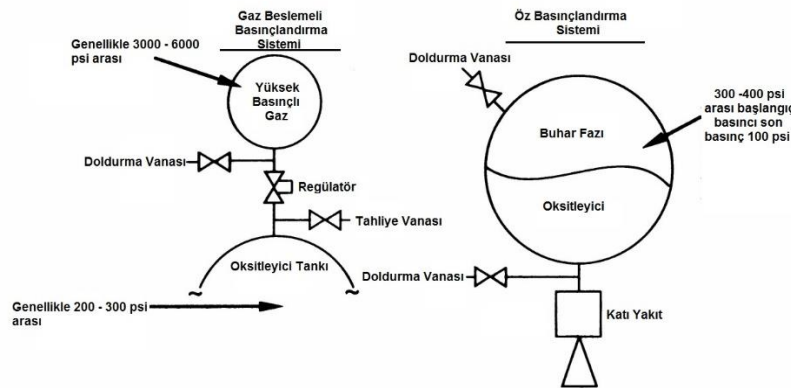
Şekil 2 HRM Kontrol Hacimleri

Yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklıktaki gazlar lüle içerisinde ivmelendirilir ve lüle çıkışında ses üstü hızlara ulaştırılarak itki elde edilmiş olur. Yanma sonucu oluşan gazların lüledeki kütle debisi, lüle çıkışındaki akış hızını belirlemek için ana etkindir.

YakıcıSıvı Yakıt Basınçlandırma Akış Prosesi

Yakıcı'nın kütle debisini istenilen seviyede olmasını sağlayabilmek için besleme hattı HRM itki sistemlerinde en önemli konulardan biridir. Düzenli bir yakıcı yakıt akışı sağlayabilmek için tank basıncının sabit bir değerde tutulması gerekmektedir. Bu sebepten dolayı farklı basınçlandırma sistemleri geliştirilmiştir. Bunlardan bir tanesi harici basınçlandırıcı gaz tankıdır. Kullanılan bu harici basınçlandırıcı gaz genellikle helyum gibi inert bir gazdır. Bu gaz yüksek basınçta depolanmakta, regülatör ve vanalar aracılığı ile yakıcı yakıt tankına aktarılmaktadır.

Bu çalışma kapsamında ikinci seçenek olan öz-basınçlandırma sistemi seçilmiştir. Yakıcı yakıtın akışkan özellikleri boşalma sürecinden dolayı yanma olayı boyunca değişmektedir. Termodinamik özelliklerdeki bu değişimlerin iyi anlaşılması ve analiz edilmesi yanma olayı boyunca püskürteçten geçen yakıcı yakıt debisinin belirlenebilmesi açısından özel bir öneme sahiptir. ---Nitro oksitin buhar sıcaklığı ve buhar – sıvı kütle değerleri kullanılarak yanma boyunca nitro oksit'in buhar basıncı hesaplanabilir. Farklı basınçlandırma sistemleri Şekil 3'de gösterilmiştir.



Şekil 3 Besleme Sistemleri

Püskürteç Tasarımı

Püskürtecın hibrit roket motorları içerisinde iki temel görevi vardır. İlki istenilen akış debisini yanma odasına iletmek. İkincisi ise sıvı yakıcıyı gaza çevirebilmektir. Bu operasyona atomizasyon denmektedir. Hızlı ve verimli bir yanma sağlayabilmek için bütün sıvı yakıt damlacıkları çok düzgün bir şekilde atomize edilmelidir. Yanma olayının verimliliği püskürtmenin türdeşlik seviyesine bağlıdır. Püskürteçten geçen yakıcı sıvı yakıt kütle debisi şu şekilde belirlenebilir:

$$\dot{m}_{sy} = C_d \cdot A_0 \cdot N \cdot \sqrt{\rho_{sy} 2\Delta P} \quad (1)$$

A_0 püskürteç deliklerinin çapı, N delik sayısı, ΔP yanma odası ile tank basıncı arasındaki basınç farkı, ρ_{sy} yakıcı yakıt yoğunluğu ve C_d ise püskürtecın boşalma katsayısıdır. Bu katsayı çeşitli soğuk – akış testleri aracılığı ile deneysel olarak elde edilir.

Termokimyasal Yakıt Performans Analiz Yazılımı

Yazılımın bu parçası bir hibrit roket motorundaki yanma sürecini temel olarak tanımlamaktadır. Bu analizin temel amacı yakıt kombinasyonunun performans değerlerini belirleyebilmek için adyabatik alev sıcaklığının bulunmasıdır. İş etkileşimleri, kinetik ve potansiyel enerji değişimleri olmadığı zaman, bir yanma işlemi sırasında açığa çıkan kimyasal enerji ya ısı geçişi ile çevreye verilir ya da sistemin içinde kalıp yanma sonu ürünlerinin sıcaklıklarının yükselmesine neden olur. Çevreye ısı geçişi ne kadar az olursa, sıcaklık yükselmesi de o kadar fazla olur. Bir uç durum olarak, çevreye ısı geçişi olmaz ise, yanma sonucu oluşan ürünlerin sıcaklıkları da en yüksek değere ulaşır. Bu

değere tepkimenin adyabatik alev sıcaklığı ya da adyabatik yanma sıcaklığı denir. Adyabatik alev sıcaklığını belirlemek için tepkimeye giren ve çıkan kimyasalların özellikleri belirlenir ve ilerleyen hesaplamalarda kullanılır. Adyabatik alev sıcaklığını hesaplandıktan sonra ilk olarak tepkime sonucu oluşan ana gazların ayrışması sonucu oluşan gaz türlerinin hesaplanabilmesi için tepkimeleri stokiometrik varsayarak yanma prosesi geliştirilmelidir. Bunu başarabilmek için tepkimelerin her elemanının dengesi sağlanmalıdır. Böylece farklı yakıcı yanıcı yakıt karışım oranları için her ürünün mol sayısı hesaplanabilir ve basit düzeyde yanma modellenilebilir. Yanma sonucu oluşan gaz türlerinin belirlenmesi ve gerekli performans değerlerinin hesaplanabilmesi için basitleştirilmiş bir kimyasal tepkime seti kurulmuştur. Kimyasal tepkime seti 26 denklem ve 13 üründen oluşmaktadır. Bu set, Tablo 1’de verilmiştir.

$C_{28}H_{58} \rightarrow 14C_2H_4 + H_2$	$O + H_2 \leftrightarrow OH + H$	$H_2 + O_2 \leftrightarrow OH + OH$
$C_{10}H_8 + 5O_2 \rightarrow 10CO_2 + 4H_2$	$OH + OH \leftrightarrow H_2O + O$	$H + O_2 \leftrightarrow OH + O$
$C_2H_4 + O_2 \rightarrow 2CO + 4H_2$	$O_2 \leftrightarrow 2O$	$OH + H_2 \leftrightarrow H_2O + H$
$2CO + 1/2O_2 \rightarrow 2CO_2$	$H_2 \leftrightarrow 2H$	$N_2 + O_2 \leftrightarrow 2NO$
$2H_2 + 1/2O_2 \rightarrow 2H_2O$	$O + N_2 \leftrightarrow NO + N$	$2H + O \leftrightarrow H_2O$
$CO + OH \leftrightarrow CO_2 + H$	$O_2 + N \leftrightarrow NO + O$	$H + O \leftrightarrow OH$
$H_2 + O_2 \leftrightarrow OH + OH$	$N + OH \leftrightarrow NO + H$	$N + O \leftrightarrow NO$
$N_2 \leftrightarrow 2N$	$O + H_2O \leftrightarrow CO_2 + H_2$	$N_2 + 3H_2 \leftrightarrow 2NH_3$

Tablo 1 Tepkime Seti

Her tepkimenin tepkime sabitinin bulunabilmesi için ürünlerin Gibbs serbest enerji değerleri kullanılmıştır. Hesaplanan bu tepkime sabitleri kullanarak denklem setleri elde edilmekte ve ürünlerin mol sayıları hesaplanmaktadır. Mol sayıları hesaplandıktan sonra entalpi denklemlerinde kullanılmakta ve bunun sonucunda adyabatik alev sıcaklığı hesaplanmaktadır. Adyabatik alev sıcaklığı kullanılarak yanma olayının diğer değerleri ve yanıcı yakıcı yakıt kombinasyonun performans parametreleri bu yazılımın bir sonucu olarak elde edilmektedir. Analizin en önemli faydası ise analiz sonuçlarının kullanılarak farklı yanıcı-yakıcı yakıt karışım oranları için özgül itki değerlerinin elde edilebilmesi ve en uygun özgül itki değeri – karışım oranı eşleşmesinin bulunabilmesidir.

Termokimyasal Performans Analizi Algoritması

Öncelikle denklem seti içerisinde bulunan her tepkimenin tepkime sabiti aşağıda belirtilen formül ile belirlenmelidir. Standard Gibbs serbest enerji değişimi şu şekilde tanımlanabilir:

$$K_p = e^{\frac{-\Delta G}{R \cdot T_c}} \quad (2)$$

$$\Delta G_T = \sum_P^n (n_i \times g_{f,i}) - \sum_R^n (n_i \times g_{f,i}) \quad (3)$$

K_p tepkime sabiti, ΔG tepkimenin gibbs serbest enerjisidir. Gibbs serbest enerjisi sıcaklığa bağlı bir değerdir. Bundan dolayı adyabatik alev sıcaklığı ile mol sayılarının belirlenmesi birlikte ilerleyen iteratif süreçlerdir. Yazılım başlangıçta 5 genel sıcaklık aralığı için koşturulur: 0 -1000 K, 1000 – 2000 K, 2000- 3000 K, 3000 -4000 K, 4000 -5000 K. Bu sıcaklık aralıkları için ayrı ayrı tüm gaz türlerinin gibbs serbest enerjisi belirlenir. Bunun ardından tüm tepkime sabitleri hesaplanır ve bu sabitler denklem setinin her tepkimesi için mol sayıları cinsinden ifade edilerek bir denklem seti elde edilir. Tepkime sabitinin mol sayıları cinsinden ifade edilişi şu şekildedir:

$$K_P = \frac{A^a B^b}{C^c D^d} \quad (4)$$

Bu denklem setinin çözülmesi sonucu, oluşan tüm ürünlerin mol sayıları bulunmuş olur. Bu aşamadan sonra adyabatik alev sıcaklığının hesaplanabilmesi için genel tepkime üzerinden giren ve çıkanların entalpi eşitliği kullanılır. Entalpi eşitliğinin kurulabilmesi için öncelikle di molekül yapıda olamayan (di molekül yapıda olan gazların oluşma ısıları 0'dır) her bir ürünün ve tepkenin oluşma ısıları adyabatik alev sıcaklığına göre belirlenmelidir. Oluşma ısıları belirlendikten sonra ürünlerin entalpi değişimleri hesaplanmalıdır. Ürünlerin tepkimeye oda sıcaklığında girdiği varsayılmaktadır. Bu aşamada ürünlerin adyabatik alev sıcaklığındaki entalpi değerlerinin bulunabilmesi için NASA JANAF tablolarında yayınlanmış olan empirik formüller kullanılmıştır. Yanma süresince ürünlerin entalpi değişimleri aşağıdaki şekilde bulunabilir:

$$\frac{H^{\circ}T}{RT} = a_1 + a_2 T/2 + a_3 T^2/3 + a_4 T^3/4 + a_5 T^4/5 + b_1/T \quad (5)$$

Tepkenlerin entalpi değerleridir. Tepkenlerde herhangi bir sıcaklık değişimi olmadığı varsayımı yapıldığı için tepkenlerin entalpi değeri oluşma ısılarına eşittir. Ürünlerin entalpi değişimleri adyabatik alev sıcaklığına bağlı olduğu için yinelenen sürecin bir parçasıdır. Bu çalışma kapsamında tepkime entalpisi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\Delta h = H^{\circ}T + h_f \quad (6)$$

$$\sum_T^n (\bar{h}_f^{\circ} + \bar{h} - \bar{h}^{\circ}) = \sum_U^n (\bar{h}_f^{\circ} + \bar{h} - \bar{h}^{\circ}) \quad (7)$$

$$(n_r \times h_{f,t}) - (n_p \times h_{f,\bar{u}}) = \Delta H_U \quad (8)$$

Denklem 8'in sağ ve sol tarafındaki değerler virgülden sonra 1000 de birlik bir seviyede yakınsadığı anda yazılım durdurulur ve o andaki sıcaklık değeri adyabatik alev sıcaklığı olarak belirlenir. O adımda kullanılan mol değerleri ürünlerin mol değerleri olarak belirlenir ve ilerleyen aşamalarda diğer performans değerlerinin hesaplanmasında kullanılır. Hesaplanacak olan diğer performans verileri aşağıda sıralanmıştır:

- Özgül ısı oranı,
- Özgül itki,
- Karakteristik çıkış hızı,
- İtki sabiti,
- Lüle boyutları,

İlk olarak özgül ısı oranı hesaplanabilmesi için ürünlerin sabit basınç altındaki özgül ısının belirlenmesi gerekmektedir :

$$C_{p,m} = \frac{\sum_P n_p \times C_{p,products}}{\sum_P n_p} \quad (9)$$

$$k_m = \frac{C_{p,m}}{C_{p,m} - R_u} \quad (10)$$

Bunun ardından karakteristik terk hızı aşağıdaki denklem ile belirlenebilir:

$$c^* = \frac{\sqrt{k_m \times R_m \times T_c}}{k_m \times \sqrt{\left(\frac{2}{k_m}\right)^{\frac{k_m+1}{k_m-1}}}} \quad (11)$$

Spesifik gaz sabitinin belirlenebilmesi aşağıdaki bağıntı kullanılmalıdır. Bunun için öncelikle ürünlerin total molekül kütlelerinin belirlenmesi gerekmektedir.

$$R_m = \frac{R_u}{M_p} \quad (12)$$

İtki sabiti şu şekilde ifade edilebilir:

$$C_f = \sqrt{k^2 + \frac{2}{k+1} + \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} - \frac{P_0}{P_c}} \quad (13)$$

Sonuç olarak özgül itki değerini itki sabiti ve karakteristik terk hızını kullanarak aşağıda ifade edildiği şekilde hesaplanabilir:

$$I_{sp} = \frac{c^* \times C_F}{g_0} \quad (14)$$

Yazılımın bu parçasının bir sonucu olarak farklı yakıcı yanıcı karışım oranları için elde edilen özgül itki değerleri ile YYKO ve Özgül İtki grafiği elde edilir. Bu grafik kullanılarak en yüksek itki performansını elde edebilmek için en uygun YYKO – Özgül İtki değer çifti seçilir.

Özgün Termokimyasal Performans Analizinin Önemi

Termokimyasal performans analizinden elde edilen detaylı sonuçlar ilerleyen zamanda gerçekleştirilebilecek yanma benzetim çalışmaları ve tepkiyen akış yöntemi ile lüle tasarımı için kullanılabileceği için büyük önem arz etmektedir.

Balistik Model ve Yanıcı Katı Yakıt Boyutlandırması

Yanıcı katı yakıtın yanma hızı HRM'lerin balistik performansını etkileyen ana parametrelerden biridir. Yanıcı katı yakıtın yanma hızı aynı zamanda piroliz süreci ya da gerileme hızı olarak da adlandırılabilir. Gerileme hızı hesaplanırken yakıtın port çapı ve yakıcı sıvı yakıtın kütle debisi kullanılmaktadır. Yanıcı sıvı yakıtın kütle debisi, tank basıncı ve yanma odası basıncı arasındaki farka bağlı bir fonksiyondur. Bunun bir sonucu olarak yanma odası basıncı değişimi de zamana bağlı olarak modellenmelidir. Klasik gerileme hızı denklemi şu şekilde ifade edilebilir.

$$\dot{r} = \alpha \dot{G}_{ox}^n \quad (15)$$

α , n yakıt kombinasyonunun balistik sabitleridir. $\dot{G}_{ox}^n$ toplam katı yakıt portundaki yakıcı sıvı yakıt kütle akısıdır. Birim alana denk gelen yakıcı kütle debisi olarak da ifade edilebilir.

$$\dot{G}_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p} \quad (16)$$

HRM'lerin balistik performansını belirlemek için dört ana etki bulunmaktadır:

- Sıvı nitro-oksitin hal değişimi,
- Tank basıncı ve yanma odası basıncı değişimi,
- Yanma boyunca yakıcı-yanıcı yakıt oranı değişimi,
- Termodinamik özelliklerin uçuş süresi boyunca değişmesi.

Yanma odasına kütle ve enerji korunumu yasaları uygulanarak yanma odası basıncı değişimi belirlenebilir.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{k_c - 1}{V_c} [\dot{m}_l - \dot{m}_s - (\dot{m}_o \cdot c_p \cdot T_c)] - \frac{k_c \cdot P_c}{V_c} \cdot \frac{dV_c}{dt} + \frac{P_c}{V_c - 1} \cdot \frac{dk_c}{dt} \quad (17)$$

Yanıcı yakıt kütle debisi gerileme hızı ve port geometrisinin bir fonksiyonudur.

$$\dot{m}_{ky} = \rho_f \dot{r} A_p L \quad (18)$$

Sırasıyla Yakıt yoğunluğu, yanma alanı ve yakıt uzunluğudur.

Lüleden atılan gazların kütle debisi aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$\dot{m}_o = P_c A_t k_c \sqrt{\frac{\left[\frac{2}{k_c+1} \right]^{k_c+1}}{k_c R T_c}} \quad (19)$$

Lüle boğazının kesit alanı, gaz sabiti, yanma sıcaklığı, yanma sonucu oluşan gazların özgül ısı oranıdır.

Balistik Model için Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi

Bu sürecin ana amacı görev kısıtlarını gerçekleyebilmek için gerekli en düşük itki değerini bulabilmektir. Aynı zamanda, görev kısıtları için uygun, olası farklı yanma süresi ve itki değerleri de belirlenmektedir. İtki, özgül itki değerinin bir fonksiyonudur.

$$T = \dot{m}_{toplam} \cdot I_{sp} \cdot g_0 \quad (20)$$

Sağlıklı bir fırlatma için gerekli itki/kalkış ağırlığı oranı 5 olarak varsayılmıştır. (7).

$$m_{p,toplam} = t_b \cdot \dot{m}_{toplam} \cdot g_0 \quad (21)$$

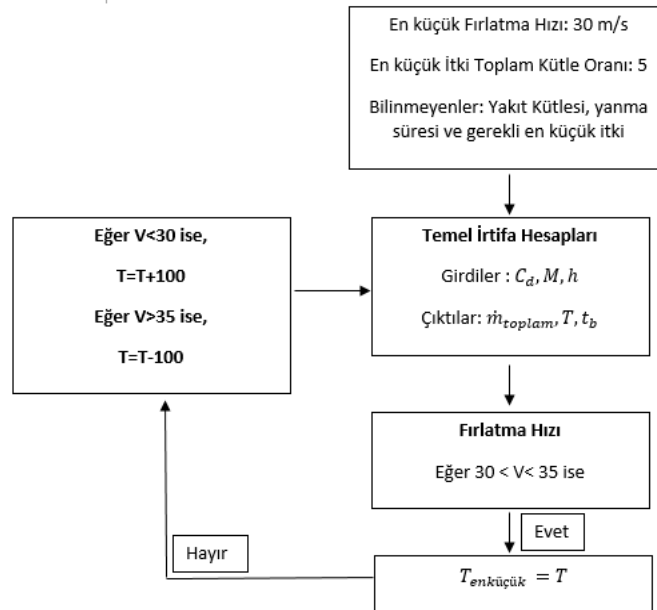
$$T = 5 \cdot t_b \cdot \dot{m}_{toplam} \cdot g_0 + 5 \cdot M \cdot g_0 \quad (22)$$

$$\dot{m}_{toplam} = \frac{M \cdot 5 \cdot g_0}{I_{sp} \cdot g_0 - 5 \cdot t_b \cdot g_0} \quad (23)$$

$$M_{toplam} = M \cdot g_0 + \frac{M \cdot 5 \cdot g_0^2 \cdot t_b}{I_{sp} \cdot g_0 - 5 \cdot t_b \cdot g_0} \quad (24)$$

$$T = 5 \cdot M \cdot g_0 + \frac{25 \cdot M \cdot t_b \cdot g_0^2}{I_{sp} \cdot g_0 - 5 \cdot t_b \cdot g_0} \quad (25)$$

Kullanılan toplam yakıt yanma süresi ve kütle debilerinin çarpılması sonucu elde edilir. İlk itki değeri tahmini için, yanma süresi, toplam yakıt kütlesi ve itki değerleri bilinmeyen verilerdir. Başlangıç koşullarının belirlenmesinin akış çizelgesi Şekil 4'de verilmiştir.



Şekil 4 Başlangıç Koşulları Belirleme Akış Çizelgesi

M roketin olası en yüksek kuru kütlesi ve üç bilinmeyen mevcut; yanma süresi, itki ve toplam yakıt kütlesi. Her bir bilinmeyen birbirine bağlı değerlerdir. Temel irtifa hesaplamaları için temel iki ana fonksiyon vardır. İrtifa ve hız fonksiyonları (13) İrtifa fonksiyonu hız fonksiyonunun integre edilmesi ile elde edilir.

$$u = -\bar{c} \ln \left(1 - \xi^t / t_p \right) - gt \quad (26)$$

$$\frac{dh}{dt} = u \quad (27)$$

$$h = \bar{c} \left(t_p / \xi - t \right) n \left(1 - \xi^t / t_p \right) + \bar{c} t - 1/2 gt^2 \quad (28)$$

Roketin uçuşu iki ana bölüme ayrılabilir. Birincisi roket motorunun yanma olayının devam ettiği tahrikli yükselme aşaması diğeri ise yanma bittikten gerçekleşen tahriksiz yükselme aşamasıdır. Hız fonksiyonunun integre edilmesi ile elde edilen bu irtifa fonksiyonu bu iki aşamanın toplam değerini vermektedir. 28 numaralı denklemde iki bilinmeyen değer bulunmaktadır. Biri toplam yakıt kütlesi diğeri ise yanma süresidir. 24 numaralı denkleme göre yakıt kütlesi roketin toplam kuru kütlesi, yanma süresi ve özgül itki değeri ile ifade edilebilir. Hedeflenen irtifa için gerekli başlangıç yanma süresi değeri denklem 28 ile bulunabilir. Ardından itki değeri hesaplanır. Denklem 27 ile fırlatma rampası üzerindeki fırlatma hızı hesaplanarak sağlıklı bir uçuş için gerekli olan 30 m/s değerini sağlayıp sağlamadığı kontrol edilir. (14) Her bilinmeyen birbiri yerine konularak elde edilir.

Balistik Model ve Boyutlandırma Algoritması

Gerekli en küçük itki değeri hesaplandıktan sonra, yazılım motor boyutlandırmasına başlamaktadır. Bunun için öncelikle toplam yakıt kütle debisi belirlenmelidir.

$$\dot{m}_{toplam} = \frac{T}{I_{sp} \cdot g_0} \quad (29)$$

Yakıcı yanıcı karılım oranı kullanılarak yakıcı ve yanıcı yakıt kütle debileri hesaplanır. Toplam yakıcı ve yanıcı yakıt kütleleri yanma süresi ile bulunur. Lüle tasarımı sonucu olarak elde edilen boğaz çapına göre katı yakıtın port çapı belirlenir. Bu çap belirlenirken Tablo 2’de gösterilen veriler dikkate alınır.

A_c/A_t	P_t (%)	İtki Azalması (%)	I_{sp} Azalması (%)
∞	100	0	0
3.5	99	1.5	0.31
2.0	96	5.0	0.55
1.0	81	19.5	1.34
k=1.20; Pc/Pe=1000			

Tablo 2 Port Çapı Boğaz Çapı Oranı Verimlilik Tablosu

Yanma süresi boyunca port çapının genişlemesine bağlı olarak yakıcı sıvı yakıt kütle akısı azalmaktadır. Bunun bir sonucu olarak yakıtın gerileme hızı azalmaktadır. Bu sebepten dolayı yanma süresi boyunca her zaman aralığı için gerileme hızı hesaplanmalıdır. Elde edilen bu gerileme hızlarının toplamının iki katı başlangıç port çapı ile toplanarak katı yakıtın dış çapı elde edilir. Ardından katı yakıtın boyu hesaplanır ve bu değerlerin başlangıçta kullanıcı tarafından girilen boyut kısıtlarına uygunluğu kontrol edilir. Bu süreç olası tüm itki değerleri için tekrarlanarak kısıtlar içerisinde kalan olası tüm motor boyutları kullanıcı için belirlenir. Örnek sonuçlar Tablo 3’de verilmiştir.

İtki (N)	Yanma Süresi (s)	Katı Yakıt Çapı
1600	7,5	80,27
1800	6,7	78,67
2000	5,94	78,28
2200	5,32	76,4

Tablo 3 Örnek Boyutlandırma Sonuç Tablosu**Lüle Tasarımı**

Lüle tasarımı ilk amaç akışı lüle boğazında 1 Mach'a getirmektir. İlk olarak yanma ile elde edilen gazlar ve bu gazların yüksek sıcaklıktaki özellikleri belirlenir. Yanma odası sıcaklığı ve basıncı belirlenir. Bu değerleri kullanarak çıkan gaz karışımının tek bir gaz türü olduğu varsayılır ve ona ait olan gaz özellikleri ve ses hızı hesaplanır. Akış dağılımının düzgün olduğu varsayılır.

$$C = \sqrt{k_m R_m T_c} \quad (30)$$

C ses hızıdır. Bu parametre yanma sonucu oluşan ürünlerin Mach sayısını belirleyebilmek için kullanılmaktadır.

$$M_e = \sqrt{\frac{2 \times \left(\left(\frac{1}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{k-1}} \quad (31)$$

Lüle çıkışındaki Mach sayısı ve genişleme oranı arasında aşağıdaki gibi bir ilişki bulunmaktadır.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \times \sqrt{\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (32)$$

Kritik boğaz çapı aşağıdaki bağıntı yardımı ile bulunur.

$$A_t = \frac{\dot{m}_o}{\rho_c \times \sqrt{k_m \times \left(\frac{R_u \times T_c}{M_e} \right) \times \left(\frac{2}{k_m} + 1 \right)^{\frac{k_m+1}{k_m-1}}}} \quad (33)$$

Kritik boğaz çağı bulunduktan sonra lüle çıkış çapı hesaplanır. Bu çalışma kapsamında konik lüle tasarımı ele alınmıştır. Bu kapsamda ıraksama yarı açısından kaynaklı kayıplarını ve yanma verimliliğini işleme katabilmek için iki adet performans doğrulama etkeni hesaplanmaktadır.

$$c_{gerçek}^* = \eta_c c_{teo}^* \quad (34)$$

$$\lambda = \frac{1}{2} (1 + \cos \alpha) \quad (35)$$

λ koniklik açısı kayıp katsayısıdır. Lüle boyunca gerçekleşen itki azalmasını hesaplamak için kullanılır. η_c ise yanma verimliliğini ifade etmektedir.

Görev Kısıtları ve Genel Tasarım Süreci

PARS Roket Grubu 2015 yılı yarışma roketi için görev kısıtları tablo 5 de verilmiştir. Bu kapsamda belirtilen irtifaya 4500 gram ağırlığındaki bir faydalı yükü taşıyacak bir roket tasarlanması gerekmektedir. Bu kapsamda bu şartları sağlayacak parafin katı yakıtlı nitro oksit sıvı yakıtlı bir hibrit roket motoru tasarlanması gerekmektedir. Görev kısıtları ve örnek yazılım çıktısı sırasıyla Tablo 4 ve Tablo 5'de görülmektedir.

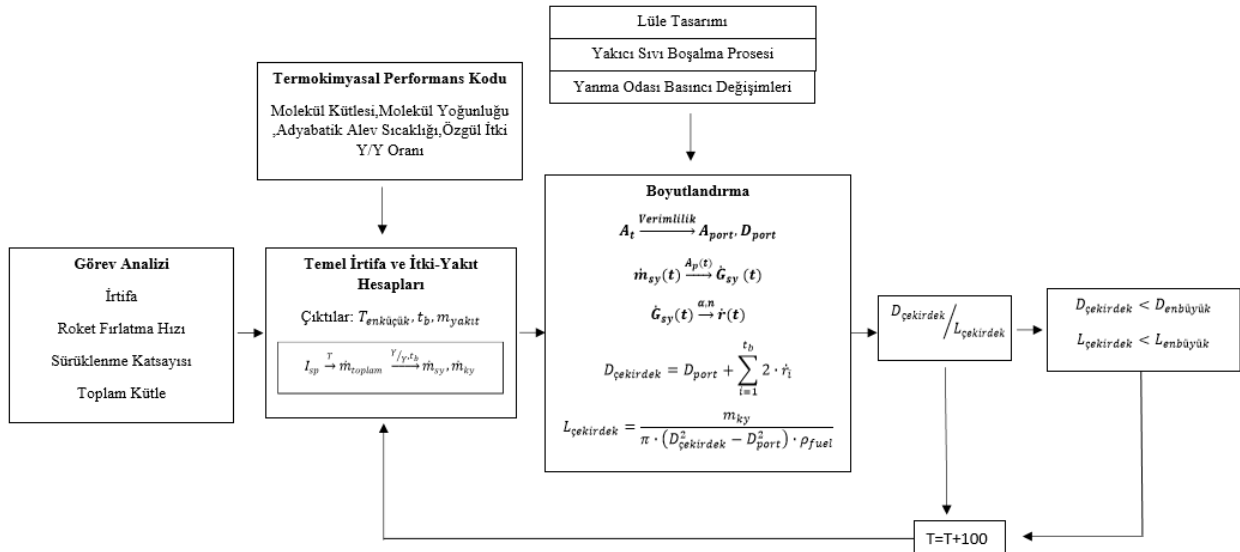
Yanıcı Yakıt	C28H58
Yakıcı Yakıt	Sıvı N_2O
İrtifa	3000 metre
Faydalı Yük	4500 gram
Yanma Odası Basıncı	35 bar
Roket Gövde Çapı	176 mm
Katı Yakıt Çapı/Uzunluğu	76 mm/ 330 mm

Tablo 4 Görev Kısıtları

$m_{toplam} = 4,78 \text{ kg}$	$\dot{r} = 4,79 \text{ mm/s}$
$m_{ky} = 0,68 \text{ kg}$	$P_c = 35 \text{ bar}$
$m_{sy} = 4,1 \text{ kg}$	$T_c = 3476 \text{ K}$
$Yak/Yan = 7$	$T = 2200 \text{ N}$
$t = 5,32 \text{ s}$	$I = 11704 \text{ Ns}$
$\dot{m}_{sy} = 0,788 \text{ kg}$	$I_{sp} = 234 \text{ s}$
$\dot{m}_{ky} = 0,122 \text{ kg}$	$c^* = 1679,642 \text{ m/s}$
$G_{sy} = 160 \text{ kg/m}^2 \text{ s}$	$C_F = 1,49$

Tablo 5 Yazılım Çıktısı Örnek Sonuçlar

Performans analizinin ve yakıt boyutlandırmasının bir arada gösterildiği genel tasarım süreci akış çizelgesi şekil 5 de görülmektedir.

**Şekil 5 Performans ve Tasarım Algoritmaları Akış Çizelgesi**

Bu çizelgeye göre her tasarım sürecinin sonunda yazılım başa dönmektedir ve itki değerini attırıp yanma süresini azaltarak olası yeni bir tasarım gerçekleştirmektedir. En sonunda elde edilen boyutlar kullanıcı tarafından girilen kısıtlarla karşılaştırılarak uygun olanlar kullanıcıya sunulmaktadır.

Model Doğrulaması

Geliştirilen yazılım iki ana parçadan oluşmaktadır. Performans ve tasarım kodu. Yazılım her iki parçası NASA CEA programı ve ITU HRM test sonuçları ile doğrulanmıştır.

İTÜ PARS Roket Grubu 1773 Laboratuvar Boyutlu Motor Testleri

HRM test standı farklı yakıt kombinasyonları ve yanıcı yakıt çaplarına uyumlu olacak şekilde; motor ise farklı püskürteç, öncül ve ardıl yanma odası ile lüle tasarımları için yeniden kullanılabilir olacak şekilde tasarlanmıştır. 1773 Motorunun ana gövdesi alüminyum 6061-T6 malzemesinden; gövde tutucular ve bu tutucuların çubukları alüminyum 7075-T6 malzemesinden üretilmiştir. Lüle için yüksek ısıl dayanıklılığı göze alınarak grafit tercih edilmiştir. Yanıcı katı yakıt olan parafinin üretim sonrası büzüşme oranını ve içerisindeki hava boşluklarını en az düzeye indirmek için santrifüj üretim yöntemi tercih edilmiş ve uygun üretim standı oluşturulmuştur. Dış gövdeyi yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklıktaki gazlardan koruyabilmek için yanıcı yakıt kraft boru ile izole edilmiştir. Besleme hattı ve bütün test ünitesi PARS Roket Grubu üyeleri tarafından tasarlanmıştır. Yakıcı yakıt besleme hattı basınç ölçüm sensörleri, manometreler, vanalar ve bunlara ilişkin ara bağlantı parçalarından oluşmaktadır. Ana vanadan önceki küresel vana yakıt akışını kontrol etmek için elle kontrol edilmektedir. Ana vana yüksek torklu DC motor ve bir dişli sistemi ile açılıp kapanması kontrol edilen bir küresel vanadır. Besleme hattının ana kısmının görseli şekil 6 da görülmektedir.



Şekil 6 Besleme Hattı

Şekil 7 de ise besleme hattının şeması çizimi gösterilmektedir.



Şekil 7 Besleme Hattı Çizelgesi

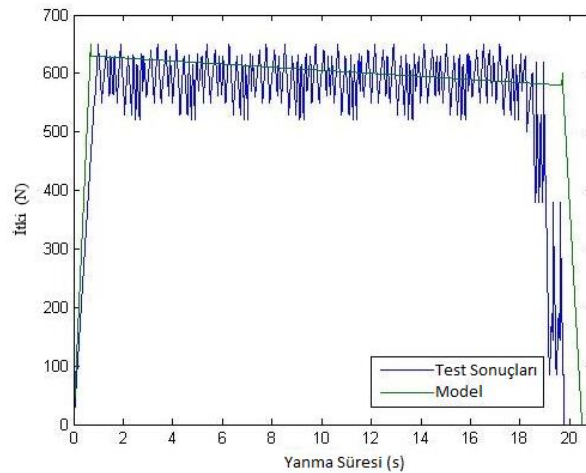
Besleme hattında uzaktan kontrol edilen ana vananın amacı en kısa sürede vananın açılabilmesini sağlayabilmektir. Kullandığımız yüksek torklu DC motor sayesinde piyasadaki birçok sisteme kıyasla 1.6 saniyelik açılma süresi ile verimli bir sistem elde edilmiştir. Test sonrası hat tahliye vanaları elle kontrol edilmektedir. Bütün güvenlik sistemleri, ateşleme sistemi ve vana kontrol sistemleri PARS Roket Grubu tarafından tasarlanıp üretilen işlem ve kontrol sistemi ile yönetilmektedir. Yakıcı yakıt akışı ve ilk ateşleyicilerin ateşlenmesi bir cep telefonu aracılığı ile kablosuz iletişim terminali ile kontrol edilmektedir. Anlık yakıcı yakıt tankı kütlesi yük hücresi ile ölçülmektedir. Ateşleme testlerine başlamadan önce tasarımın ve üretimin son halkası olan enjektör tasarım ve üretiminin tamamlanabilmesi için soğuk akış testleri gerçekleştirilmiştir. Farklı delik sayısı ve delik çapına sahip püskürteç tasarımları sabit tank basıncı ve yakıcı kütle debisi ile test edilmiştir. Püskürteç boşalma katsayısı bu testlerin sonuçlarına göre belirlenmiştir. Bu testlere

ek olarak öncül ateşleyici (katı yakıtlı mini motorlar) testleri gerçekleştirilmiştir. Ateşleyicilerin aynı anda ateşlenmesi ve yanmanın başlaması için yeterliliği test edilmektedir. İlk test sırasında elde edilen motor alevinin bir görüntüsü şekil 7’de görülmektedir.



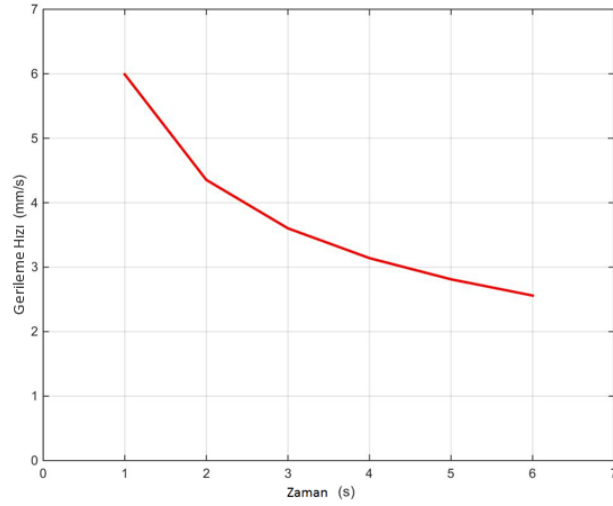
Şekil 8 İlk Ateşleme

İlk testlerde elde edilen sonuçlar, besleme hattındaki ani çap değişimlerinden kaynaklanan yüksek basınç kayıplarından dolayı istenilen düzeye ulaşamamıştır. Bir sonraki aşama, kesin sonuçlar için daha güvenilir bir besleme hattının tasarımı ve oluşturulmasıdır. Basınç kayıplarından dolayı yakıcı sıvı yakıt basıncı 30 bar seviyesinde ölçülmüştür. Bunun bir sonucu olarak yanma odası basıncı 16 bara düşmüştür. Yanıcı sıvı yakıt debisinin azalmasının bir sonucu olarak yanma hızı azalmış ve yanma süresi uzamıştır. Analitik modelin bu tasarım şartı için doğrulanabilmesi için yanıcı sıvı yakıt kütle debisi yazılıma dâhil edilmiş ve elde edilen sonuçlar büyük bir uyum göstermiştir. Yazılım sonucu elde edilen itki zaman grafiği ile yanma testi sonucu elde edilen grafiğin karşılaştırılması 8’de gösterilmiştir.

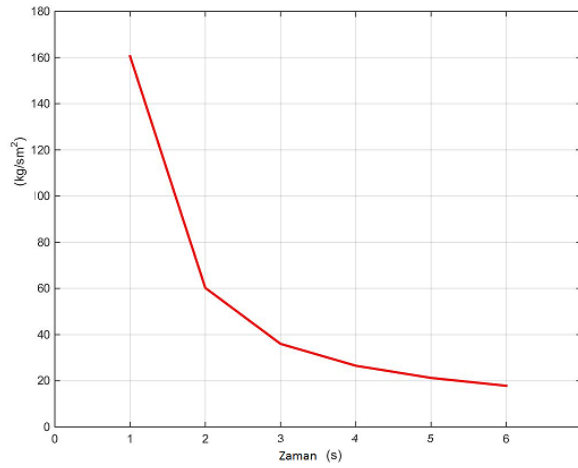


Şekil 9 İtke Testi ve PARS Yazılımı Karşılaştırması

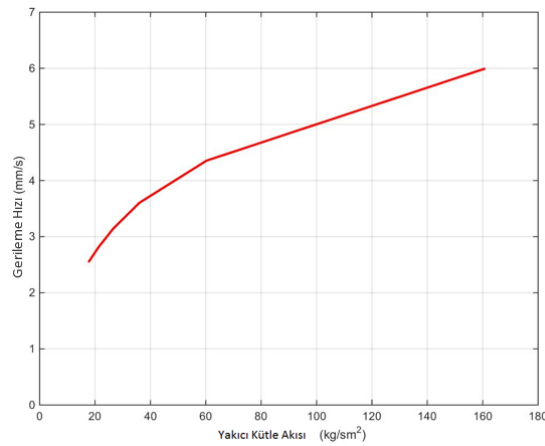
Ana vana 0 ve 18. Saniyelerde açılmış ve kapanmıştır. İtke değerine bakıldığı zaman tepe değer olarak 620 N ölçülmüştür. Yanma süreci 18. Saniyede tamamlanmıştır. Lüleden gerçekleşen akışın donuk akış olduğu, püskürteç boşalma katsayısının ise sabit olduğu varsayılmıştır. Şekil 10 , 11 ve 12’de sırasıyla yanıcı yakıt kütle akışı, gerileme hızı ve gerileme hızı zaman karşılaştırmaları grafiklerle gösterilmiştir.



Şekil 10 Yanma Hızının zamana bağlı değişimi



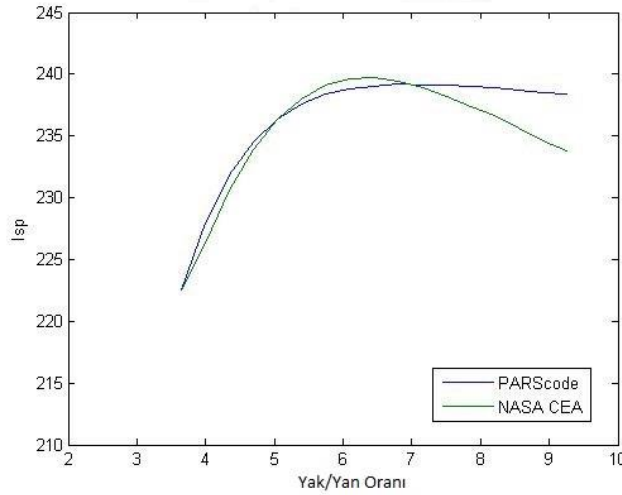
Şekil 11 Yakıcı Kütle Akısının zamana bağlı değişimi



Şekil 12 Yakıcı Kütle Akısı ve Gerileme Hızının Karşılaştırması

Termokimyasal Performans Analizinin NASA CEA ile Doğrulaması

Termokimyasal performans analizi sonuçları, aynı yakıt kombinasyonu kullanılarak NASA CEA programının sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucu Şekil 13'de gösterilmiştir.



Şekil 13 NASA CEA VE PARS Yazılımının Termokimyasal Performans Analizi Sonuçları

Grafiğe bakıldığında zaman yanıcı-yakıcı yakıt karışım oranı arttıkça sonuçlar arasında farklılıklar gözlemlenmektedir. Bu farklılığın sebebi yüksek yanma sıcaklıklarında ayrışma tepkimelerinin artışıdır. Ayrışma tepkimeleri yanmada ısıyı emen tepkimelerdir. Bunun bir sonucu olarak adyabatik alev sıcaklığı azalmaktadır ve performans verileri ile özgül itki değeri düşmektedir. Çalışma kapsamında geliştirilen bu yazılımda basitleştirilmiş bir kimyasal tepkime seti kullanılmaktayken NASA CEA programında yüzlerce temel tepkime kullanılmaktadır. Bu durumun bir sonucu olarak yüksek yanıcı-yakıcı yakıt karışım oranlarında elde edilen sonuçlar arasında ufak farklılıklar görülmektedir.

SONUÇ

Yapılan çalışmalar sonucunda kendi termokimyasal performans analizini içeren HRM performans ve tasarım yazılımı geliştirilmiştir. Yazılımın sunduğu en önemli özelliklerden biri, girilen boyut sınırları içerisinde hedeflenen irtifaya ulaşabilmek için gerekli olası itki seviyesini ve yanma sürelerini hesaplayarak uygun motor tasarımlarını belirleyebilmesidir. Yazılım sonuçları NASA CEA programı ve İTÜ ateşleme testleri sonuçları ile karşılaştırılmış ve sonuçların büyük uyum gösterdiği görülmüştür. Yazılıma geleceğe yönelik olarak daha detaylı 6 serbestlik derecesinde uçuş yörünge analizi yapan bir modülün eklenmesi, kütle optimizasyonu ve yanma hızı üzerinde özgün bağıntı elde edilmesi için çalışmalar yapılması planlanmaktadır.

TEŞEKKÜR

Yapılan çalışmalar süresince yardımlarından dolayı tüm PARS Roket Grubu üyelerine teşekkür ederiz. Onur Makine ve ROKETSAN şirketlerine hem üretim hem de teorik alandaki desteklerinden dolayı büyük minnet duymaktayız. İTÜ Makine Mühendisliği bölümü öğretim üyesi Prof. Dr. Bedii ÖZDEMİR'e yanma ve kimyasal tepkime mekanizmaları hakkındaki bilgi ve tecrübe paylaşımlarından dolayı özel teşekkürlerimizi sunmaktayız.

KAYNAKLAR

- Genevieve, B., Brooks, M. J., Pitot de la Beaujardiere, J. F., & Roberts, L. W. (2011). Performance Modeling of a Paraffin Wax / Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motor . *49 th Aerospace Sciences Meeting*. Orlando: AIAA.
- Guerreiro, P. P. (2013, May). Preliminary Study of a Hybrid Rocket. Lisboa.
- Space Propulsion Group. (2015, June 8). <http://www.spg-corp.com/space-propulsion-group-resources.html> received from this web-site.
- Perry, R. H., & Green, D. W. (2007). *Perry's Chemical Engineers Handbook 8th Edition*. United States: McGraw-Hill.
- Larson, W. J., & Wertz, J. R. (1999). *Space Mission Analysis and Design*. Kluwer Academic Publisher.

- Gamper, E., & Hink, R. (2013). Design and Test of Nitrous Oxide Injectors for a Hybrid Rocket Engine. *Deutscher Luft und Raumfahrtkongress*, (s. 3-5). Braunschweig.
- Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. New York: John & Wiley.
- Fiorina, B., Veynante, D., & Candel, S. (2013). Modeling Combustion Chemistry in Large Eddy Simulation of Turbulent Flames. *International Symposium On Turbulence and Shear Flow Phenomena*, (s. 4-5). Poitiers
- Anetor, L., Osakue, E., & Odetunde, C. (2012). Reduced Mechanisö Approach of Modeling Premixed Propane -Air Mixture Using ANSYS Fluent. *Engineering Journal*, 68-70.
- Chen, Y. S., Chou, T. H., & Wu, J. S. (tarih yok). Hybrid Rocket Propulsion Technology for Sounding Rocket Development. (s. 3-5). National Space Organization.
- McBride, B. J., Gordon, S., & Reno, M. A. (1993). *Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species*. Reno: NASA.
- Chang, S. L. (2005). The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods. 43. *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA.
- Humble, R. W., Henry, G. N., & Larson, W. J. (1995). *Space Propulsion Analysis and Desig*. USA: McGraw-Hill.
- <http://www.soundingrocket.org/>. (2015, 12 20). Experimental Sounding Rocket Association: <http://www.soundingrocket.org/basic-category-rules.html> received from website.

KISALTMALAR

H_f	: Oluşma Isısı
C_f	: İtke Katsayısı
A_p	: Port Alanı
D_p	: Port Çapı
T	: İtke
g_0	: Yerçekimi İvmesi
M_{total}	: Roket Toplam Kütlesi
t_b	: Yanma Süresi
C_{dis}	: Boşalma Katsayısı
t	: Anlık Yanma Zamanı
$\dot{m}_{çıkış}$	: Lüleden Çıkan Gaz Kütle Debisi
$\dot{m}_{ky}$	: Katı Yakıt Kütle Debisi
C_d	: Sürüklenme Katsayısı
h	: İrtifa
P_c	: Yanma Odası Basıncı
c^*	: Karakteristik Çıkış Hızı