



Investigation of a scramjet engine at varying altitudes and Mach numbers

Ahmet Turmuş^{1*}, Aydoğan Özdamar²

¹Graduate School of Natural and Applied Sciences, Ege University, 35100, İzmir, Türkiye

¹Automotive Technology Program, Turkish National Defence University, 10010, Balıkesir, Türkiye

²Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Ege University, 35100, İzmir, Türkiye

Highlights:

- Scramjet engine is investigated using analytical and numerical methods under varying altitude and velocity conditions
- The analytically predicted total pressure recovery is approximately 25% higher than the numerically obtained values
- At speeds below Mach 6, both analytical and numerical methods indicate a risk of flow choking in the combustion chamber

Keywords:

- Hypersonic flow
- CFD
- Scramjet
- Combustion

Article Info:

Research Article

Received: 15.04.2025

Accepted: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1676375

Correspondence:

Author: Ahmet Turmuş

e-mail: 91220000062@

ogrenci.ege.edu.tr

phone: +90 534 918 1668

Graphical/Tabular Abstract

In this study, the thermodynamic behavior of a scramjet engine operating at altitudes of 20–30 km and at speeds corresponding to Mach numbers ranging from 5 to 8 was analyzed using both analytical and numerical approaches. Since the performance of scramjet engines operating at hypersonic speeds varies depending on operating conditions, the positive and negative effects of varying altitude and inlet Mach numbers on the engine were identified. The variation of flow pressure, which provides preliminary insights into engine performance, along the engine as a function of the free-stream Mach number is presented in Figure A.

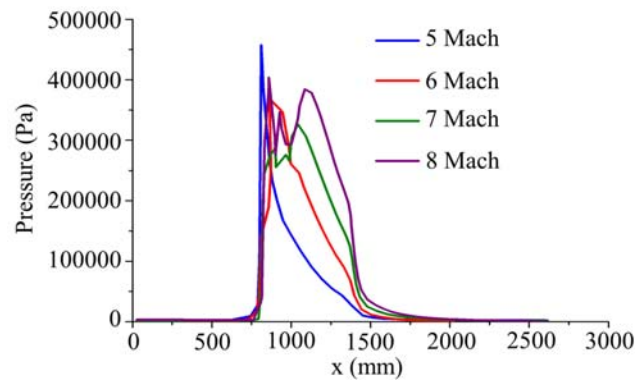


Figure A. Variation of pressure, along the engine at a geometric altitude of 30 km under freestream conditions of Mach 5, 6, 7 and 8.

Purpose: The objective is to examine a scramjet engine under varying altitude and speed conditions using analytical and numerical methods, determine the flow characteristics in these regions, reveal their effects on the engine and compare the analytical and numerical results.

Theory and Methods: The scramjet engine has been analyzed under varying operating conditions using both analytical and numerical (CFD) methods.

Results: It has been observed that engine speed and altitude significantly impact flow parameters and are key variables in determining engine performance. Due to the assumptions made in the analytical analysis—such as one-dimensional, steady, and ideal flow conditions; constant specific heats; and simplified geometry—there are differences between the analytical and numerical results. However, the analytical method can still be informative during the preliminary design phase, as it offers a practical approach with a short solution time.

Conclusion: The analytical and numerical studies revealed that the scramjet engine, as designed, experienced issues such as flow choking and unstart at speeds below Mach 6. However, these issues were resolved as the inlet Mach number increased. Furthermore, it was observed that altitude had a significant effect on flow pressure and density within the engine, a relatively smaller impact on temperature, and almost no influence on the flow Mach number along the engine. Additionally, the results showed that increasing the Mach number from 5 to 8 leads to approximately a 50% reduction in total pressure recovery (TPR). The TPR values obtained from the analytical method were also found to be about 25% higher than those from the numerical results. This difference arises from the analytical model neglecting realistic losses, such as viscous effects, shock-boundary layer interactions, and heat transfer.



Scramjet motorunun değişen irtifa ve Mach sayılarında incelenmesi

Ahmet Turmuş^{1*}, Aydoğan Özdamar²

¹Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 35100, İzmir, Türkiye

¹Milli Savunma Üniversitesi, Otomotiv Teknolojisi Programı, 10010, Balıkesir, Türkiye

²Ege Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 35100, İzmir, Türkiye

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Scramjet motoru, değişen irtifa ve hız koşullarında analitik ve nümerik yöntemle incelenmiştir
- Analitik olarak hesaplanan TPR değerleri, nümerik sonuçlara kıyasla yaklaşık %25 daha yüksektir
- 6 Mach altındaki hızlarda, analitik ve nümerik yöntemler yanma odasında akış boğulması riskini göstermektedir

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 15.04.2025

Kabul: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1676375

Anahtar Kelimeler:

Hipersonik akış,
HAD,
scramjet,
yanma

ÖZ

Yüksek hızlı atmosferik uçuşlarda kullanılan ve yakıcı akışkanın yanma odasına süpersonik hızlarda girdiği bir hava soluyan motor türü olan scramjet, hipersonik hava araçları için kritik öneme sahiptir. Bu çalışmada, dikdörtgen kesit alanına ve simetrik iç sıkıştırma sistemine sahip, yanıcı olarak hidrojen (H₂) kullanan bir scramjet motoru; 20-30 km irtifa ve 5-8 Mach sayısı aralığında analitik ve nümerik yöntemlerle termodinamik açıdan incelenmiştir. Çalışmanın amacı, farklı çalışma koşullarındaki akış özelliklerini ve bu özelliklerin motor performansına etkisini belirlemek, aynı zamanda analitik ve nümerik sonuçları karşılaştırarak ideal varsayımlara dayanan analitik yaklaşımın geçerliliğini değerlendirmektir. Elde edilen sonuçlar, Mach sayısının 5'ten 8'e çıkması durumunda toplam basınç geri kazanımında (TPR) yaklaşık %50 azalma olduğunu göstermektedir. Ayrıca, analitik yöntemle elde edilen TPR değerleri, nümerik sonuçlara göre yaklaşık %25 daha yüksek olmaktadır. Bu fark, analitik modelin gerçekçi kayıpları ihmal etmesinden kaynaklanmaktadır. Bir diğer önemli sonuç, 6 Mach altındaki hızlarda, yanma odası girişindeki akışın sesaltı rejime geçmesiyle motorda boğulma riskinin oluşmasıdır.

Investigation of a scramjet engine at varying altitudes and Mach numbers

H I G H L I G H T S

- Scramjet engine is investigated using analytical and numerical methods under varying altitude and velocity conditions
- The analytically predicted total pressure recovery is approximately 25% higher than the numerically obtained values
- At speeds below Mach 6, both analytical and numerical methods indicate a risk of flow choking in the combustion chamber

Article Info

Research Article

Received: 15.04.2025

Accepted: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1676375

Keywords:

Hypersonic flow,
CFD,
scramjet,
combustion

ABSTRACT

Scramjet, a type of airbreathing engine used in high-speed atmospheric flights in which the reactive fluid enters the combustion chamber at supersonic speeds, is of critical importance for hypersonic aerial vehicles. In this study, a scramjet engine with a rectangular cross-sectional area and a symmetric internal compression system, using hydrogen (H₂) as fuel, is thermodynamically analyzed using analytical and numerical methods within the altitude range of 20–30 km and Mach number range of 5–8. The aim of the study is to determine the flow characteristics under different operating conditions and their effects on engine performance, and at the same time to evaluate the validity of the analytical approach based on ideal assumptions by comparing analytical and numerical results. The obtained results show that when the Mach number increases from 5 to 8, there is an approximately 50% decrease in total pressure recovery (TPR). In addition, the TPR values obtained by the analytical method are approximately 25% higher than the numerical results. This discrepancy arises from the analytical model's neglect of realistic losses. Another important result is that at speeds below Mach 6, the transition of the flow at the combustor inlet to the subsonic regime leads to a choking risk in the engine.

1. Giriş (Introduction)

1950'lerden itibaren, hipersonik uçuş ile ilgili çalışmalar hız kazanmış ve atmosfer içi uçuşlarda birçok avantajıyla uygulanabilirliği yüksek olan süpersonik yanmalı ramjetlerin (scramjet) geliştirilmesi, bilim insanlarının yoğun araştırma konusu haline gelmiştir. Son yıllarda sayısal simülasyon araçlarının da hızla gelişmesiyle yüksek Mach sayıları sunan hipersonik itikili araçların ilgi odağı olmuştur. Tasarım sürecinde sayısal simülasyon programları, rüzgâr tüneli deneylerine ihtiyaç olmadan çözüm üretme imkânı sağladığından, süreç hem daha ekonomik hem de daha pratik bir hâl almakta; bu nedenle söz konusu programların kullanımı giderek yaygınlaşmaktadır. [1-3].

İlki üreten motorlar, oksitleyici elde etme yöntemlerine göre iki türe ayrılabilir: İlk grupta roketler yer alırlar ve tahrik mekanizmalarına bağlı olarak kimyasal tahrikli roketler, elektrikle çalışan roketler, güneş enerjili roketler ve nükleer enerjili roketler olarak alt bölümlere ayrılırlar [4]. İkinci grupta, oksitleyiciyi atmosferden alan (hava soluyan) motorlar vardır ve turbojetler, ramjetler ve scramjetleri içerirler [5].

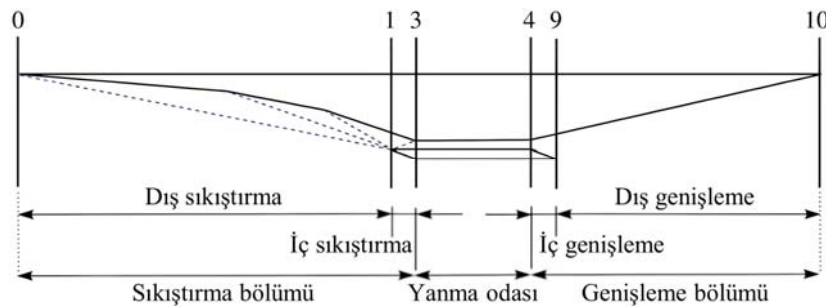
Scramjet motorları, çok yüksek hızları sayesinde önemli olmakla beraber, süpersonik hızdaki hava ile yakıtın karıştırılması, çalışma şartlarına bağlı olarak alev sönmesi, akış boğulması ve karmaşık yanma süreçlerinin kontrol edilmesi gibi scramjet sisteminin tasarım sürecinde karşılaşılan zorluklara sahiptirler. Scramjet motorlarında yer testleri sırasında akış koşullarının yeniden üretilmesi ve ölçülmesi de oldukça zor ve pahalıdır [6, 7]. Öte yandan, hava aracının yüksek hızlardaki uçuşu sırasında, araç ve motor; titreşim, şok dalgaları ve gürültü gibi zorlu çevresel etkilere maruz kalabilir [8]. Tüm bu olumsuzluklara rağmen, son yıllarda scramjet teknolojisi üzerine önemli çalışmalar yapılmış ve önemli ilerlemeler kaydedilmiştir [9]. Hava araçlarındaki teknolojik ilerlemeler de havacılık ve uzay endüstrisinin gelişimine önemli katkılar sunmuştur [10].

Scramjet motorları, hipersonik hızlarda ve yüksek irtifa uçuşlarında çalışmak üzere tasarlanmışlardır. Motorun giriş geometrisi, akışkanın sisteme girişini sağladığı için önemlidir. Akışkan, daha sonra, yanma

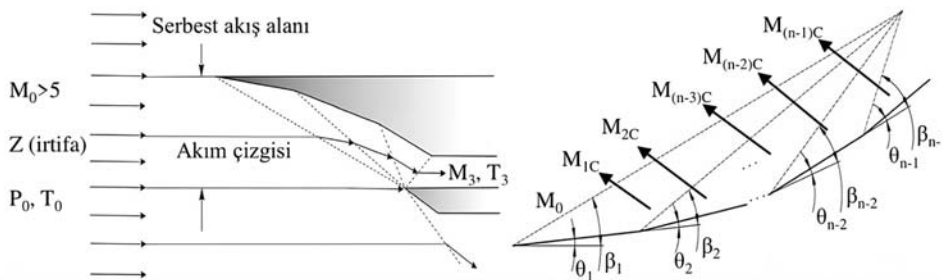
odasında yakıtı tutuşturacak koşullara ulaşması için oluşan şok dalgalarıyla sıkıştırılmaktadır. Bu sıkıştırma, ön gövdeye bulunan rampalar sayesinde motor dışından başlayarak motor içine doğru devam etmektedir. Sıkıştırma sayesinde, düşük basınç ve sıcaklıktaki serbest hava akışı izolatör kanalının yönlendirmesiyle yanma odası girişinde yüksek basınç ve sıcaklığa ulaşmaktadır. Yakıtı tutuşturacak koşullara sahip süpersonik hızdaki akış, yanma odasında yakıtla karışarak yanma sürecini başlatır. Yanma işleminden sonra yüksek enerjili akış, motor arka gövdesinde bulunan ıraksak nozula yönlendirilerek hızlandırılır ve bu sayede motor itkisi üretilmiş olur [11]. Şekil 1’de gösterildiği gibi scramjet motorları genel olarak üç ana bileşene ayrılabilir: akışın iç ve dış sıkıştırımayla sıkıştırıldığı giriş bölümü (0-3), havanın yakıtla karıştırılıp yanmanın meydana geldiği yanma odası bölümü (3-4) ve yanma sonrası akışın genişlediği çıkış bölümü (4-10) [12].

Scramjet motorlarının tasarımında, genellikle, iki boyutlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinden yararlanılmaktadır. Bu yöntem, düşük hesaplama maliyeti ve kısa çözüm süresi sebebiyle tasarım aşamasında tercih edilmektedir. Ancak, scramjet motorlarında sınır tabaka gelişimi, şok yapıları ve türbülanslı karışım gibi önemli fiziksel süreçler dikkate alındığında, iki boyutlu simülasyonlar bu karmaşık süreci modellemede sınırlı bir perspektif sunmaktadırlar. Gerçek uygulamalarda motor içindeki akış yapısı, üç boyutlu etkilerle şekillendiği için yalnızca iki boyutlu analizlere dayalı veri tahminleri önemli eksiklikler barındırmaktadır [12].

Hipersonik araçlar, yüksek hızlarda hareket ettiği için, yoğun atmosferin etkisiyle hava aracı ya da motora zarar verebilecek bir ortama maruz kalmaktadırlar. Bu nedenle, hipersonik hızlardan kaynaklanan aerodinamik ve termal yükler gibi ağır koşullara dayanacak şekilde tasarlanmaları esastır [14, 15]. Bu bağlamda, giriş geometrisi tasarımı kritik öneme sahiptir. Şekil 2’de gösterildiği gibi rampalardan oluşan giriş geometrisi, basit olarak görünse de aslında motor performansını belirleyen en önemli bölümlerden biridir. Hipersonik hızdaki serbest hava akışının yanma odasına uygun basınç, sıcaklık ve hızda girmesi için giriş bölümü tasarımı oldukça önemlidir [16].



Şekil 1. Scramjet motorunun şematik gösterimi [13] (Schematic representation of the scramjet engine)



Şekil 2. Çok rampalı scramjet girişi [13] (Multi-ramp scramjet intake)

De Siqueira ve diğerleri 25, 30 ve 35 km irtifa çalışma koşullarına sahip farklı hızlardaki (5,6 - 6,8 - 8 Mach) scramjet motorunun üç farklı hücum açılarındaki (+4°, 0°, -4°) akış analizini gerçekleştirmişlerdir. Çalışmalarında, yüksek Mach sayılarındaki viskoz etkiler sebebiyle sınır katmanında daha fazla enerji dağılımına sebep olduğunu ve sınır tabaka ayrılmasını tetiklediğini, ayrıca Mach sayısındaki artışın toplam basıncı artırdığını ifade etmişlerdir. Buna ilaveten, irtifanın artmasıyla toplam basıncın azaldığını ve hücum açıları dikkate alındığında daha yüksek bir hücum açısının daha yüksek toplam basıncı desteklediğini belirtmişlerdir [17]. Junior ve diğerleri, tasarladıkları 3 rampalı scramjet motorunu 5,8 Mach ve 23 km irtifa çalışma koşullarında analitik olarak inceleyerek elde ettikleri sonuçları nümerik analizle karşılaştırmışlardır. Yapılan aerodinamik analizde, sayısal sonuçlar ile analitik sonuçların uyumlu olduğunu ifade etmişlerdir [18]. İspir ve diğerleri, yaptıkları nümerik analiz ile farklı Mach sayıları (6, 7, 8) ve irtifa (25, 30, 35 km) değerlerinde, belirtilen parametrelerin değişimine bağlı olarak scramjet motorunda meydana gelen olumlu ve olumsuz etkileri ortaya koymuşlardır. Çalışmalarında, hava akışının motora 6 ve 7 Mach sayılarında girmesiyle motor içinde sonik (1 Mach) bölgeler oluştuğunu ve bunun da termal boğulmayı tetiklediğini, ancak giriş Mach sayısının 8'e ulaşmasıyla termal boğulma riskinin azaldığını ya da hiç oluşmadığını ifade etmişlerdir. Ayrıca, irtifa artışına bağlı olarak motor içine hem yetersiz hava alındığını hem de düşük sıcaklıklar nedeniyle yakıtın tam olarak yanmadan (eksik yanma) atmosfere çıkabileceğini belirtmişlerdir [19]. Quan ve diğerleri, 2 ila 6 arasında değişen rampa sayılarında ve 5 ila 10 Mach arasındaki hızlarda çalışan bir scramjet motorunun giriş tasarımını yaparak nümerik analizini gerçekleştirmişlerdir. Çalışma sonunda, belirtilen hız aralıklarında en uygun modelin 3 rampalı tasarım olduğunu belirtmişlerdir [20]. Brahmachary ve diğerleri, iki farklı çalışma koşulu için simetrik bir scramjet motorunun nümerik analizini gerçekleştirmişlerdir. Scramjetin, sırasıyla 30 km irtifa, 7,7 Mach hızında ve 33,5 km irtifa ve 10 Mach hızında çalıştığı varsayılmış ve bu iki durum için girişteki sürtünmenin azaltılması ve sıkıştırma verimliliğinin artırılması amaçlanmıştır [21]. Choubey ve diğerleri, farklı yanma odası giriş

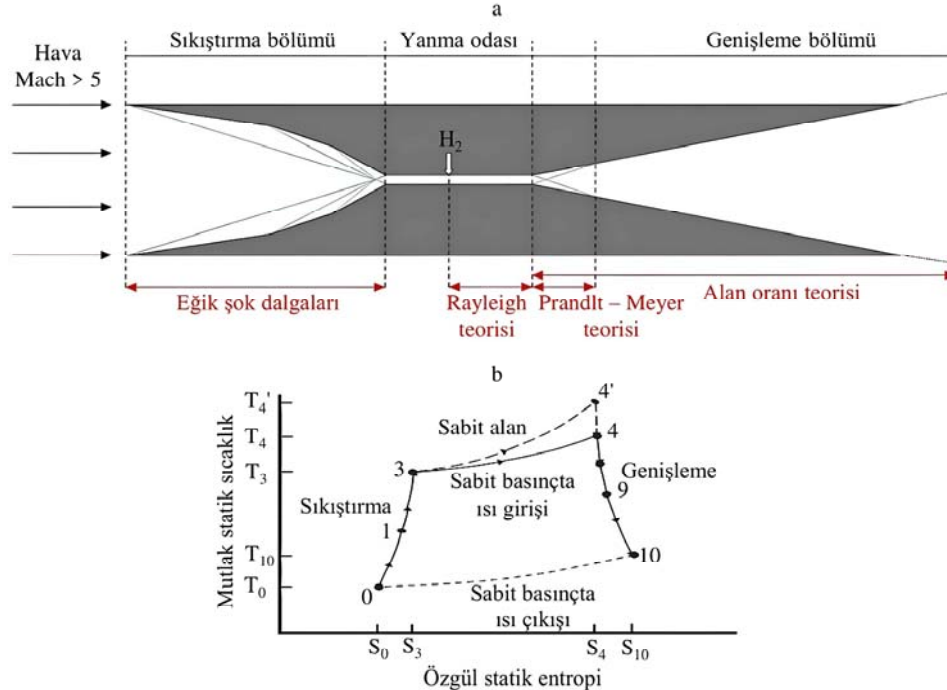
Mach sayıları (3 - 3,5 - 4 - 4,5) ve farklı enjeksiyon konfigürasyonlarına sahip bir scramjet motorunun SST türbülans modeli ve RANS denklemleri kullanarak iki boyutlu nümerik analizini yapmışlardır. Çalışmalarında, 60 derece iç bükey enjektöre sahip scramjet motorunda yanma odası giriş Mach sayısının artışına bağlı olarak karıştırma verimliliğinin önemli ölçüde azaldığını ifade etmişlerdir [22]. Yang ve diğerleri, scramjetin farklı hızlardaki performansını, giriş bölümü basınç oranını ve yakıt eşdeğerlik oranını değerlendirmek için termodinamik çevrim analizinden faydalanarak bulgular elde etmişlerdir. Çalışmalarında, yakıt eşdeğerlik oranının 0,8 ve girişteki akışın 4 Mach olduğu durumda maksimum özgül itki değerinin elde edildiğini grafiklerle sunmuşlardır [23]. Pu ve diğerleri, farklı enjeksiyon şemalarına sahip bir scramjet motorunun iki boyutlu nümerik analizini yaparak farklı yanma odası giriş Mach sayılarında (2, 3, 4) karıştırma verimliliğini incelemişlerdir. Çalışmalarında, çift nozullu enjektörün düşük Mach sayılarında (2, 3) karıştırma verimliliğini artırmada daha etkili olduğunu, 4 Mach'ta ise yüksek hızlı girdap bölgelerinin oluşmasıyla karıştırma verimliliğinin azaldığını ifade etmişlerdir [24].

Bu çalışmada, Araujo ve diğerlerinin [25] tasarladıkları simetrik iç sıkıştırmaya sahip hidrojen yakıtı kullanan scramjet motoru referans alınmış (Şekil 3) ve bu motorun farklı hız ve geometrik irtifalardaki durumu analitik yaklaşım ve nümerik analizle iki boyutlu olarak incelenmiştir. Yapılan nümerik analizle, irtifa ve hız değişimine bağlı olarak motor içerisindeki akışın termodinamik özellikleri belirlenmiş ve bu akışın farklı çalışma koşullarında sıkıştırma ve motor performansına etkileri incelenmiştir. Buna ilaveten analitik ve nümerik sonuçlar karşılaştırılmış ve yorumlanmıştır.

2. Teorik Metot (Theoretical Method)

2.1. Problem İfadesi (Problem Statement)

Scramjet boyunca akış etkilerinin termodinamik süreçlerini anlamak için uygulanan terminoloji, Şekil-3a'da görüldüğü gibi Heiser ve Pratt



Şekil 3. (a) Scramjet bölüm istasyonları ve scramjet motoru tasarımında kullanılan teoriler (b) Şematik scramjet motoruna karşılık gelen Brayton çevrimi [25]

(Scramjet section stations and theories used in Scramjet engine design and (b) The Brayton cycle corresponding to the schematic Scramjet engine)

tarafından sunulmuştur. Hipersonik hızlarda gelen serbest akış sıkıştırma bölümünde (0-3) yavaşlatılarak sıkıştırılır. Bu süreç, akışı süpersonik hızlara düşürerek basıncını artırır. Daha sonra yanma odasına (3-4) yönlendirilen akış, burada yakıtla karıştırılarak yanma süreci başlar. Yanmanın etkisiyle basıncı ve sıcaklığı yükselen akış genişleme bölümünde (4-10) atmosfere atılarak itki elde edilir. Scramjette meydana gelen termodinamik durum değişimleri Şekil-3b, Brayton çevriminde verilmiştir [25].

2.2. Çalışma Şartları (Operating Conditions)

Scramjet motoru, farklı geometrik irtifa yüksekliklerinde hareket ettiği zaman serbest hava akışının basınç, sıcaklık ve yoğunluk değerleri değişmektedir. Bu çalışmada, scramjet motoru geometrik irtifasının 20 ila 30 km aralığında değiştiği varsayılmıştır, başka bir deyişle motor belirtilen irtifa aralıklarındaki atmosferik havaya maruz kalmıştır. Şekil 4'te atmosferik hava özelliklerinin geometrik irtifaya göre değişimi verilmiştir [26].

2.3. Fiziksel Model (Physical Model)

Analitik inceleme kapsamında kurulan modelde, atmosferik hava akışı kalorik olarak mükemmel gaz ve sürtünmesiz olarak kabul edilmiştir. Bu yaklaşım, ön analizlerde hesaplamaların sadeleştirilmesi ve karşılaştırmalı akış yapılarının kısa sürelerde incelenebilmesi açısından avantaj sağlamaktadır. Ayrıca, bu yaklaşım ile elde edilen sonuçlar, reaktif akış analizleriyle karşılaştırılabilir bir temel oluşturmaktadır. Ancak, hipersonik akış koşullarındaki scramjet motorlarının özellikle yanma odasında oluşan yüksek sıcaklıklarda bu varsayımların geçerliliği sınırlı hale gelmektedir.

Çalışmada simetrik olarak tasarlanan üç rampalı scramjet motoru, 5 ila 8 Mach arası serbest akış hızlarındaki havaya maruz kalmaktadır. Simetrik bir girişe sahip scramjette iç sıkıştırma sisteminin tüm boyutlarını belirlemek için, Eş. 1'deki gelen eğik şok dalgalarında eşit güç teorisi uygulanmıştır:

$$M_0 \sin(\beta_1) = M_1 \sin(\beta_2) = \dots = M_{n-1} \sin(\beta_n) \quad (1)$$

Burada, ' β ' oluşan eğik şok dalgası açılarını, ' M ' eğik şok dalgası öncesi ve sonrasındaki Mach sayılarını, n ise eğik şok dalgası sayısını ifade etmektedir [27].

Motor girişine gelen hipersonik hızdaki akış rampa açlarına (θ) bağlı olarak eğik şok dalgası oluşur. Özgül ısılar oranının (γ) sabit olduğu varsayılırsa, şok dalgası açıları (β) aslında giriş Mach sayısı (M_{in}) ve rampa açılarının bir fonksiyonudur. İç sıkıştırma bölümünde oluşan eğik şok dalgaları sayesinde akışın basınç, sıcaklık, yoğunluk gibi termodinamik özellikleri artarken, hız ve Mach sayısı azalmaktadır. β - θ - M_{in} bu üç değişkene bağlı ilişki Eş. 2 ile ifade edilebilir [28].

$$\tan \theta = 2(\cot \beta) \left[\frac{(M_{in} \sin \beta)^2 - 1}{M_{in}^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (2)$$

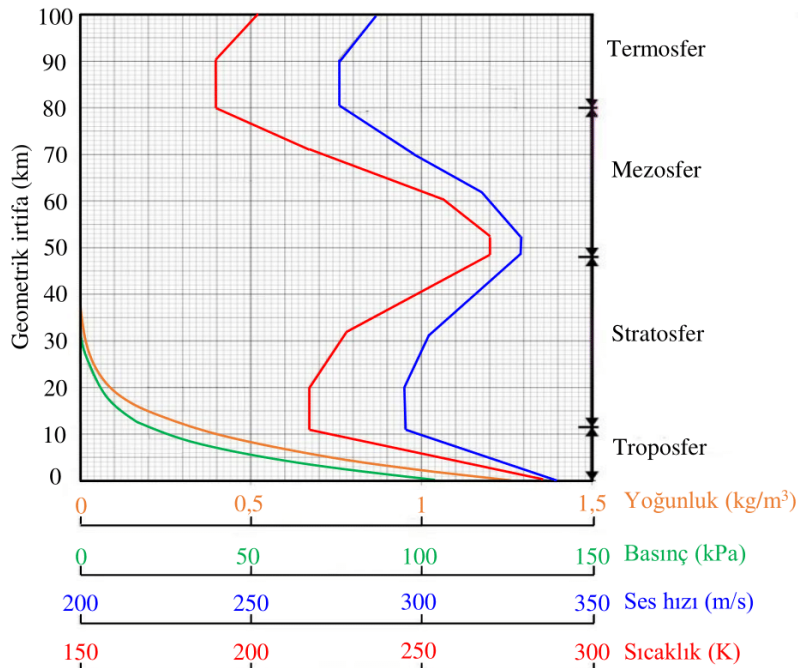
İlave olarak, rampalarda oluşan şok dalgalarından sonraki Mach sayısı (M_{out}) Eş. 3'te ve şok öncesi ve sonrası termodinamik özellik oranları Eş. 4-Eş. 6 ile ifade edilebilir.

$$M_{out} = \frac{\sqrt{\frac{(M_{in} \sin \beta)^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} (M_{in} \sin \beta)^2 - 1}}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (3)$$

$$\frac{P_{out}}{P_{in}} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} [(M_{in} \sin \beta)^2 - 1] \quad (4)$$

$$\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} = \frac{(\gamma + 1)(M_{in} \sin \beta)^2}{[(\gamma - 1)(M_{in} \sin \beta)^2 + 2]} \quad (5)$$

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{P_{out} \rho_{in}}{P_{in} \rho_{out}} \quad (6)$$



Şekil 4. Geometrik irtifaya göre termodinamik özelliklerin değişimi
(Variation of thermodynamic properties with geometric altitude)

Burada, 'P_{in} ve P_{out}' şok öncesi ve sonrası statik basıncı, 'p_{in} ve p_{out}' şok öncesi ve sonrası akış yoğunluğunu, 'T_{in} ve T_{out}' şok öncesi ve sonrası statik sıcaklığı, 'γ' özgül ısılar oranını ifade etmektedir [28].

Sıkıştırma bölümünün doğru şekilde boyutlandırılması, yanma odasına giren havanın yakıtı tutuşturabilmesi için oldukça önemlidir. Bu çalışmada, kendiliğinden tutuşması için 845,15 K sıcaklığa ihtiyaç duyan hidrojen yakıtı kullanılmıştır. Carneiro, hidrojenin enjeksiyon sıcaklığını depolama koşullarına göre 300 K olarak tahmin etmiştir [29]. Bu değerlendirmelere dayanarak, Araujo ve diğerlerine göre Eş. 7'de verildiği gibi yanma odası girişindeki gerekli sıcaklığı (T₃) analitik bir ifade ile elde etmek mümkündür [25].

$$T_3 = f \left(\frac{c_p^{H_2}}{c_p^{air}} \right) (T_{ignition}^{H_2} - T_{injection}^{H_2}) + T_{ignition}^{H_2} \quad (7)$$

Burada 'f' yakıt/hava kütle oranını ($f = m_{fuel}/m_{air}$), 'c_p^{H₂}' hidrojenin sabit basınçtaki özgül ısısını, 'c_p^{air}' havanın sabit basınçtaki özgül ısısını, 'T_{ignition}^{H₂}' hidrojenin tutuşma sıcaklığını, 'T_{injection}^{H₂}' hidrojenin enjeksiyon sıcaklığını ifade etmektedir. Yanma odası girişindeki sıcaklık (T₃) bilindiğinde, bu konumdaki akış Mach sayısı (M₃) Eş. 8 ile hesaplanabilir [25].

$$M_3 = \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \frac{T_0}{T_3} \right] - 1 \right\} \quad (8)$$

2.3.1. Sıkıştırma performansı (Compression performance)

Scramjet motorlarında giriş bölümünün sıkıştırma performansının değerlendirilmesinde Heiser ve Pratt tarafından sunulan toplam basınç geri kazanımı (π_c) parametresi kullanılabilir. Bu katsayı, sıkıştırma bölümü girişi (istasyon 0) ile yanma bölümü girişi (istasyon 3) arasındaki toplam basınç oranı (toplam basınç geri kazanımı, TPR) olarak tanımlanır ve Eş. 9 ile hesaplanabilir [25].

$$\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t0}} = \frac{P_3}{P_0} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (9)$$

Rampalardan kaynaklanan kayıpların ölçülmesinde kullanılan adyabatik sıkıştırma verimliliği (η_c), toplam basınç geri kazanımına bağlı olarak Eş. 10 ile hesaplanabilir [25]. Burada, 'ψ' T₃/T₀ sıcaklık oranıdır.

$$\eta_c = \frac{\psi - \left(\frac{1}{\pi_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}}{\psi - 1} \quad (10)$$

Bir diğer önemli parametre ise boyutsuz entropi artışı ile temsil edilen entropi performansı ölçüsüdür ve giriş geometrisinin aerodinamik verimliliğini değerlendirmek için kullanılır. Bu ifade, entropi değişimi ile sabit basınçtaki özgül ısı arasındaki oran olarak tanımlanır ve Eş. 11 ile ifade edilmektedir [25].

$$\frac{s_3 - s_0}{c_p} = \ln[\psi(1 - \eta_c) + \eta_c] \quad (11)$$

Eğik şok dalgaları ani bir sıkıştırma etkisi oluşturur ve bu durum sınır tabaka ayrılmasını tetikleyebilir. Şok dalgası – sınır tabaka etkileşimi her ne kadar yakıt-hava karışımını artırsa da, geri basıncı da artırdığı için özellikle yanma odasında akış boğulmasına neden olabilir. Bu konuyla ilgili Korkegi tarafından sunulan sıkıştırmanın etkilerini belirleme yöntemi Eş. 12'de verilmektedir.

$$K_{limit} = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \begin{cases} 1 + 0.3M_{in}^2 & \text{for } M_{in} \leq 4.5 \\ 0.17M_{in}^2 & \text{for } M_{in} > 4.5 \end{cases} \quad (12)$$

Eğik şok dalgasına ilişkin basınç oranı Korkegi limitinden büyükse ters bir basınç gradyanı oluşur ve sınır tabaka ayrılmasına neden olur [30-32].

2.3.2. Yanma odası bölümü (Combustion chamber section)

Scramjet motoru gibi süpersonik yanma sistemlerinde akış rejiminin ve yakıt damlacıklarının parçalanma eğilimlerinin yanma verimi ve karıştırma sürecine etkilerinin belirlenmesi kritik öneme sahiptir. Bu çalışmada, analitik incelemenin yanma sürecinde kullanılan sabit kesitli Rayleigh Akışı modeli, ideal bir ısı ilavesini ele almakta ve türbülans, karışım dinamikleri ve yakıt damlacık davranışları gibi önemli fiziksel süreçleri ihmal etmektedir. Bu bağlamda, çalışmanın daha gerçekçi sonuçlar vermesi için belirtilen parametreleri ele alan daha gelişmiş bir yanma modeline ihtiyaç duyulmaktadır [33]. Bu kapsamda, daha gerçekçi sonuçların elde edilmesi amacıyla Şekil 5'te verilen model, CFD uygulaması kullanılarak RANS denklemleri ve k-ε modeli ile sayısal olarak analiz edilmiştir.

Brayton çevriminde (Şekil 4) görüldüğü gibi yanma odası, ısı ilavesi ile basınç, sıcaklık ve yoğunlukta artışı ve hızda ise azalmayı tetikleyen sabit kesit alanına sahiptir. Rayleigh Akışında, ısı ilavesi Eş. 13 ile hesaplanabilir [28].

$$q = c_p(T_{T,4} - T_{T,3})$$

Burada 'T_{T,3} ve T_{T,4}' 3. ve 4. istasyondaki toplam sıcaklıklardır ve bu sıcaklıklar Eş. 14 kullanılarak hesaplanabilir [28].

$$T_T = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) T \quad (14)$$

Burada, 'T_T' Toplam sıcaklığı, 'M' akış Mach sayısını, T ise statik sıcaklığı ifade etmektedir.

Scramjet motorunun yanma odasındaki akışın termodinamik özellik oranları (basınç, sıcaklık ve yoğunluk) momentum denklemi kullanılarak Eş. 15-Eş. 17 ile ifade edilebilir.

$$\frac{P_{out}}{P_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{in}^2}{1 + \gamma M_{out}^2} \right) \quad (15)$$

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{in}^2}{1 + \gamma M_{out}^2} \right)^2 \left(\frac{M_{out}}{M_{in}} \right)^2 \quad (16)$$

$$\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{out}^2}{1 + \gamma M_{in}^2} \right) \left(\frac{M_{in}}{M_{out}} \right)^2 \quad (17)$$

Burada, 'P_{in} ve P_{out}' şok öncesi ve sonrası statik basıncı, 'p_{in} ve p_{out}' şok öncesi ve sonrası akış yoğunluğunu, 'T_{in} ve T_{out}' şok öncesi ve sonrası statik sıcaklığı ifade etmektedir [28].

Rayleigh Akışı teorisi, ses altı bir akışa ısı eklendiğinde akışın ses altı hızlarda kalırken hızlandığını, süpersonik bir akışa ısı eklendiğinde akışın süpersonik kalırken yavaşladığını ifade eder. Bu sebeple yanma odasındaki süpersonik akışa ısı ilavesi olduğunda motorun boğulma olmadan çalışması için M₄>1 olması gerekmektedir. Bu bağlamda, yanma odası çıkışındaki termodinamik özelliklerin belirlenmesi için M₄ = 1,2 Mach sayısı uygulanmıştır [28].

2.4. Sayısal Simülasyon Metodu (Numerical Simulation Method)

Süreklilik denklemi, akış alanı boyunca kütle korunumunu ifade eder ve şok etkisiyle ani olarak değişen yoğunluğu hesaplamak için kullanılmaktadır. Bu denklem, Eş. 18 ile ifade edilmektedir [34].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (18)$$

Scramjet motorlarında, hava hipersonik hızlarda motora girmekte ve şok dalgaları, sıkıştırma ve yanma süreçlerinden geçtiği için karmaşık bir akış yapısı oluşmaktadır. Bu ortamda, akışın yönü, hızı ve ivmesi momentum denklemiyle kontrol edilmektedir. Bu denklem, şok dalgası sonrası ani basınç ve hız değişimlerini, yanma odasında basıncın etkisiyle akış hareketini, nozuldaki hızın artarak nasıl itki oluşturduğu modellemek için kullanılır. Özetle, momentum denklemiyle, akış alanı boyunca basınç, viskoz kuvvetler ve türbülansın etkileri dahil edilerek akış hareketi belirlenmektedir. Bu denklem, Eş. 19 ile ifade edilmektedir [35].

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ij}) \quad (19)$$

Enerji denklemi, iç, kinetik ve termal enerjilerden gelen katkıları içeren toplam enerjinin korunumunu temsil etmektedir ve şok dalgalarıyla sıkıştırılan havanın toplam enerjisindeki değişimi, yanmanın etkisiyle akışa olan ısı ilavesini, ısı ve viskoz kayıpların enerjiye etkisini ve itkinin belirlenmesi amacıyla nozuldaki enerji dağılımını hesaplamak için kullanılmaktadır. Bu denklem, Eş. 20 ile ifade edilmektedir [35]:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho e_t) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i e_t) = \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ij} u_i - q_i) \quad (20)$$

Eş. 18-Eş. 20'de; ρ gaz yoğunluğunu, t zamanı, u akış hızını, P statik basıncı, τ_{ij} kayma gerilimini, e_t özgül toplam enerjiyi, q_i ısı akısı vektörünü göstermektedir.

2.4.1. Geometrik model ve sınır şartları (Geometric model and boundary conditions)

Simetrik olarak tasarlanan üç rampalı scramjet motorunun ölçeklendirmesi Şekil 5'te verilmektedir. Motor bölümleri şekilde

verilen 0, 3, 4 ve 10 numaralı istasyonlarla ayrılmaktadır. İstasyon - 0 motor girişini, istasyon - 3 yanma odası girişini, istasyon - 4 yanma odası çıkışını (nozul girişi) ve istasyon - 10 nozul çıkışını ifade etmektedir. Şekilde yer alan tüm uzunluklar milimetre biriminde verilmiştir. Hidrojen yakıtı, yanma odası girişinden 100 mm uzaklıkta konumlandırılmış ve 1 mm hidrolik çapa sahip enjektörler aracılığıyla enine yönde enjekte edilmektedir. Bu model kapsamında, scramjet motorunun giriş ve yakıt enjeksiyon bölgelerine ait sınır koşulları Tablo 1'de sunulmakta olup, ilgili sınır koşulları altında gerçekleştirilen sayısal simülasyonlar aracılığıyla akış alanı detaylı olarak analiz edilmiştir.

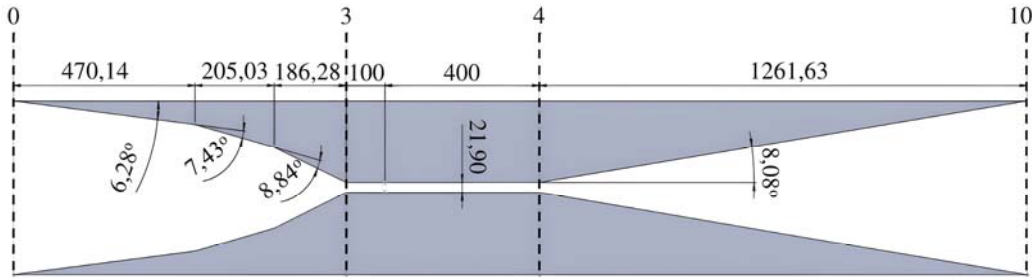
2.4.2. Ağ yapısı ve Ağ bağımsızlık çalışması (Mesh structure and mesh independence study)

Şekil 6'da, scramjet motorunun motor boyunca uygulanan ağ yapısı sunulmaktadır. Yanma odasında daha hassas ölçüm yapılması amacıyla daha küçük hücreli ağ yapısı kullanılmıştır.

Ağ bağımsızlık çalışması, üç farklı ağ boyutlarına sahip iki boyutlu bir scramjet motorunun sayısal modeli için gerçekleştirilmiştir. Bu ağ boyutları sırasıyla 154.400, 364.500 ve 525.800 olarak belirlenmiştir. Her bir ağ boyutu için duvar statik basıncı değerleri elde edilmiştir ve bu değerler Şekil 7'de sunulmaktadır. Hücre sayısı 154.400'den 364.500'e çıkarıldığında özellikle yanma odasından nozul çıkışına kadar duvar statik basıncının azaldığı gözlemlenmiştir. Hücre sayısı 364.500'den 525.800'e çıkarıldığında ise duvar statik basıncında kayda değer bir değişiklik olmadığı gözlemlenmiştir ve 364.500 hücreden sonra ağdan bağımsız olduğu sonucuna varılmıştır.

2.4.1. Sayısal simülasyon doğrulama (Numerical simulation verification)

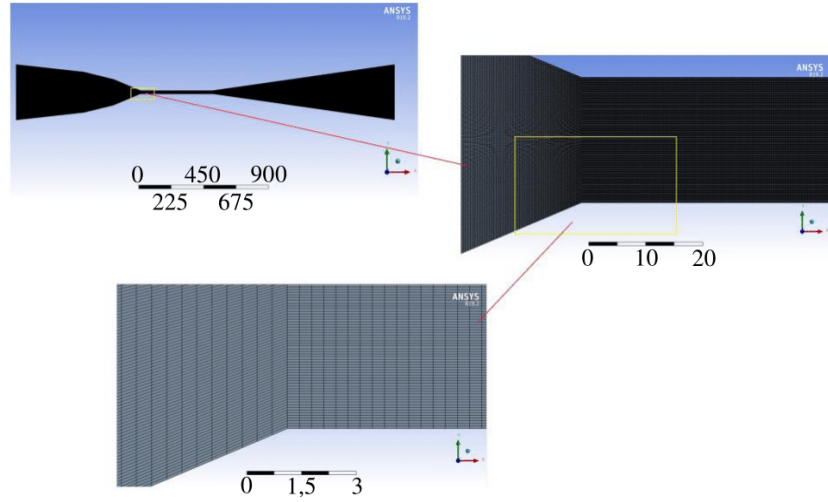
Şekil 8'de, sayısal simülasyon yöntemi kullanılarak 6,8 Mach ve 30 km irtifa koşullarında elde edilen statik basınç, yoğunluk, statik sıcaklık ve Mach sayısının Araujo ve diğerlerinin [25] yaptığı çalışmadaki verilerle karşılaştırılması sunulmuştur. Grafikte 0 motor girişini, 3 yanma odası girişini, Y yakıt enjeksiyon noktasını, 4 yanma odası çıkışını ve 10 nozul çıkışını temsil etmektedir. Grafikler incelenecek olursa, sıkıştırma, yanma ve genişlemenin etkisiyle keskin yükseliş ve düşüşlerin meydana geldiği görülmektedir. Bununla birlikte, eğriler arasında farklılıklar da gözlemlenmiştir. Bu farklılıkların temel nedeni, analitik modelin bazı ideal varsayımlara



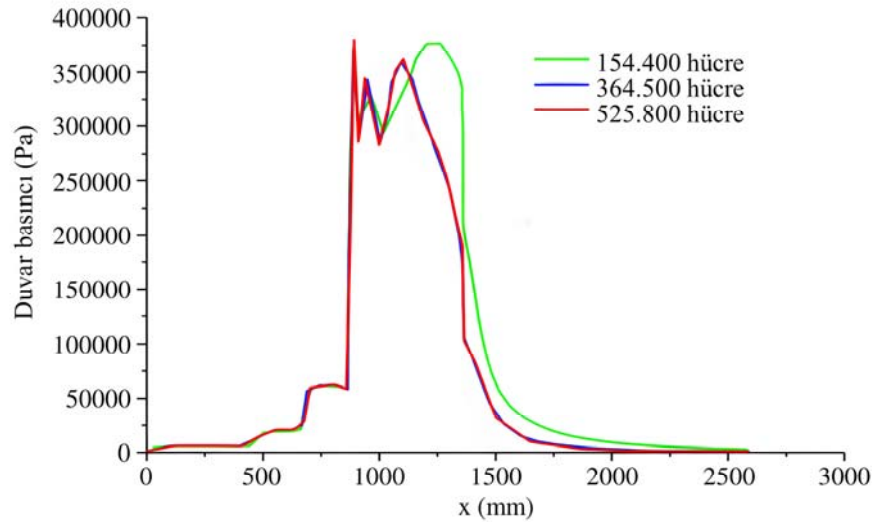
Şekil 5. Ölçeklendirilmiş scramjet modeli (Scaled scramjet model)

Tablo 1. Scramjet motorunun sınır şartları (Boundary conditions of the scramjet engine)

Sınır şartı	Hava (motor girişinde)	Hidrojen (enjektör çıkışında)
Mach sayısı	5, 6, 7, 8	1
Statik basınç (P)	5.529 Pa, 2.549 Pa, 1.197 Pa	100.000 Pa
Statik sıcaklık (T)	216,7 K, 221,6 K, 226,5 K	300 K
Oksijenin kütlece oranı	0,232	0
Hidrojenin kütlece oranı	0	1
Su buharının kütlece oranı	0,032	0
Azotun kütlece oranı	0,736	0



Şekil 6. Sayısal simülasyon programında uygulanan ağ yapısı (The mesh structure applied in the numerical simulation program)



Şekil 7. Farklı hücre boyutlarında motor boyunca duvar statik basıncının değişimi (Variation of wall static pressure along the engine for different cell sizes)

dayanmasıdır. Başka bir ifadeyle, analitik çözümde akış sürtünmesiz kabul edilmekte, yanma işlemi ani ve tam olmakta, ısı kayıpları ve sınır tabaka etkileşimleri ihmal edilmektedir. Belirtilen sebeplerden ötürü farklılıklar olsa da, bu çalışmadaki sayısal simülasyonun motor içindeki akış özelliklerini doğru bir şekilde yakaladığı ve analitik sonuçlarla uyum içerisinde olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 9'da ise belirtilen termodinamik özelliklerin scramjet motoru içerisindeki dağılımı, renk konturlarıyla gösterilmiştir.

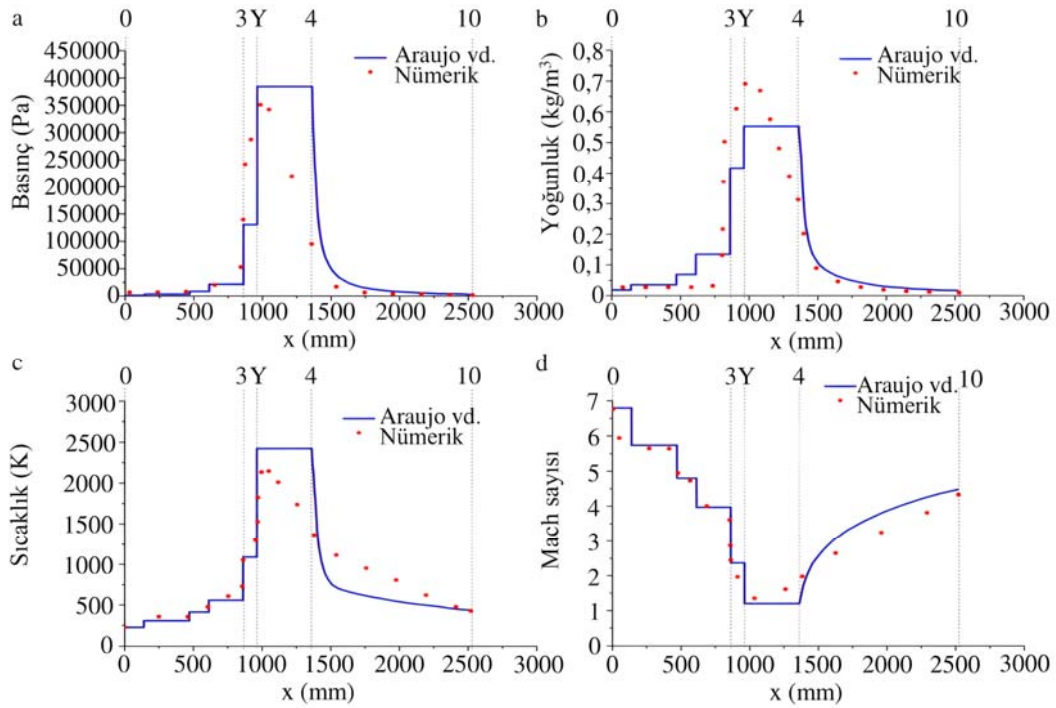
3. Sonuçlar ve Tartışmalar (Results and Discussions)

Bu çalışmada, Araujo ve diğerleri tarafından kavramsal olarak tasarlanan simetrik bir scramjet motorunun (Şekil 5) farklı Mach sayılarında (5, 6, 7 ve 8 Mach) ve 20 ila 30 km arasında değişen irtifa aralıklarında tablo 2'de verilen atmosferik hava koşulları uygulanarak Rayleigh yanma modeli ve nümerik yaklaşımla (RANS denklemleri) incelenmiştir.

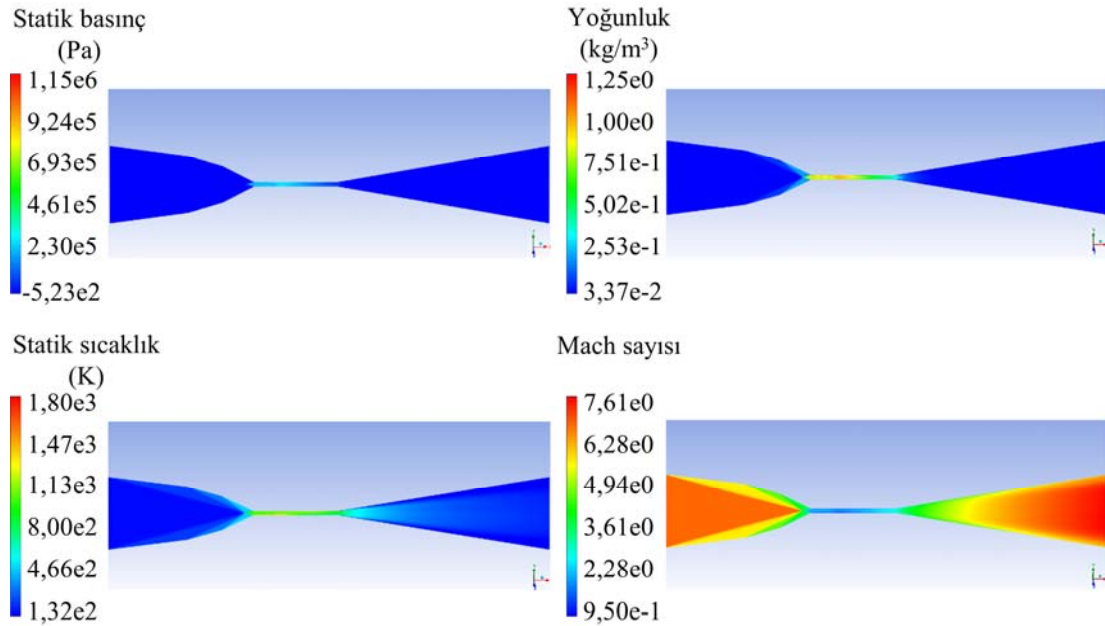
Stratosfer katmanındaki termodinamik özellikler geometrik yüksekliğe bağlı olarak Tablo 2'de verilmiştir. Bu katmanda,

tablodaki yükseklik değerlerine göre geometrik irtifa arttıkça statik basınç ve yoğunluğun azaldığı, statik sıcaklık ile statik sıcaklığın fonksiyonu olan ses hızının arttığı görülmektedir. Tablo 2'deki geometrik irtifaya bağlı olarak verilen termodinamik özellik değerleri, U.S. Standart Atmosphere [36] verilerine göre belirlenmiştir.

Şekil 10'da scramjet motorunun 8 Mach serbest akış ile 20, 25 ve 30 km irtifa koşulları için yapılan akış analiziyle elde edilen grafikler sunulmaktadır. Bu analizle geometrik irtifa değişiminin motor üzerindeki etkileri incelenmiştir. Belirtilen irtifa aralıklarında, irtifa artışının statik basınç ve statik sıcaklık artışını bariz bir şekilde tetiklediği ancak farklı irtifa değerleri için scramjet boyunca Mach sayısının neredeyse çok fazla değişmediği görülmektedir. Şekil 10a'da üç farklı irtifaya bağlı statik basınç eğrileri incelenecek olursa, motor girişi rampaları sayesinde oluşan şok dalgalarının yanma odası girişi öncesinde akış basıncını aşırı şekilde yükselttiği ve yanmanın etkisiyle akış basıncının korunduğu ve daha sonra nozulda genişleme etkisiyle akış basıncının azaldığı görülmektedir. Ayrıca belirtilen irtifalardaki atmosfer basıncının, motor boyunca akışın termodinamik özelliklerine doğrudan etki ettiği gözlemlenmiştir. Şekil 10b'de ise



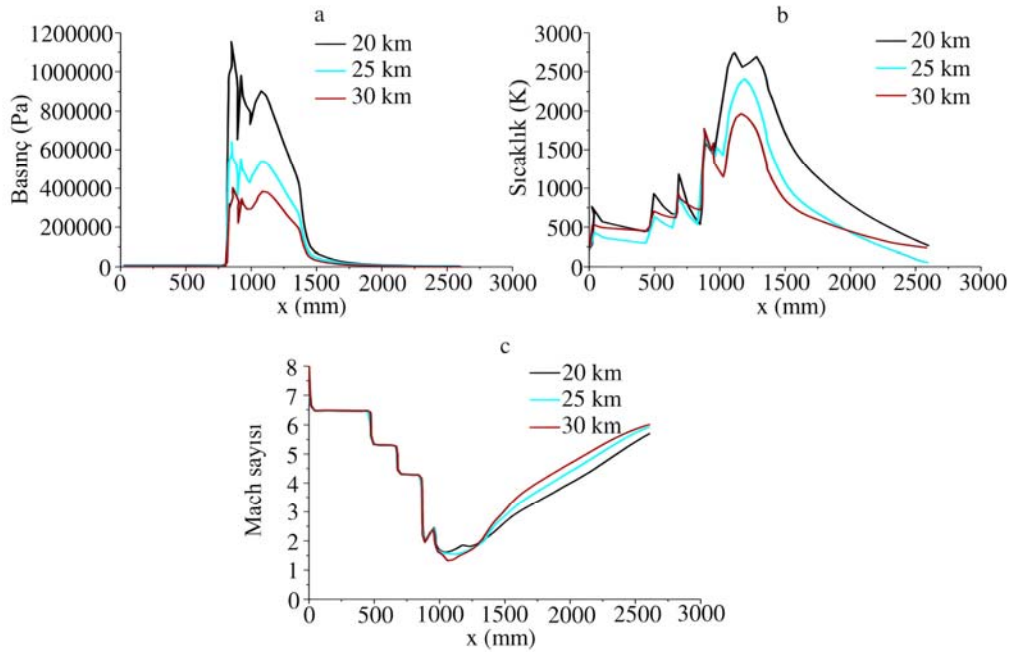
Şekil 8. 6,8 Mach 30 km geometrik irtifa koşullarında (a) basınç, (b) yoğunluk, (c) sıcaklık ve (d) Mach sayısı doğrulaması
(Validation of (a) pressure, (b) density, (c) temperature and (d) Mach number under 6.8 Mach and 30 km geometric altitude conditions)



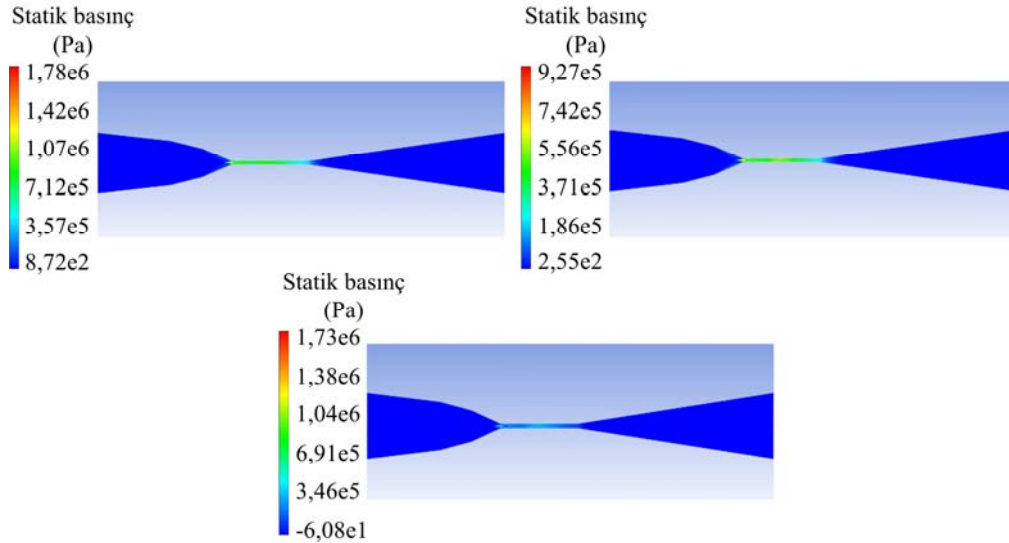
Şekil 9. Scramjet motoru boyunca akışın basınç, yoğunluk, sıcaklık ve Mach sayısı değişimi
(Variation of pressure, temperature and Mach number along the engine under 6,8 Mach and 30 km geometric altitude conditions)

belirtilen irtifa değerlerinin motor boyunca akışın statik sıcaklığına etkisi verilmektedir. Tablo 2’de verildiği üzere belirtilen geometrik irtifa değerlerinde, irtifa artışıyla serbest hava sıcaklığı artmasına rağmen Şekil 10b’de motor boyunca akış sıcaklığının düştüğü görülmektedir. Yüksek irtifalara göre düşük irtifalardaki daha yoğun havanın şok dalgaları vasıtasıyla sıkıştırılması esnasında sıcaklıktaki yükselmeye katkı sağladığı sonucu çıkarılmaktadır.

8 Mach serbest akış hızı ve 20, 25 ve 30 km irtifa koşullarına sahip simetrik bir scramjet motorunun statik basınç, statik sıcaklık ve Mach sayısı dağılımı Şekil 11, Şekil 12 ve Şekil 13’te renk konturlarıyla verilmiştir. Belirtilen irtifa aralıklarında, irtifa değişiminin statik basınç ve sıcaklık üzerindeki etkisinin oldukça yüksek olduğu ancak Mach sayısına etkisinin çok düşük olduğu görülmektedir.



Şekil 10. Farklı irtifalarda motor boyunca (a) basınç, (b) sıcaklık ve (c) Mach sayısı değişimi
(Variation of (a) pressure, (b) temperature and (c) Mach number along the engine at different altitudes)



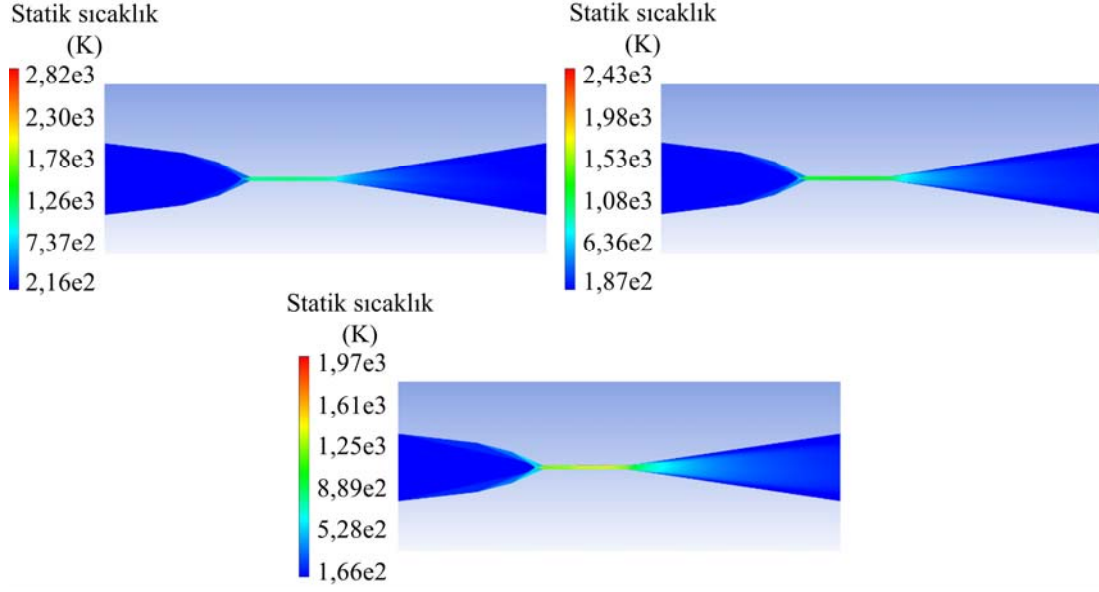
Şekil 11. 20 km, 25 km ve 30 km irtifalarda motor boyunca basınç değişimi
(Pressure variation along the engine at altitudes of 20 km, 25 km and 30 km)

Şekil 14'te, 30 km geometrik irtifadaki bir scramjet motorunun 5 ila 8 Mach arasında değişen serbest akış koşullarında statik basınç, yoğunluk, statik sıcaklık ve Mach sayısı değişimi verilmektedir. Şekil 14a incelenecek olursa, serbest akış mach sayısının artmasıyla yanma odası içindeki (861-1361 mm) akışın statik basıncı doğru orantılı bir şekilde artmaktadır.

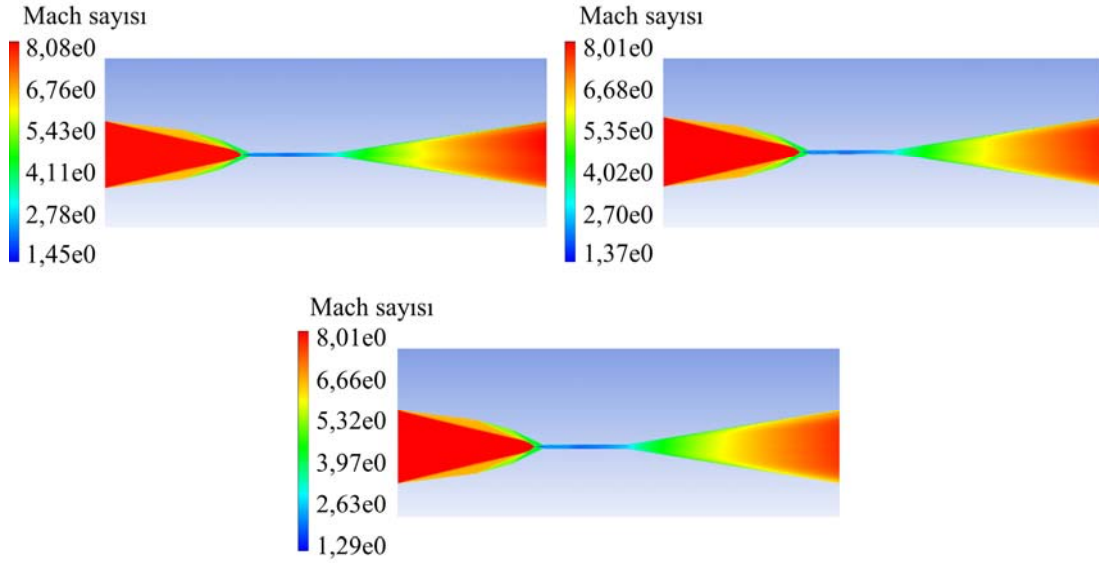
Bu durum, verilen tasarım için beklenen bir sonuçtur. Ancak dikkat edilirse yanma odası öncesi (<861 mm) akış basıncının düşük Mach sayılarında daha yüksek olduğu görülmektedir. 5 ve 6 Mach sayılarında akışın boğulma belirtisi gösterdiği gözlemlenmiş ve bunun sonucu olarak bu serbest akış koşullarında yanma odası öncesi akışın statik basınç, statik sıcaklık ve yoğunluk değerlerinde ani bir yükselme meydana geldiği görülmüştür. Şekil 14d'de özellikle 5

Mach eğrisi incelenirse, akışın yanma odası girişinde sesaltı hızlara düştüğü boğulmayı kanıtlar niteliktedir. Şekil 14a, 14b ve 14c, üç grafikte de görüldüğü üzere Mach sayısı artışının genel olarak statik basınç, yoğunluk ve statik sıcaklık değerlerini artırdığı gözlemlenmiştir.

Ancak düşük Mach sayılarında yanma odasından önceki verilerin yanma odası içindeki verilerden daha yüksek olduğu ve Mach sayısı arttıkça bu verilerin ters orantılı bir şekilde değiştiği görülmektedir. Bu verilerden düşük Mach sayılarında yanmanın kötü ya da hiç olmadığı, Mach sayısı artışıyla yanmanın etkisi daha belirgin hale geldiği ve yanma odası içindeki verileri doğrudan etkilediği sonucu çıkarılmaktadır.



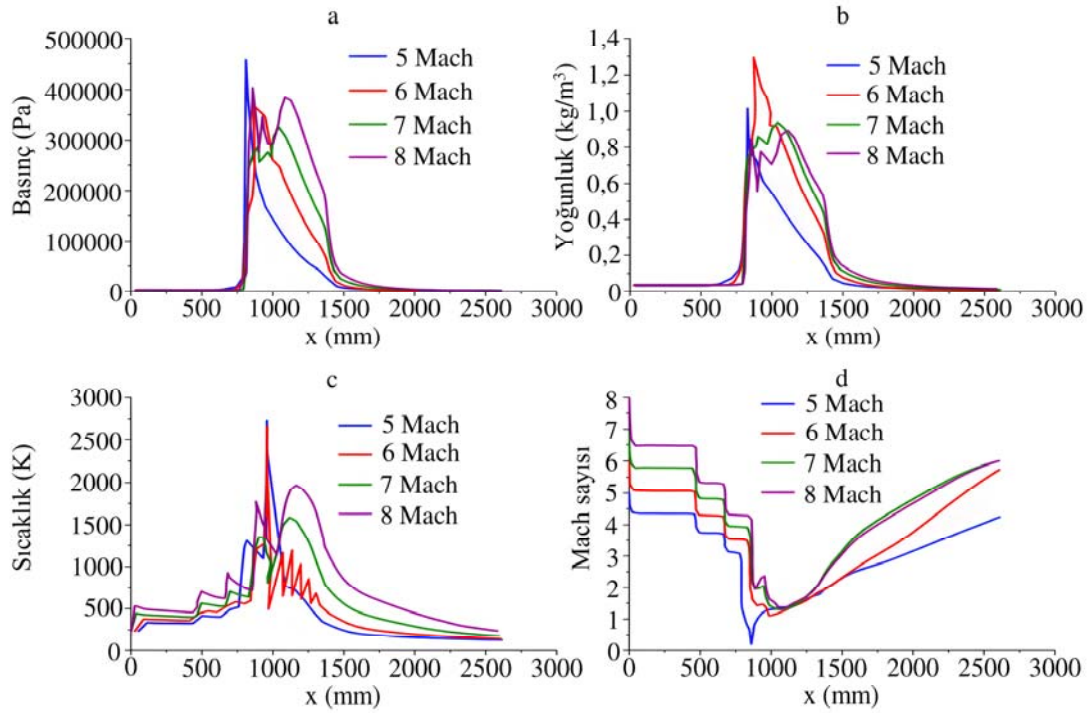
Şekil 12. 20 km, 25 km ve 30 km irtifalarda motor boyunca sıcaklık değişimi
(Temperature variation along the engine at altitudes of 20 km, 25 km and 30 km)



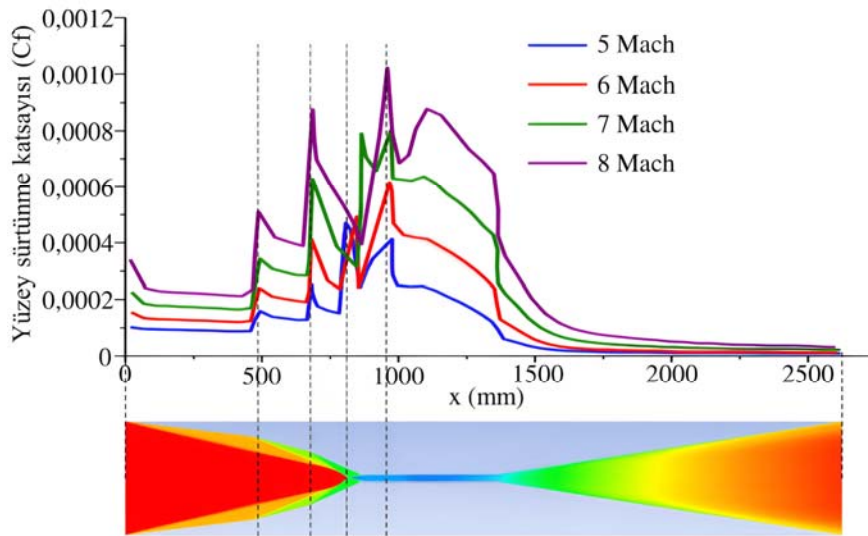
Şekil 13. 20 km, 25 km ve 30 km irtifalarda motor boyunca Mach sayısı değişimi
(Mach number variation along the engine at altitudes of 20 km, 25 km and 30 km)

Şekil 15, farklı Mach sayılarında elde edilen yüzey sürtünme katsayısı (C_f) dağılımını sunmaktadır. Yüzey sürtünme katsayısında gözlemlenen ani artışlar, özellikle giriş bölümü ve enjeksiyon bölgesinde şok dalgası-sınır tabaka etkileşiminin yoğun bir şekilde gerçekleştiğini ortaya koymaktadır. 500 – 1100 mm arasında, giriş rampaları ve yakınsak bölgenin etkisiyle oluşan eğik şok dalgaları sayesinde meydana gelen keskin yükselişlerin sınır tabaka yapısını bozarak akış ayrılmasını tetikleyerek ve türbülanslı akışı teşvik edeceği değerlendirilmektedir. Grafik incelendiğinde giriş Mach sayısı artışının sınır tabaka ayrılmasına katkı sağladığı başka bir ifadeyle girdap oluşumunu artırarak yakıt hava karışımını iyileştireceği sonucu çıkarılmaktadır.

Şekil 16'da analitik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması verilmiştir. Şekil 16a, incelenecek olursa, yüksek irtifalarda statik basınç değerlerinin daha fazla yakınsadığı ve irtifa azaldıkça nümerik ve analitik statik basınç değerleri arasında farkın arttığı gözlemlenmiştir. Şekil 16b de incelenirse, 20 ve 30 km irtifalarda serbest akışın statik sıcaklığı arasındaki farka bağlı olarak analitik sonuçların birbirine yakın çıktığı görülmektedir. Ancak nümerik sonuçlar arasındaki farkın daha fazla olduğu, buna da irtifa değişimine bağlı olarak değişen sürtünme etkisinin sebep olacağı sonucu çıkarılmaktadır. Ayrıca nümerik ve analitik statik sıcaklık verilerinin 20 km irtifada daha fazla yakınsadığını da söylemek mümkündür. Şekil 16c, farklı irtifalardaki analitik sonuçların aynı olduğunu başka



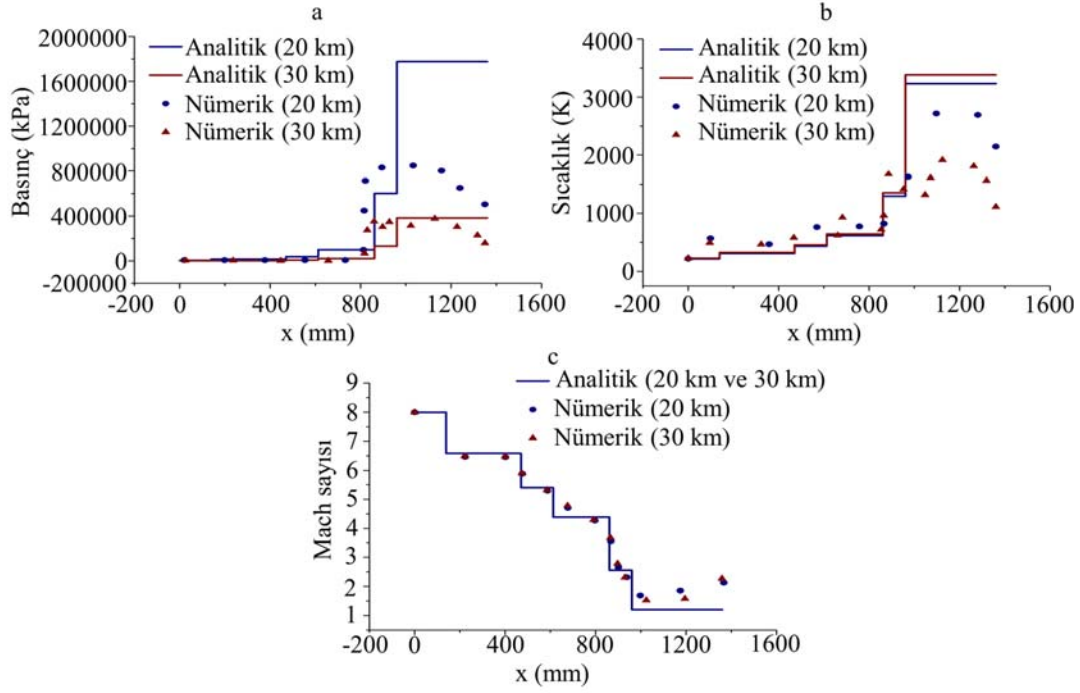
Şekil 14. 30 km geometrik irtifa ve 5,6,7 ve 8 Mach koşullarında motor boyunca (a) basınç, (b) yoğunluk, (c) sıcaklık ve (d) Mach sayısı değişimi
(Variation of (a) pressure, (b) density, (c) temperature and (d) Mach number along the engine at a geometric altitude of 30 km under freestream conditions of Mach 5, 6, 7 and 8)



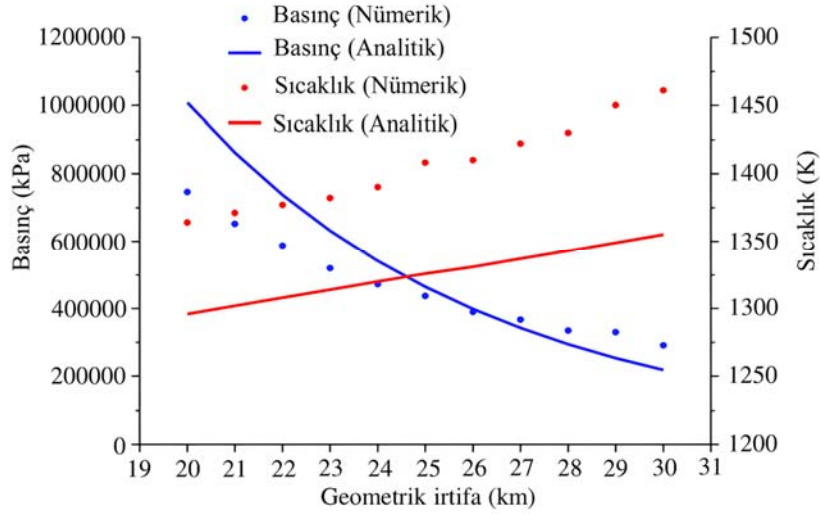
Şekil 15. Farklı Mach sayılarında yüzey sürtünme katsayısının motor boyunca değişimi
(Variation of surface friction coefficient along the engine at different Mach numbers)

bir ifadeyle irtifanın motor içerisindeki akışın Mach sayısı üzerinde bir etkisinin olmadığını (kayıpların ihmal edilmesinden dolayı) göstermektedir. Ancak 20 ve 30 km nümerik sonuçlar incelenirse, bu irtifalarda motor içerisindeki akışın Mach sayıları birbirine yakın çıkmasına rağmen verilerin bire bir aynı olmadığı, gerçek akış koşullarında irtifanın Mach sayısı üzerinde etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca nümerik ve analitik Mach sayısı eğrilerinin birbirine yakın ve değerlerin tutarlı olduğu görülmektedir.

Şekil 17’de, 8 Mach serbest akış hızı ve 20-30 km arasındaki irtifa değerlerinde yanma odası girişindeki statik basınç ve sıcaklık değerlerinin nümerik ve analitik karşılaştırması sunulmaktadır. Serbest havanın statik sıcaklığı belirtilen irtifa aralıklarında irtifa artışına bağlı olarak yükseldiği için yanma odası girişindeki statik sıcaklık da doğru orantılı bir şekilde arttığı görülmektedir. Tüm irtifa boyunca statik sıcaklık değerlerinin Hidrojen yakıtını tutuşturabilecek seviyede olduğu ve ayrıca analitik hesaplamada sürtünmenin negatif



Şekil 16. 20 km ve 30 km irtifa ve 8 Mach serbest akış hızında analitik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması
(Comparison of analytical and numerical results at altitudes of 20 km and 30 km under freestream Mach 8 conditions)

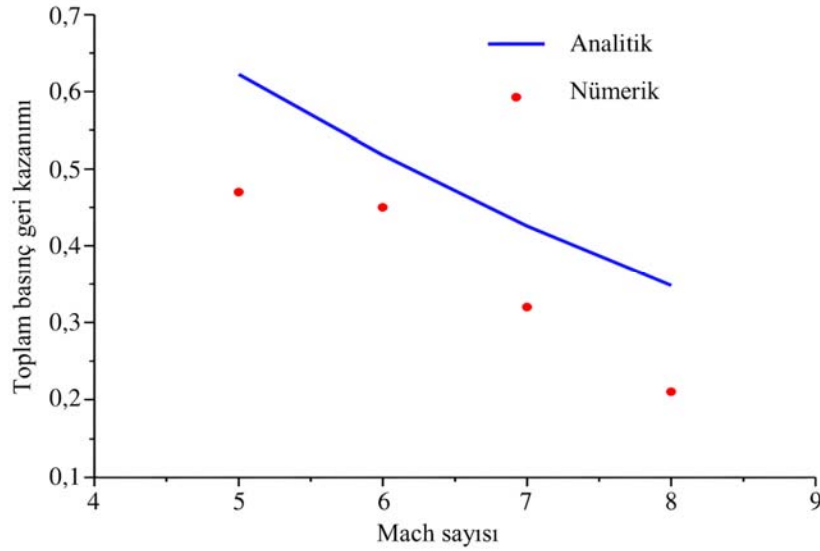


Şekil 17. Basınç ve sıcaklık değerlerinin nümerik ve analitik karşılaştırması
(Numerical and analytical comparison of pressure and temperature distributions)

etkileri ihmal edildiğinden dolayı (viskoz etkilerin sıcaklık artışına katkısı olmadığından) nümerik sıcaklık değerlerinin ortalama 80 K daha yüksek çıktığı gözlemlenmiştir. Statik basınç eğrileri incelenecek olursa, serbest havanın statik basıncı irtifa artışına bağlı olarak azaldığı için yanma odası girişindeki statik basınç da doğru orantılı bir şekilde azalmıştır. Bununla birlikte, idealleştirilmiş yöntemin eksikliklerinden dolayı düşük irtifalarda analitik basınç değerlerinde sapma gözlemlenmiş ve nümerik sonuçlardan daha yüksek çıkmıştır. İrtifa artışına bağlı olarak analitik basınç değerlerindeki sapmalar azalarak nümerik sonuçların altına düşmüştür. Elde edilen veriler ışığında, analitik çözümlemenin yüksek irtifalarda gerçeğe daha yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

Şekil 18, scramjet motorlarında giriş performansının değerlendirilmesi amacıyla kullanılan toplam basınç geri kazanımı (TPR) ile Mach sayısı arasındaki ilişkiyi analitik ve nümerik veriler üzerinden sunmaktadır. Grafikte, Mach sayısı artışına bağlı olarak giriş bölümünde artan kayıplardan dolayı TPR'nin azaldığı (geri basıncın arttığı) görülmektedir. Analitik incelemede gerçek kayıplar (şok-sınır tabaka etkileşimi, ısı kayıpları, viskoz etkiler) ihmal edildiği için analitik verilerin yaklaşık %25 daha fazla çıktığı gözlemlenmiştir.

Bu farktan da anlaşılacağı üzere, analitik inceleme scramjet motor tasarımı hakkında genel bir bakış sunsa da gerçek fiziksel etkileri tam olarak yansıtamamaktadır.



Şekil 18. Mach sayılarına bağlı olarak toplam basınç geri kazanımı değerleri (Total pressure recovery values as a function of Mach number)

Tablo 3. 5 Mach'ta sıkıştırma performans katsayıları (Compression performance coefficients at 5 Mach)

5 Mach	Eğik şok dalgası			Yansıyan şok dalgası
	1. Rampa	2. Rampa	3. Rampa	
P_{out}/P_{in}	2,13	2,13	2,13	4,62
π_c	0,9613	0,9203	0,8776	0,6225
η_c	0,954	0,9576	0,9614	0,9393
$(s_3-s_0)/c_p$	0,01126	0,0237	0,0373	0,1354
K_{limit}	9,503	6,7211	5,245	4,0364

Tablo 4. 6 Mach'ta sıkıştırma performans katsayıları (Compression performance coefficients at 6 Mach)

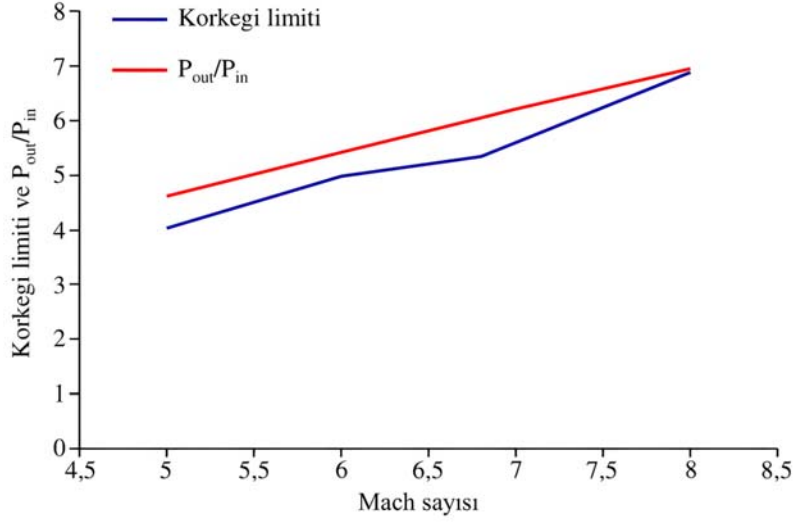
6 Mach	Eğik şok dalgası			Yansıyan şok dalgası
	1. Rampa	2. Rampa	3. Rampa	
P_{out}/P_{in}	2,4	2,4	2,4	5,42
π_c	0,9379	0,8769	0,8179	0,51796
η_c	0,9389	0,9458	0,9524	0,9341
$(s_3-s_0)/c_p$	0,0183	0,0375	0,0574	0,18796
K_{limit}	14,99	10,207	6,7118	4,9879

Tablo 5. 7 Mach'ta sıkıştırma performans katsayıları (Compression performance coefficients at 7 Mach)

7 Mach	Eğik şok dalgası			Yansıyan şok dalgası
	1. Rampa	2. Rampa	3. Rampa	
P_{out}/P_{in}	2,68	2,68	2,68	6,21
π_c	0,9082	0,8255	0,7512	0,4259
η_c	0,923	0,9343	0,9442	0,931
$(s_3-s_0)/c_p$	0,0275	0,0548	0,0817	0,2439
K_{limit}	22,039	14,27	9,068	5,602

Tablo 6. 8 Mach'ta sıkıştırma performans katsayıları (Compression performance coefficients at 8 Mach)

8 Mach	Eğik şok dalgası			Yansıyan şok dalgası
	1. Rampa	2. Rampa	3. Rampa	
P_{out}/P_{in}	2,97	2,97	2,97	6,95
π_c	0,8727	0,7683	0,6811	0,3482
η_c	0,9074	0,9234	0,9369	0,9294
$(s_3-s_0)/c_p$	0,0389	0,0753	0,1097	0,30125
K_{limit}	30,77	18,88	11,5	6,88



Şekil 19. Uçuş Mach sayısına bağlı olarak Korkegi limiti ve basınç oranı değişimi
(Variation of the Korkegi limit and pressure ratio with respect to flight Mach number)

Rampalar boyunca oluşan eğik şok dalgaları etkisiyle serbest hava akışının statik basıncı, sıcaklığı ve yoğunluğu artarken toplam basıncı düşmektedir. Serbest akış Mach sayısının artışı da statik basınç, sıcaklık ve yoğunluk artışını desteklemektedir. Tablo 3-6, farklı Mach sayıları altında sıkıştırma bölümünün performans analizinden elde edilen sonuçları göstermektedir. Mach sayılarına bağlı olarak farklı konumlardaki (1.rampa, 2.Rampa, 3.Rampa ve yansıyan şok dalgası) statik basınç oranı (P_{out}/P_{in}), toplam basınç geri kazanımı (π_c), adyabatik sıkıştırma verimliliği (η_c), boyutsuz entropi artışı (s_3-s_0/c_p) ve Korkegi limiti (K_{limit}) değerleri verilmiştir.

Korkegi limiti, akış boğulmasını değerlendirmek için teorik bir basınç oranı limitini ifade etmektedir. Scramjet çalışma koşullarındaki basınç oranının Korkegi limitinden düşük olması gerekmektedir. Aksi takdirde pozitif basınç gradyanının oluşmasına yani akışın ters yönde hareket etmesine sebep olacak ve akış boğulması meydana gelecektir. Tablo 3-6 incelendiğinde, yansıyan eğik şok dalgası hariç tüm Mach sayıları için basınç oranının (P_{out}/P_{in}), K_{limit} değerinden daha düşük olduğu gözlemlenmiştir. Yansıyan eğik şok dalgasındaki basınç oranının K_{limit} 'den yüksek olması muhtemelen bir başlatılamama sürecine sebep olacaktır. Ancak giriş Mach sayısının artışına bağlı olarak yansıyan eğik şok dalgası verileri incelendiğinde basınç oranı ile K_{limit} arasındaki farkın azaldığı görülmektedir. Bu durum, motorun daha yüksek Mach sayılarında çalıştığında başlatılamama sorununun üstesinden geleceği ile ifade edilebilir.

Şekil 19'da eğriler arasında kalan bölge, scramjet motorunun belirtilen Mach sayıları aralığında başlatılamama sorunlarıyla karşılaşacağını ifade etmektedir. Yine grafik incelenecek olursa, Mach sayısının artmasıyla başlatılamama sorununun azaldığı ve 8 Mach serbest akış hızında bu sorunun ortadan kalktığını söylemek mümkündür. Bu durumu Şekil 14 de desteklemektedir. Nümerik analizden elde edilen verilerle derlenen Şekil 14 incelendiğinde, Mach sayısı artışıyla yanma odası girişindeki statik basınç, statik sıcaklık ve yoğunluğun azaldığı (boğulmanın giderek ortadan kalktığı), motor boyunca akış hızının süpersonik hızlarda kaldığı görülmektedir.

4. Sonuçlar (Conclusions)

Mach sayısı 5-8 ve geometrik irtifa 20-30 km aralığında değişken çalışma koşullarına sahip hidrojen yakıtı kullanan 3 rampalı simetrik bir scramjet motoru nümerik ve analitik yöntemle incelenmiştir. Elde edilen verilere göre aşağıdaki sonuçlara varılmıştır.

- Geometrik irtifanın motor içerisindeki akış parametrelerini doğrudan etkilediği, özellikle sıcaklık ve basınç üzerindeki etkisinin çok yüksek olduğu ve irtifanın azalmasıyla scramjet motoru boyunca termal ve basınç yüklerinin arttığı görülmüştür. Motor çalışmasının sürekliliği açısından tasarım aşamasında çalışma irtifasının tasarım parametresi olarak ele alınması gerektiği sonucuna varılmıştır.
- Motor boyunca sıcaklık ve basınç değerlerinin uçuş Mach sayısı ile paralel olarak değiştiği görülmüştür. Özellikle düşük Mach sayılarında, yanma odası girişindeki basınç ve sıcaklık değerlerinin ani bir şekilde yükseldiği tespit edilmiş, bu durum motorun başlatılamama sorununa işaret etmektedir. Uçuş Mach sayısı arttıkça, yanma odası girişindeki bu ani artışların azaldığı ve akışın boğulma durumundan çıkarak yanmanın başladığı sonucuna ulaşılmıştır. Ayrıca, 6 Mach altındaki hızlarda, yanma odası girişindeki akış hızının sesaltı değerlere düştüğü ve bu durumun boğulma belirtileriyle örtüştüğü gözlemlenmiştir.
- Scramjet motoru giriş performansını gösteren toplam basınç geri kazanımı (TPR) verilerinin, her iki inceleme yönteminde de serbest akış Mach sayısındaki artışa bağlı olarak azaldığı gözlemlenmiştir. Mach sayısının 8'e ulaşmasıyla birlikte TPR'nin yaklaşık %50 düştüğü tespit edilmiştir. Bu durum, araç hızındaki artışın motor giriş performansını olumsuz etkilediğini ortaya koymaktadır. Ayrıca, analitik ve nümerik yöntemler arasında yaklaşık %25 oranında fark olduğu, bu farkın ise analitik yöntemin ideal varsayımlarından kaynaklandığı sonucuna varılmıştır. Analitik yöntemle elde edilen verilerde belirli sapmalar bulunsun da, karmaşık nümerik modellere geçmeden önce temel performans tahminleri sunma açısından faydalı olabileceği değerlendirilmektedir.

Kaynaklar (References)

1. Star, J., Edwards, J., Smart, M., Baurle, R., Numerical simulation of transient scramjet combustion in a shock tunnel, In 43rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 428, 2005.
2. Constantine, P.G., Emory, M., Larsson, J., Iaccarino, G., Exploiting active subspaces to quantify uncertainty in the numerical simulation of the HyShot II scramjet, Journal of Computational Physics, 302, 1-20, 2015.

3. Batan B., Abuhanieh S., Çalışır T., Yiğit Ş., Development of an open-source parametric aerodynamic shape optimization framework for aerospace applications. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 40 (1), 381-400, 2025.
4. Koçak, D., Öksüz, T.E., Koçak, M., Şentürk, U., Özbalta, N., Özdamar, A., Design, Fabrication and Testing of a Hybrid Rocket Engine Prototype, *Defence Science Journal*, 74 (6), 942-949 2024.
5. Urzay, J., Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 50, 593-627, 2018.
6. Preller, D., Smart, M.K., Reusable launch of small satellites using scramjets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 54 (6), 1317-1329, 2017.
7. Forbes-Spyratos, S., Smart, M.K., Kearney, M.P., Jahn, I.H., Fly-back of a scramjet-powered accelerator, In *Proceedings of 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.
8. Kaplan E.M., Acar E., Ozer M.B., Aerospace structure design using structural response of a payload carried by jet fighter. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 37 (3), 1341-1354, 2022.
9. Smart M.K., Hass N.E., Paull A., Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment, *AIAA journal*, 44 (10), 2366-2375, 2006.
10. Deniz G., Celik H., Vision based automatic control and target tracking of a quadcopter. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 39 (3), 1865-1878, 2024.
11. Fujio, C., Brahmachary, S., Ogawa, H., Numerical investigation of axisymmetric intake flowfield and performance for scramjet-powered ascent flight, *Aerospace Science and Technology*, 111, 106531, 2021.
12. Heiser, W.H., Pratt, D.T., *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington DC, 1994.
13. Araújo, P.P., Pereira, M.V., Marinho, G.S., Martos, J.F., Toro, P.G., Optimization of scramjet inlet based on temperature and Mach number of supersonic combustion, *Aerospace science and technology*, 116, 106864, 2021.
14. Ho, S.Y., Paull, A., Coupled thermal, structural and vibrational analysis of a hypersonic engine for flight test, *Aerospace Science and Technology*, 10 (5), 420-426, 2006.
15. Sziroczak, D., Smith, H., A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles, *Progress in Aerospace Sciences* 84, 1-28, 2016.
16. Reddy, P.N., Sai, R.S.P., Hypersonic Scram-Jet Engine Inlet Design, *International journal for research in applied science and engineering technology*, 2019.
17. De Siqueira, J.V., Rosa, M.A., Ribeiro, G.B., Three-dimensional CFD investigation of a scramjet inlet under different freestream conditions, *Thermal Science and Engineering Progress*, 27, 101051, 2022.
18. De Oliveira Júnior, P.C., Costa Júnior, J.C.A., De Paula Toro, P.G., Aero-structural Analysis of a Scramjet Technology Demonstrator Designed to Operate at an Altitude of 23 km at Mach 5.8, *Flow, Turbulence and Combustion*, 113 (4), 1025-1052, 2024.
19. Ispir, A.C., Cakir, B.O., Saracoglu, B.H., Design space investigations of scramjet engines using reduced-order modeling, *Acta Astronautica*, 217, 349-362, 2024.
20. Quan, L.H., Hung, N.P., Long, V.N., Analysis and design of a scramjet engine inlet operating from Mach 5 to Mach 10, *International Journal of Mechanical Engineering and Applications*, 12 (3), 11-23, 2016.
21. Brahmachary, S., Fujio, C., Ogawa, H., Multi-point design optimization of a high-performance intake for scramjet-powered ascent flight, *Aerospace Science and Technology*, 107, 106362, 2020.
22. Choubey, G., Solanki, M., Patel, O., Devarajan, Y., Huang, W. Effect of different strut design on the mixing performance of H2 fueled two-strut based scramjet combustor, *Fuel*, 351, 128972, 2023.
23. Yang, Q., Chang, J., Bao, W., Thermodynamic analysis on specific thrust of the hydrocarbon fueled scramjet, *Energy*, 76, 552-558, 2014.
24. Pu, C., Guo, G., Han, J., & Jiang, S. Effect of jet schemes of the double-nozzle strut injector on mixing efficiency of air and hydrogen for a scramjet combustor, *International Journal of Hydrogen Energy*, 47 (53), 22633-22649, 2022.
25. Araújo, T.A., Bezerra, Í.S.A., Souza, S.I.S., Toro, P.G.P., Conceptual study of a scramjet with symmetrical internal compression system, *Research Square*, 2024.
26. Wikipedia. Comparison US standard atmosphere (density, pressure, speed of sound, temperature). https://en.wikipedia.org/wiki/Template:Comparison_US_standard_atmosphere_1962.svg. Yayın tarihi Haziran 3, 2023. Erişim tarihi Kasım 13, 2024.
27. Soares, L.H.S.M., Araujo, P.P.B., Facchin, R.B.C., Carneiro, R., Toro, P.G.P., Passaro, A., An optimization approach for conceptual and preliminary design of scramjet engines, In *HiSST 2nd International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology*, 2022.
28. Anderson, J.D., *Modern Compressible Flow-with Historical Perspective*, 2nded, McGraw-Hill Publishing Company, 1990.
29. Carneiro, R., Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica, Master's Thesis, Universidade Federal do Rio Grande do Norte – UFRN, 2020.
30. Korkegi, R.H., Comparison of shock-induced two-and three-dimensional incipient turbulent separation, *AIAA journal*, 13 (4), 534-535, 1975.
31. Martos, J.F.A., Aerothermodynamic design, manufacturing and testing of a 3-d prototyped scramjet, PhD Thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2017.
32. De Araujo Martos, J.F., Da Silveira Rêgo, I., Pachon Laiton, S.N., Lima, B.C., Costa, F.J., De Paula Toro, P.G., Experimental Investigation of Brazilian 14-XB Hypersonic Scramjet Aerospace Vehicle, *International Journal of Aerospace Engineering*, 5496527, 2017.
33. Riggins, D., McClinton, C., Rogers, R., Flow enthalpy effects on scramjet mixing and combustion, In *AIAA 4th International Aerospace Planes Conference*, 5097, 1992.
34. Özdamar, A., Koçak, D., Isı Transferi, Seçkin Yayıncılık, 978-975-02-6419-1, Ankara, 2020.
35. Dan, Y., Sheng, Z.Q., Zhang, L., Lu, L.Z., Effects of lifted fuel injection using an upstream ramp of a cavity on scramjet combustion, *Aerospace Science and Technology*, 142, 108651, 2023.
36. Sissenwine, N., Dubin, M., Wexler, H., The US standard atmosphere, *Journal of Geophysical Research*, 67 (9), 3627-3630, 1962.