

Yüksek İrtifalı Model Roket Tasarımı: 3000 Metre Hedefine Ulaşmak için Akış Analizi ve Optimizasyonu

Fadime ŞİMŞEK^{1*}, Samed Beşir BABAYİĞİT²

¹Atatürk Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 25240, Erzurum

²Karaca Züç.Tic. ve San A.Ş., 34500, İstanbul

¹<https://orcid.org/0000-0002-1440-7480>

²<https://orcid.org/0000-0002-7331-4014>

*Sorumlu yazar: fadimesimsek@atauni.edu.tr

Araştırma Makalesi

Makale Tarihiçesi:

Geliş tarihi: 26.10.2022

Kabul tarihi:04.04.2023

Online Yayınlanma: 05.07.2023

Anahtar Kelimeler:

Yüksek güçlü roket tasarımı

Model roket

OpenRocket

Uzay ve havacılık

ÖZ

Günümüzde çok miktarda araştırma yapılan ve para harcanan uzay ve havacılık alanındaki çalışmalar, uzay taşımacılığı ve roketler üzerinde yoğunlaşmıştır. Fazlaca yükselişe geçen bu sektörün vazgeçilmez yapısı olan roketlerin, sadece güdüm (patlama) amaçlı değil, aynı zamanda birçok araştırma ve deneysel çalışmalara da konu olduğu görülmektedir. Yüksek güçlü küçük roketler kategorisinde değerlendirilen model roketler ise hem ucuzdur, hem de başlamak için yasal bir işlem gerektirmezler. Bu bağlamda model roketler üzerine yapılan iyileştirme ve geliştirme çalışmaları, aslında temelde roket sistemlerine de katkı sağlayabilmektedir. Model roket tasarımı üzerine yapılan bu çalışmada; Open Rocket programı üzerinden model roket tasarlanmış, uygun verilere sahip olan roket CAD ortamında 3 boyutlu olarak oluşturulmuş ve sonlu elemanlar yöntemiyle analizi gerçekleştirilmiştir. ANSYS programıyla roket akış analizlerinin kontrolünün yapılarak tasarımı tamamlanması sağlanmıştır. Bu çalışma, hobisel ve deneysel amaçla model roketler üzerinde çalışma yapmak isteyen özellikle mühendislik öğrencilerinin; belirtilen teorik adımları, yöntemleri, programlamayı ve akış analizlerini takip ederek, bir model roket tasarlamalarına yol göstermesi amacıyla hazırlanmıştır.

High Altitude Model Rocket Design: Flow Analysis and Optimization to Reach 3000 Meters Aim

Research Article

Article History:

Received: 26.10.2022

Accepted: 04.04.2023

Published online: 05.07.2023

Keywords:

High powered rocket design

Model rocket

OpenRocket

Space and aviation

ABSTRACT

Today, studies in the field of space and aviation, where a lot of research is done and money is spent, have focused on space transportation and rockets. It is seen that rockets, which are the indispensable structure of this sector, which has been on the rise, are not only for guidance (explosion) but also the subject of many research and experimental studies. Model rockets, which are considered in the category of high-power small rockets, are both inexpensive and do not require a legal action to start. In this context, improvement and development studies on model rockets can actually contribute to rocket systems. In this study on model rocket design; A model rocket was designed through the Open Rocket program, the rocket with the appropriate data was created in 3D in the CAD environment and analyzed with the finite element method. Rocket flow analyzes were checked with the ANSYS program, and the design was completed. This study is aimed especially at engineering students who want to work on model rockets for hobby and experimental purposes; It has been prepared to guide them to design a

To Cite: Şimşek F., Babayiğit SB. Yüksek İrtifalı Model Roket Tasarımı: 3000 Metre Hedefine Ulaşmak için Akış Analizi ve Optimizasyonu. *Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi* 2023; 6(2): 1589-1610.

1.Giriş

Hava ve uzay sanayisinin gelişimi ve yükselişine paralel olarak, son yıllarda şirketlerin uzay maceraları da göz önüne alındığında, eskisinden daha kolay şekilde uzay araştırmaları yapılabildiği görülmektedir. Bu durum aynı zamanda roket sektörünü de geliştirmekte ve artık yapılan model roketler çok daha uzun menzilli olabilmektedir. Roketler genellikle harcanabilir sistemler olarak inşa edilirler, ama günümüzde kısmen veya tamamen, yeniden kullanılabilir roket sistemleri tasarlamaya yönelik artan bir eğilim vardır (Anonim1). Bu nedenle, çalışmalar, uzay taşımacılığı ve uzay araçlarına takılan roketlerin tekrar kullanılabilir şekilde nasıl geri kazanılabileceği üzerinde yoğunlaşmıştır. Uzay ve havacılık sektörünün uzaya çıkıp geri dönebilecek bir sistem üzerine yapılan çalışmalarının özünde de aslında model roketlerden esinlendiğini söyleyebiliriz. Çünkü model roketler, temelde aynı sistem üzerine tasarlanan araçlardır. Model roketler genellikle roket meraklılarının anlama ve uygulamaya yönelik eğitim amaçlı çalışmalarında kullanılırlar. Bu nedenle model roketleri önemli kılan şey, model roketlerin aslında gerçek roketlerden çok farklı olmayışı ve model roketi kavrayan araştırmacılar için bu bilginin modern uzay teknolojisine ulaşmak yolunda önemli bir adım olmasıdır. Yüksek güçlü küçük roketler kategorisinde değerlendirilen model roketlerin en önemli farkı ise daha yüksek darbe aralığına sahip motorların kullanılmasıdır (Suresh, 2021).

Literatürde model roket tasarımı üzerine pek çok çalışma mevcuttur. Rohini ve arkadaşları Open Rocket yazılımını kullanarak roket gövdesinin hem tasarımını ve hem de uçuş karakteristiklerini analiz ettikleri simülasyon çalışmasında, zamana bağlı olarak roketin irtifa, dikey hız ve dikey ivmesini hesaplamışlardır (Rohini, 2022). Abdul Hamid ve arkadaşları yaptıkları çalışmada bir roketin performansını ve kararlılığını belirleyen kanatçık ve burun konilerinin en optimize tasarımını araştırmışlardır. Çalışmada kullandıkları farklı burun konisi kombinasyonlarına ve kanat tasarımına sahip dokuz model roketin tamamı, düzgün bir şekilde gökyüzüne doğru uçmayı başarmıştır. En kararlı modelin eliptik bir burun konisi ve süpürülmüş kanatlara sahip olan model roket olduğu görülmüştür. En yüksek performansı ise en yüksek irtifaya ve gökyüzündeki en uzun uçuş süresine ulaşan, konik bir burun konisi ve üçgen kanatlara sahip olan roket göstermiştir (Abdul Hamid, 2022). Çetin ve arkadaşlarının OpenRocket programı kullanarak yaptıkları çalışmada, 3000 metre irtifaya ulaşabilecek, 2.13 metre uzunluğa ve 0.156 metre çapa sahip bir roket tasarlanmıştır. Tasarımın yanı sıra üretimin de uçuşa ve parametrelere etkisinin olduğunu belirttikleri çalışmada, üretim hatalarının ve homojenliğin kararlılık üzerinde etkileri olduğu dikkate alınarak, üretim yapılması gerektiği bildirilmiştir. Kararlılıkta, kanat geometrisinin yanı sıra ağırlık merkezinin konumunun da etkili olduğu belirtilen çalışmada, gövdede bulunan parçaların uçuş esnasında sabit kalacak şekilde gövdeye

monte edilmesi gerektiği belirtilmiştir. Parçaların konumlarının statik marjin değeri 2 ile 2.50 arasında kalacak şekilde gövdeye monte edilmesi gerektiği de açıklanmıştır (Çetin, 2022). Quin ve arkadaşı, model roket çalışmalarında roketin hızının artmasına bağlı olarak roketin etrafındaki havanın davranışının incelenmesi gereken bir husus olduğunu belirtmiştir. Yapılan çalışmada, değişen roket hızının, roketin etrafındaki havanın farklı şekilde akmasına neden olarak farklı sürüklenme özelliklerine neden olduğu bildirilmektedir. Sonuçta, bir roket üzerindeki hız ve hava sürtünmesi arasında negatif bir ilişki olduğunu tespit etmişlerdir (Quin, 2022).

Bilgiç ve arkadaşları 1500 metre irtifaya sahip, katı yakıtlı alçak irtifalı roket tasarımı yaptıkları çalışmada, roket bünyesinde parabolik tip burun konisi, delta tip kanatçık, daha küçük kapasiteli motor seçimi sağlayabilmek için, karbon takviyeli kompozit malzemeden gövde ve iki farklı kurtarma mekanizması tasarlamışlardır. SolidWorks ortamında tasarlanan ve üretimi planlanan model roket; burun konisi, faydalı yük, faydalı yükün paraşütü ve roketin birinci paraşütünün roketten ayrılması için CO₂ tüp ile fırlatma mekanizması ve cam elyaf takviyeli kompozit boru gövdesi gibi birtakım özelliklerle donatılmıştır. Özgün bir aviyonik sistem tasarlanmış ve sisteme ticari uçuş bilgisayarı dahil edilmiştir. Kurtarma sistemi, roketin birbirinden ayrılan her bir parçası için GPS modülü tasarlanarak oluşturulmuştur. Çalışmanın devamında ise tüm sistemin imal edilmesi ve gövdenin mekanik testlerinin yapılması sağlanmıştır. Ayrıca konum, yükseklik, sıcaklık, nem gibi roket bilgilerinin bilgisayar üzerinde hazırlanacak bir ara yüz ile takip edilmesi de mümkün olacak şekilde çalışma yürütülmüştür. Yapılan statik analizlerin de olumlu neticelenmesi sonucunda, tasarımı tamamlanan model roketin, roket yarışmasına katılması planlanmıştır. Söz konusu model roketin, içerdiği parametreler açısından bu alanda hazırlanan çalışmalara katkı sağladığı görülmüştür (Bilgiç, 2019).

Mistra ve arkadaşları yaptıkları çalışmada, Fusion 360 yazılımı ve farklı analizler kullanarak iki aşamalı bir model roket gövdesini ve nozullarını boyutsal olarak tasarlamışlardır. Dünyanın çeşitli yörüngelerinde 100 km ila 2000 km zirveye ulaşabilen özel roket modeli tasarlanan bu çalışmada, maximum irtifaya ulaşmak, bilimsel deneyler gerçekleştirmek ve çalışma sonucunda geri dönüşüm gerçekleştirebilmek amaçlanmıştır. Roketin farklı aşamalarının aerodinamik özelliklerini analiz etmek için yapılan çalışmada, sürüklenme katsayısının en büyük değeri kabul edilen Mach sayısının 1 olduğu durumda, elde edilen teorik ve analitik sonuçlar CFD analiziyle doğrulanmıştır (Mistra, 2021).

Varma ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada, mevcut geleneksel burun profillerine göre farklı burun profillerinin performansı karşılaştırılmıştır. Çalışmada, burun profillerinin minimum basınç katsayısı ve kritik Mach sayısına göre kendilerine özgü aerodinamik karakteristiklerinin tespit edilmesi amaçlanmıştır. Bu çalışmada, inşaat projelerinde kullanılabilecek düşük maliyetli ve gelişmiş aerodinamik niteliklere sahip, hedef üzerinde etkili prototip profiller geliştirmek amaçlanmıştır. Roket tasarımında kullanılabilecek, özellikli bazı burun konileri için veri eksikliği problemi, ANSYS yazılımı kullanılarak analiz edilmiştir. Çalışmada seçilen burun konileri için 0,8 Mach sayısındaki akış durumunda, kritik tasarım verileri ve seçilen performans özellikleri incelenmiştir. Koni, parabol,

ogive, von karman ogive tipi burun profillerinin incelendiği çalışmada, von karman ogive burun profilinin, problem çözümünde daha yüksek kritik Mach sayısı ve ses altı akışlar için istenen minimum basınç katsayısını sağladığı görülmüştür (Varma, 2016).

Datye'nin yaptığı çalışmada, havacılık ve uzay mühendisliği lisans öğrencilerinin, kolayca temin edilebilen malzemeler kullanarak probleme dayalı öğrenme deneyimi kazanmalarında yardımcı olacak, bir model roket tasarımları ve tasarımlarını test etmeleri amaçlanmıştır. Roket fiziği ve akışkan dinamiği bilgilerini kullanarak yaptıkları çalışmayla öğrencilere basit bir şemayı kullanarak daha karmaşık akışların simülasyonunu çözme imkânı sunulmuştur. Bu çalışmada, bir roketin ideal uçuş performansına ulaşması için gerekli aerodinamik uygulamalar incelenmiştir. FASTRAN ve OpenRocket programı kullanarak türbülanslı koşullar için roket kanatçıklarının sürüklenme katsayısının, % 1,45 hata ile tespit edilebildiği görülmüştür. Roket kanatçıklarını optimize etmenin, genel roketin fiziksel ve uçuş parametrelerini etkileyebileceği belirtilen çalışmada, hem fiberglas hem de karbon fiber kullanılarak üretilen daha yeni tasarımların ve hem de daha fazla uçuş testinin yapılmasının planlandığı belirtilmiştir (Datye, 2018).

Bir roketin uçuşu sırasında dengelenmesi, roket tasarımcıları için her zaman temel bir sorun olduğu için Baloda ve arkadaşları; yamuk, dikdörtgen, eliptik, eğimli, kırılmış delta, süpürülmüş, delta, süpürülmüş delta ve etrafı saran kanatçıklar dahil çeşitli kanat tasarımları üzerinde çalışmışlardır. Shark-Caved ve sounder tipinde iki kanat modelini ANSYS Fluent kullanarak incelemişlerdir. Mach sayısının 0.85 olduğu durumdaki simülasyon sonuçları, kanat yüzeyi etrafındaki basınç, sıcaklık, sürüklenme katsayıları ve Mach sayısı dağılımları yönlerinden analiz edilmiştir. Kanat için gerçekleştirilen simülasyonlarla kanatın şekli ve alanının kanat üzerindeki etkisini anlamının, roketin genel performansını tahmin etmek için genel tanımlayıcı faktör olarak kullanılamayacağını belirtmişlerdir (Baloda, 2020).

Roketler tasarlanırken (hücum açısının sıfır derece olduğu dikey bir uçuşta, roketler ateşlendikten sonra hesaplamaları basitleştirmek için kaldırmayı bir kuvvet olarak göz ardı edersek) üzerlerinde 3 ana kuvvet oluşur. Bunlar sırasıyla yer çekimi, motordan gelen itme (itki), aerodinamik sürüklenme kuvvetidir. Yerçekimi, modeli dikey uçuşunda yavaşlatan kuvvettir. Bu kuvvet itici yakıt tüketimi nedeniyle zaman içinde azalır. Motordan gelen itme kuvveti, modelin arkasına etki ederek hızlanmasını sağlar. Aerodinamik sürüklenme kuvveti ise modeli yavaşlatmaya da yarayan kuvvettir (Sarper ve Vahala, 2015). Bir roketin sürüklenmesi, hıza paralel kuvvet bileşeni olarak tanımlanır. Bu kuvvet, roketin hava yoluyla hareketine karşı çıkan aerodinamik bir kuvvettir (Niskanen, 2009). Bir roket motoru tasarlanırken motorun sağladığı kuvvetin hem sürüklenmeyi hem de amatör roketçilikte uçuş boyunca sabit olduğu kabul edilen yerçekimini yenmesi gerekir. Çünkü havanın etkisiyle yüksek hızlara çıkan roketin sürüklenme kuvvetlerinin artması, sürüklenmeyi artırdığı gibi roketin hızının azalması da sürüklenme kuvvetini azaltacaktır (Asilyazıcı, 2001; Niskanen, 2009).

Yapılan çalışmada, uçuş için gerekli temel prensipler belirtilmiş, Open Rocket programı üzerinden tasarlanan ve verileri kontrol edilen roket tasarımı, CAD ortamında 3 boyutlu olarak çizilmiş, sonlu

elemanlar yöntemiyle analizi yapılmıştır. Burun konisi, kanatçık, gövde yapısal destekleri gibi montaj temel elemanlarının tasarımı ve montajı gerçekleştirildikten sonra, ANSYS programıyla elde edilen basınç ve statik akış analizleriyle de model roket tasarımının uygunluğu tespit edilmiştir. Tasarımda kullanılan programda (Open Rocket) maksimum irtifa, hız ve gerekli verilerin çoğu matematiksel olarak desteklenen sonuçları içermektedir. Open Rocket programının kullanımı ve CFD akış analizleri sonucunda, 3000 metre irtifaya çıkabilecek, toplam roket boyu uzunluğu yaklaşık 2 metre, motorla birlikte kütlesi 30 kg'dan az olan bir model roket tasarımı gerçekleştirilmiştir.

2. Materyal ve Metot

Uçuşu esnasında bir rokete, kuvvetlerin bir nokta üzerinde etki ettiği düşünülmektedir. Bu noktaya ağırlık merkezi (C.G.) denmektedir. Roketin kütle dağılımı üniform olduğundan, ağırlık merkezi (C.G.) tam olarak ortadadır (Malyuta ve ark., 2015). Bir roketin uçuş sırasında ağırlık merkezine, roketin hızından kaynaklı olarak etki eden farklı kuvvetlerin hesaplanması çok zor olmamakla birlikte, bazı doğru hesaplamaların doğru yerde kullanılmasıyla tespit edilebilmeleri mümkündür. Bu hesaplamalardan bazıları; aerodinamik sürüklenme, motordan gelen itki ve yerçekimidir. Motora ait olan veya hesaplanan itki/zaman grafiğinden motordan gelen itki; yer çekimi ivmesi ile roketin belirtilen andaki kütle çarpımından yerçekimi, roketin belirtilen andaki hızından ise aerodinamik sürüklenme hesaplanabilir. Burada dikkat edilmesi gereken husus, roketin uçuşu esnasında, yakıtın bitmesiyle kütesinin azalması ve ağırlık merkezinin kaymasıdır. Aerodinamik sürüklenme hesaplanırken bu unutulmamalıdır. Roketin hızının karesiyle orantılı olan, aerodinamik sürüklenme kuvveti (F_d), havanın yoğunluğu (d_{hava}) aşağıdaki formüllerden hesaplanır. Roketin şekline göre değişen sürüklenme katsayısı C_d ise aşağıdaki formülden ya da sürüklenme katsayısı-roket hızı grafiğinden faydalanılarak elde edilebilir (Asılıyazıcı, 2001; Wickman, 2003).

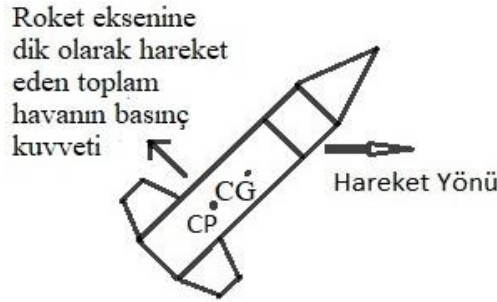
$$F_d = (0,5)(d_{hava}).(C_d).(A_{\delta n}).(V_{roket}^2) \quad (1)$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v_0^2 A_{ref}} \quad (2)$$

$$d_{hava} = (1,2)\{\exp[(-7,4).(10^{-6}).(h^{1,15})]\} \quad (3)$$

Roketlerde kararlılık, uçuş düzenini etkileyen faktörlerden biri olup CP ve CG'nin durumuna bağlıdır. Şayet ağırlık merkezi CG, basınç merkezinin önündeyse roket karardır. Ağırlık merkezi basınç merkezinden ne kadar uzaklaşırsa, roket o kadar kararlı olacaktır (Azevedo, 2013; Nanditta ve ark., 2021; Suresh, 2021). Yeni bir roket tasarlarken, bu çok önemlidir. Küçük bir rüzgar veya karışıklık roketin mevcut yöneliminden hafif bir eğime sebebiyet verebilir. Bu gerçekleştiğinde, roket merkez hattı, artık roketin hızına paralel değildir. Bu duruma α hücum açısında uçuş denir. Roket sabit bir hücum açısıyla uçtuğunda, kanatçıkları, roketin uçuşunu düzeltmek için bir moment üretir. Roketin her bir bileşeni, Şekil 1'de gösterildiği gibi bileşenin CP'sinden kaynaklanan ayrı bir normal kuvvet bileşeni üretiyor olarak görülebilir. Roketin uçuşunun düzeltildiği anlık girişimler; yalnızca CP,

CG'nin arkasında bulunuyorsa (Şekil 1) sözkonusu olabilir. Bu koşul sağlanıyorsa roket kararlı demektir. Bir roketin kararlılık marjini, CP ile CG arasındaki mesafe olarak tanımlanır. Ağırlık merkezi (CG) ile basınç merkezinin (CP) farkının roketin dış çapına (D) bölünmesi ile ortaya çıkan değere statik marjin (stabilite, kararlılık) adı verilir. Burada kalibre roketin gövde çapıdır. Ancak, bir roketin CP'si tipik olarak hücum açısı arttıkça, yukarı doğru hareket eder (Newlands ve ark., 2016; Solomon ve Abreham, 2020; Nanditta ve ark., 2021). Fırlatma sırasında ağırlık merkezi (CG) yanma süresine bağlıdır. Ağırlık merkezi (CG) roketin arka ucuna yerleştirilen oksitleyici ve yakıtı bağlı olarak, roketin yukarısına doğru hareket edecektir (Fischbach ve ark., 2005; Nanditta ve ark., 2021).

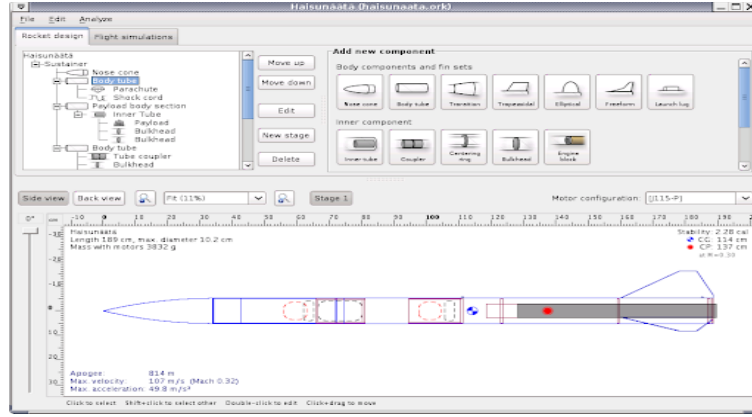


Şekil 1. Kararlı bir roketin CP ve CG noktalarının konumu

Model roketlerde en sağlıklı uçuş için gerekli şart olan kararlılığın (stabilite), statik olarak belli aralıklarda olması gerekir. Statik olarak bulduğumuz kararlılığa statik marjin (SM), uçuş esnasındaki kararlılığa da dinamik marjin (DM) denir (Mandell ve ark., 1973; Candidato ve ark., 2013; Heywood ve ark., 2016). Roket ateşlendiği andan itibaren istenilen doğrultuda ilerlemesi istenir. Fakat bazı istenmeyen durumlardan veya yanlış hesaplamalardan dolayı roket istenilen doğrultu boyunca stabil uçmaz. Statik marjinin en önemli detayı, rampaya takılan roketin uçuşa geçerken ve uçuş anında nasıl tepki vereceğini bize göstermesidir. Statik marjin değerinin hangi aralıklarda olması gerektiği ve bunun nedeni araştırıldığında, 3 farklı aralığı ve sonuçları görülmüştür. Statik marjinin 1'den küçük olduğu durumda ($SM < 1$); roket rampada ateşlendikten sonra hareket eder ve rampanın rayından çıktıktan sonra kendi eksenini etrafında dönmeye başlar (spin atar). Bu durum roketlerde istenmeyen bir durumdur. Statik marjinin 1 ile 2,2 arasında olması durumunda ($1 < SM < 2,2$); roket ne çok kararlı, ne de kararsız bir tutum sergiler. Teoride statik marjinin üst değeri 2 olarak kabul edilse de (Heywood ve ark., 2016), uygulamada kararlılık şartlarında bu değer 1,90 civarlarını geçmemekle birlikte, hız oranına göre artabilmekte ve 2,2'ye kadar değer alabilmektedir. Rampa raylarından ayrıldıktan sonra ortalama bir şekilde doğru hesaplamalar yapılmış ise istenilen yörüngede ilerler. Roket eğer bir rüzgâr etkisiyle karşılaşıp, doğrultusundan uzaklaşırsa tekrar aynı doğrultuya dönebilir. Model roketlerde statik marjin değeri bu aralıklarda olacak şekilde tasarımı gerçekleştirilir. Statik marjinin 2,2 den büyük olması durumunda ($2,2 < SM$); roketin kararlılığı fazla olur, yani roket çok kararlı bir durum sergiler. Rampada ateşlendikten sonra rampa rayından çıkan roket çok kararlı ise, hava şartlarından etkilenebilir, yani rüzgâr etkisi bile roketin istenilen doğrultuda ilerlemesine engel olabilir. Bu ise roketlerde istenmeyen bir durumdur (Anonim 2).

2.1. Open Rocket programı

Model roketçilikte kullanılmak üzere birçok program geliştirilmiştir. Ama tercih edilen en yaygın program, ampirik aerodinamiği kullanarak ve roketin çeşitli geometrik özelliklerini girerek model roket tasarlamak ve tüm uçuşu simüle etmek için, kolay bir kullanıcı ara yüzü içeren, açık kaynaklı yazılım paketi olan (Brown ve ark., 2018) ve Şekil 2’de arayüzü görülen Open Rocket programıdır.



Şekil 2. Open Rocket arayüzü

Tasarım sistematik olarak yürütülmesi gereken bir süreçtir. Tasarımlar, genellikle bir ihtiyaç doğrultusunda istenilen özelliklere uygun olacak şekilde betimlenmelidir. Roket tasarlanırken de ihtiyaç odaklı tasarımlar yapılmalıdır. Ancak roketlerdeki malzemeler diğer ürünler gibi düşünülmemelidir. Roket malzemeleri yüksek kaliteli ve enerjik malzemeler olduğundan, deneme yanılma yoluyla tasarım yüksek maliyetler ile sonuçlanacağı için belirli bir tasarım sistemi kurulmalı ve bu doğrultu da ilerlenmelidir. Bu nedenler dikkate alındığı zaman, tasarım sırasındaki hataların ilk aşamada elenmesi, ancak tasarım başlangıcında eldeki bilgileri doğru kullanmak ve tasarıma yarayan her bilgiyi değerlendirmekle mümkün olur. Bu bilgiler tasarım ihtiyaçları, geometrik sınırlar, akışkanlar mekaniği vb. gibi pek çok konuyu kapsar.

Tasarım sürecinde alt sistem tasarımlarını düzenli bir şekilde yapmak gerekir. Çünkü tasarlanan bir alt sistem, diğerinin hareket kapasitesini azaltabilir veya engelleyebilir. Bu sebeple tasarım, sürekli sabit kalamayacağı için elde olan verilere göre güncellenmeli ve geliştirilmelidir. Tasarım uzun bir süreç olduğundan gelişmelere de açıktır. Daha iyi bir sistem bulunduğunda, tasarım güncellenmeli ve geliştirilmelidir. Roketlerdeki deneme yanılma yolu, bilgisayar üzerindeki paket programlardan yararlanılarak yapılabilir. Örneğin bir roket parçası şekli seçilirken, parçaların analizlerine göre değerlendirme yapılmalıdır. Veya analizleri yapılmışsa bu parçalar kıyaslanmalı ve ona göre şekil tayin edilmelidir. Süreç ilerledikçe bazı parametrelerin sistemler üzerinde dikkate alınmadığı ortaya çıkabilir. Böyle zamanlarda parametreler asla askıya alınmamalı, gerektiği zaman değişiklikler yapılmalıdır. Fakat her parametre için şekil üzerinde tasarım değişikliğe ihtiyaç duyulmaz. Çünkü tasarım aslında yalın düşünebilmeyi gerektirir.

Tasarım yaparken en önemli faktörlerden birisi, tasarımın olumsuzluklarını düşünmektir. Nasıl sorun çıkaracağını düşünerek hareket etmek, tasarımın mükemmel çizgisine bir adım daha yaklaşmasını sağlar. Tasarımın aşamaları ön tasarım ve detaylı tasarım olarak iki grupta incelenebilir (Anonim 2).

2.2. Ön tasarım:

Bu aşamada tasarım temel hatlarla belirlenir. Tasarımdaki kritik esaslar karşılaştırılır ve literatür taraması yapılır. Benzer sistemler ve benzer sistemlerin verimliliği göz önüne alınır. İlk olarak sürecin iyi yönetilebilmesi için tasarıma ayrılacak olan süre belirlenmelidir. Sonrasında ise geometrik sınırlar tayin edilmeli ve eldeki imkânlar belirlenmelidir. Kesin olarak kullanılacak parçalar var ise, bu parçalara göre tasarım yapılarak başlanabilir (örneğin roket motoru). Bu şekilde tasarımın başlangıç noktası belirlenmiş olur. Benzer sistem araştırması bu aşama için önemlidir. Benzer görevler için tasarlanmış ve üretilmiş olan roketler ve bu roketlerin temel bileşenleri iyi irdelenirse, süreç daha iyi yönetilebilir. Böylelikle daha az deneme yapılmış olur ve zamandan kazanç sağlanır. Benzer tasarımların araştırılması tasarımcının nasıl bir tasarım ortaya koyacağını belirlemesi için iyi bir hedef oluşturur. Fakat literatürdeki çalışmaların tekrarlanması, yeni sistemlerin tasarlanması ve geliştirilmesi sürecini olumsuz yönde etkiler. Bu nedenle sistemleri kopyalamak değil, amaca uygun olarak geliştirmek ya da yeni tasarımlar ortaya koymak gerekir. Temel amacı taşıyan faydalı yükün, istenilen konuma gönderilmesi olan roketlerde, söz konusu yükün roketten ayrılacak olan ilk eleman olması söz konusudur. Bu nedenle roketin ön tasarımında ayrılma sisteminin koyulacağı alan, roketin ayrılacağı kısımlar ve faydalı yük için gereken alan üzerine tasarım yapılır.

2.3. Detaylı tasarım:

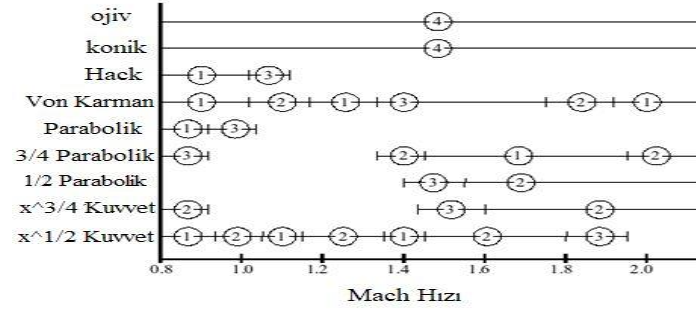
Bu aşamada ön tasarımda belirlenen tasarımlar arasında kıyaslama yapılır ve en uygun olan tasarım seçilir. Seçilen tasarım detaylandırılır. Bu kısımda akış analizleri alınır ve roket üzerindeki akış etkileri gözlemlenir. Yapısal analizler alınarak malzemelerin dayanıklılığı hesaplanır. Toleranslar belirlenerek maliyet çıkartılır. Aynı zamanda üretim yöntemleri de belirlenmiş olur. Bu süreç, aslında malzemenin tam olarak kesin hatlarıyla belirlendiği süreçtir. Ayrıca bu aşama, üretilen bazı parçaların malzemeye montajlama denemelerinin yapıldığı aşamadır.

2.3.1 Burun konisi serisi seçimi:

Burun konisi, havayla ilk karşılaşacak olan parça olması nedeniyle, şekli sayesinde roketin ön ucuna daha aerodinamik bir ön kısım sağlayarak, roketin karşılaşacağı sürüklenmeyi azaltacaktır (Foster ve ark., 2020). Bu yüzden burun konisi, roketin hız profili esas alınarak tasarlanmalıdır. Hava akışını düzgün basınç oranıyla bölebilmek için geometri, çok önemli bir kıstastır. Burun konisinin exponansiyel kısmının küresel olduğu ve gövde ile aynı merkez üzerinde olduğu düşünülürse, roket çapındaki değişimlerin hem burun konisi hem de uçuş sırasındaki dinamik kuvvetlerin etkisini doğru kullanabilmek için uygun tasarlanması gerektiği gözlemlenir. Roketin uçtuğu hız alanı subsonik

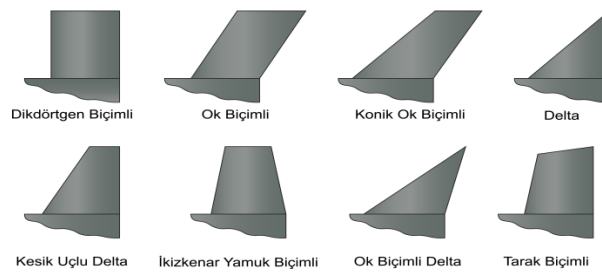
olduğundan, burun konisi serisi seçimi Tablo 1'deki veriler ele alınarak parabolik seri olarak seçilmiştir.

Tablo 1. Burun konisi serileri ve Mach hızı (Transonik ve süpersonik ses bölgelerindeki değişik burun konisi şekillerine ait sürüklenme özelliklerinin karşılaştırılması. Sıralama değeri: (1) üst, (2) iyi, (3) orta, (4) alt (Anonim 3)



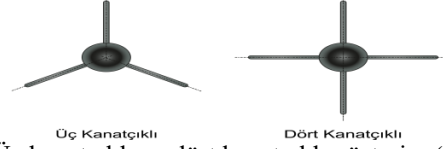
2.3.2. Roket kanatçık şekil tasarımı

Model roket üzerinde kullanılan kanatçıklar, roketin havadaki aerodinamik etkenlerden dolayı doğrultusunun değişmesini engelleyen ve roket üzerine gelen moment etkilerini azaltmaya yarayan en önemli elemanlardır. Roket eğer istenilen doğrultudan çıkarsa bu kanatçıklar sayesinde doğrultusunu korumalıdır. Roket kanatçıkları roket üzerine gelen hava akışından doğan kuvvetleri, bir anlamda böler ve böylelikle roket üzerinde oluşacak moment etkilerini azaltmış olur. Örneğin bir roket, kanatçıksız olarak tasarlanacak olursa, roket fırlatma rampasından sonra takla atması beklenen bir durumdur. Buradaki asıl etken, kararlılık ilkesinde bahsedilen, basınç ve ağırlık merkezlerinin konumudur. Yani kanatçıklar, basınç merkezinin ağırlık merkezinin arkasında olmasını ve basınç noktasını dengeleyebilmek için kullanılan ana bileşenlerdendir. Şekil 3'de model roketlerde kullanılan kanatçık şekilleri görülmektedir.



Şekil 3. Kanatçık şekilleri (Anonim 4)

Roket, havada seyir halinde iken sürüklenme kuvvetine maruz kalacaktır. Bu nedenle seçilen kanatçık şekilleri oldukça önem arz etmektedir. Roketin uçuş hızı, boyutu gibi özellikler göz önünde bulundurularak kanatçık seçilmelidir. Şekil 4'de görüldüğü gibi roketlerde minimum kanatçık sayısı üçtür, ancak bazı modellerde dört kanatçıkta kullanılmaktadır. Beş veya altı kanatçıkta kullanılabilir, ancak dörtten fazla kanatçık sayısı hava sürüklenmesini artırdığı için performansı düşürür ve bu yüzden pek tercih edilmez.



Şekil 4. Üç kanatçıklı ve dört kanatçıklı gösterim (Anonim 4)

Roket görev sırasında uçuşu bozacak birçok etkenle karşılaşmaktadır. Böylesi durumda uçması gereken hücum açısına dönmesi, kendini tekrar toplayabilmesi gerekmektedir. Aksi halde uçuş kararsızlaşır ve istenmeyen rotaya sapar. Bu nedenle roketin kararlılığını sağlamak için kanatçık kullanılması gerekir. Kanatçık uçuş sırasında aerodinamik kuvvetler oluşturur. Tasarıma uygun üretilip konumlandırılmış bir kanatçık, uçuş düzeni bozulan bir roketin tekrar kararlı hale gelmesine katkı sağlayacaktır.

Roket tasarımında karar verdiğimiz kanat biçimi kesik uçlu deltadır. Kanat profili ise yuvarlatılmış profildir. Sürüklenme kuvveti ve roket üzerindeki moment etkilerinin en dengeli olduğu kanat sayısı dört olduğundan, roket üzerindeki kanatçık sayısı dört olarak belirlenmiştir. Roket görev sırasında uçuşu bozacak birçok etkenle karşılaşmaktadır. Böyle bir durumda uçması gereken hücum açısına dönmesi ve kendini tekrar toplayabilmesi gerekmektedir. Aksi halde uçuş kararsızlaşarak istenmeyen bir rotaya sapacaktır. Bu bağlamda, roketin kararlılığını sağlamak için kanatçık kullanılmaktadır. Kanatçık, roket gövdesinin arka kısmına açılan kanallardan gövdeye sıkı geçme olarak yerleştirilecektir. Kanatçık gövdeye entegre edildikten sonra, her iki kanatçık arasına açılan vida deliklerine M4 vida takılacaktır.

Kanatçıkları gövdeye montajlamak için yapılan tasarımın asıl parçaları 4 adet kanat ve kanatların Şekil 6'daki gibi geçecek oldukları 3 adet parçadır. Ortadaki radyuslanmış kare profilin diğerlerinden farkı et kalınlığının 10 mm olması ve motor bloğunu tutacak şekilde ortasının dairesel olmasıdır. Kanatlar gövdeye sabitlendikten sonra, içeride kalan uzunluklar da hesaba katıldığında kanadın yüksekliği 92.98 mm, uzunluğu 250 mm ve et kalınlığı 3 mm olacak şekilde tasarlanmıştır. Kanatta kullanılacak olan malzeme Al 5754, kare profillerin malzemesi ise Al 6061 olarak seçilmiştir. Alüminyum 5754 serisi; korozyona oldukça dayanıklı, iyi derecede kaynak kabiliyeti olan, endüstriyel atmosfer dayanımı yüksek özelliklere sahip olması ve stok kolaylığı nedeniyle tercih edilmiştir. Son olarak, kanatçığın birleşme işlemi ve montajlanma aşamasına geçilmiştir.

Şekil 5'deki görseli oluşturabilmek amacıyla, Al 6061 serili alüminyum plaka, torna tezgahında işlendikten sonra şekildeki radyuslanmış kare profil oluşturulmuştur. Şekil 5'deki görselde belirtilen parça, kanatların arka ve ön platformu olup kanatların ilk takılacağı kısımdır. Şekil 5'deki parçanın kanal boyutu diğer parçamıza göre 10 mm daha kısa, et kalınlığı ise 10 mm daha ince olarak tasarlanmıştır. Bu şekilde bu parçanın hem kanatçıkları, hem de motor bloğunu tutması ayrıca ağırlıktan kazanç sağlanması amaçlanmıştır.

Şekil 6'da görülen kanatçıkların alt kısmına kanalların içine geçecek ve montajlanacak şekilde, kanatların yukarı ve geri yönlü hareketini engellemek için, M4 civata delikleri açılmıştır. Böylece

kanatçıkların x, y ve z yönündeki hareketleri engellenerek tamamen emniyetli hale getirilmiştir. Montaj aşaması 4 adımda tanımlanacak olursa;

1.adımda; kanatçıklar, önünde ve arkasında bulunan kanal vasıtasıyla Şekil 5’de gösterilen radyuslanmış kare profile yerleştirilmiş ve M4 cıvata–somun bağlantısı ile bağlanmıştır.

2. adımda; Şekil 6’daki ortada bulunan parça, kanat ve radyuslanmış profillerin arasına koyularak M4 cıvata-somun ile bağlanması sağlanmıştır. Bu işlemin sonunda Şekil 6’daki parça oluşturulmuştur.

3. adımda ise Şekil 7’deki gövdede daha önce açılmış olan kanatçık genişliğindeki kanallar vasıtasıyla parça yerleştirilmiş ve vida delikleriyle hizalanmıştır.

4. adımda; daha önceden açılmış olan kılavuz yerlerinden M4 cıvatalar ile parça tamamıyla gövdeye sabitlenmiştir.



Şekil 5. Radyuslanmış kare profil montajı **Şekil 6.**Kanatçıkların birleşimi **Şekil 7.**Roket gövdesine kanat montajı

Bu tip bir montajın avantajları; pratik olması, dayanıklı olması ayrıca kaynak gibi birleştirme materyallerinin kanatçık yapısını bozma ihtimalinin olmamasıdır. Ayrıca en önemli avantajı ise gövde üzerinde daha az cıvata gerektirmesi nedeniyle, roketin akışını daha verimli hale getirmesidir.

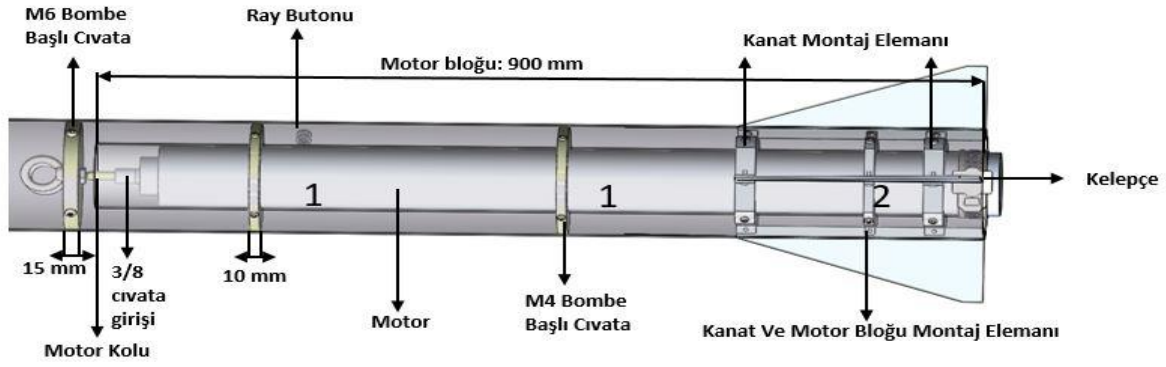
2.3.3 Roket yapısal desteklerinin tasarımı

Roket içinde kullanılan yapısal destekler, roketin rijit olmasını ve motorun bağlanabilmesini sağlamanın yanında, roket üzerinde oluşacak olan burulma etkilerini azaltır. Her bir parçanın ayrı ayrı görevleri vardır. Şekil 8’de 15 mm kalınlığında gösterilen kısım ve Şekil 9’de gösterilen parça

bulkhead

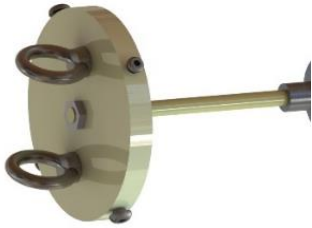
olarak

tanımlanır.

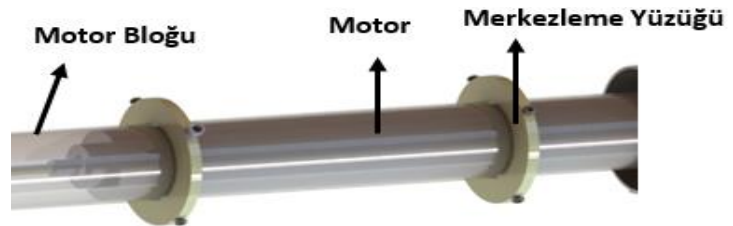


Şekil 8. SolidWorks'te tasarlanan yapısal desteklerin montajı

Şekil 9'da görülen Bulkhead parçası, roketin motorunun itkisini roket gövdesine aktaran ara elemandır, aynı zamanda roketin rijitliğini ve roket motorunun sabitlenmesini sağlar. Şekil 10'daki merkezleme yüzüğü; motor bloğu denilen parçanın dengelenmesine ve gövdenin rijit kalmasına yardımcı olan ara elemandır. Motor bloğu, motorun rokete aksenel olarak takılması için tasarlanan parçadır. Motor kolu ise motorun rokete montajlanması için tasarlanan parçadır. En önemli etkisi, roket motorunun itki kuvvetini rokete iletmesidir. Bu sebeple rijit olması gereken parçalardan birisidir.



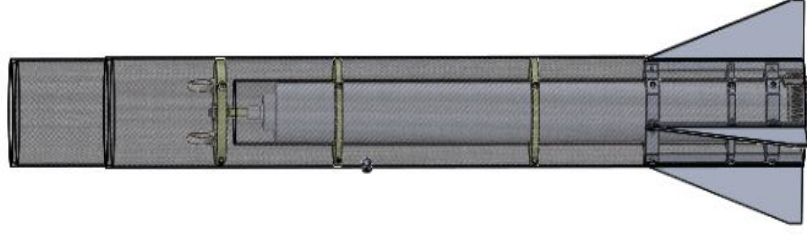
Şekil 9. Bulkhead



Şekil 10. Montajlanmış destek parçaları

2.3.4. Motor montaj stratejisi

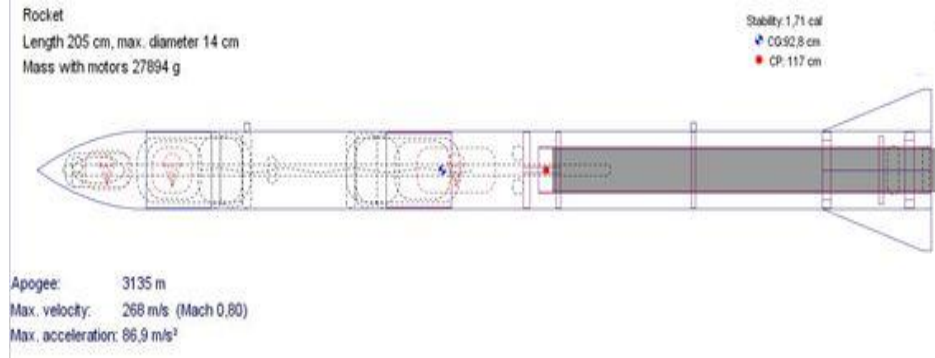
Motorun teknik resmi incelenerek gerçek boyutlardaki CAD çizim yapılmıştır. Bu sayede motor montaj stratejisi oluşturulmuştur. Kullanılacak olan motor montaj stratejisinin sayesinde motorun rijit bir şekilde sabitlendiği sayısal yöntemler yardımı ile görülmüştür. Motor montajında kullanılan merkezleme yüzükleri motor bloğunu, ortada tutma ve sabitleme görevi görmektedir. Motor kolu motoru sabitleyip, itki kuvvetini rokete iletirken; motor bloğu, motoru içinde bulundurarak sabitlemeye yardımcı olmaktadır. Kelepçe motor bloğunu sıkarak motorun çıkmasını engellemek için kullanılmaktadır. Motor montajının son hali Şekil 11'de verilmiştir.



Şekil 11.SolidWorks motor montajı

2.4. Open Rocket programında roket tasarımı

Open Rocket programı roket tasarlamak ve verileri doğru şekilde yorumlayabilmek için yapılmış olan bir programdır. Bu programda roketin stabilitesi, ağırlık merkezi, basınç merkezi, uçuş verileri gibi birçok değer matematiksel hesaplarla yapılarak, kullanıcıya sunulur. Bu programda uçuş verileri grafik halinde alınabilir ve yorumlanması kolayca gerçekleştirilir. Şekil 12’de Open Rocket’te tasarlanan roket çizimi görülmektedir.



Şekil 12. Open Rocket’te tasarlanan roket

Bu verilere göre roketin uçuşunda bir problem gözlemlenmemektedir. Çünkü yükseklik 3000 metre olarak belirlenmiştir ve verilere göre 3000 metrenin üstünde bir yüksekliğe çıkabileceği doğrulanmaktadır. Ayrıca hız alanımız belirlendiği gibi subsonic alan içerisinde kaldığından, bu sayede akış etkileri daha kolay gözlemlenebilmektedir. Statik marjin değerimiz de istediğimiz aralıkta, yani istenilen yörüngede uçacağımızı ifade etmektedir. Fakat akış etkilerini gözlemlemek gerekir ve onun için de sonlu elemanlar yöntemi ile analiz yapılmalıdır.

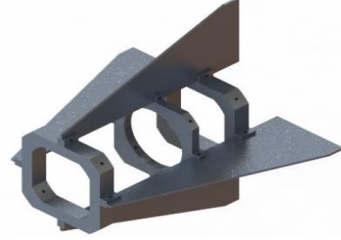
2.5. SolidWorks tasarımı

Open Rocket programında tasarımı biten ve verilerinde bir sıkıntı gözlemlenmeyen roket 3 boyutlu CAD programlarına aktarılır böylelikle bütünleşme için gerekli ara eleman unsurları ve bunun yanında bağlantı noktalarının ölçüleri gözlemlenir. Ayrıca kütleler ve ağırlık merkezi kıyaslaması yapılır. Bunların yanında CAD programına aktarmanın temel amacı ise sonlu elemanlar yöntemiyle roketin bütünü ve alt ara elemanları analiz ederek olası sorunları gözlemlemektir. Roket üzerine gelen kuvvetleri yorumlayabilmek ve roketin güvenilirliğini denetleyebilmek için bu aşama çok önemlidir. Tasarımda kararlaştırılan unsurlar düzenli bir şekilde 3 boyuta geçirilmelidir. 3 boyuta geçirme işlemi için SolidWorks programı kullanılacaktır.

Parabolik seri olarak belirlenen burun konisi yapısını SolidWorks'e aktarmak için parabolik serinin formülü ile exponansiyel kısmının eğrisi program üzerinden hesaplatılarak, 3 boyuta aktarılmıştır. Burun konisi, kanatçıklar, gövde yapısal destekleri Şekil 13,14'de verilmiştir. Seçilen kanatçık şekli ve kanatçık profiline göre kanatçıklar ve kanatçıkların ara elemanlarıyla montajlanmış hali, 3 boyutlu olarak SolidWorks'e aktarılarak Şekil 15'de verilmiştir.



Şekil 13. Burun konisi



Şekil 14. Radyuslanmış kare profil



Şekil 15. Gövde yapısal destekleri
(Motor bloğu, Merkezleme yüzüğü motor kolu ve Bulkhead montajı)

Gövde içi yapısal destekleri olan merkezleme yüzüğü, motor bloğu, bulkhead ve motor kolu 3 boyutlu olarak SolidWorks programına aktarılarak, Şekil 16 oluşturulmuştur.



Şekil 16. SolidWorks'te montajlanmış roket

3. Bulgular ve Tartışma

Bu çalışmadaki roket tasarımı Open Rocket programı üzerinden yapılmış ve verileri kontrol edilmiştir. Daha sonrasında uygun verilere sahip olan roket, CAD ortamında 3 boyutlu olarak tasarlanmış ve sonlu elemanlar yöntemiyle analizi yapılmıştır. Üniversite öğrencileriyle matematiksel ve pratik roketçiliği teşvik etmek, bazı mühendislik ilke ve uygulamalarını öğretmek amacıyla yapılan tek kademeli roket yapımının ele alındığı bir çalışmada, model roket tecrübesi olan öğrencilerin bile deneyimi ilginç, eğlenceli, eğitici ve hatta ilham verici olarak değerlendirdikleri ve ileride karşılaşacakları birçok mühendislik kavramına pratik bir tecrübe kazandıklarını belirttikleri bildirilmiştir (Sarper ve Vahala, 2015). Yapılan bir çalışmada ise, 1000 m'lik bir zirveye veya daha yükseğe ulaşması hedeflenen, toplam uzunluğu 1 m'den az ve ağırlığı 600 gramdan daha hafif olarak tasarlanan, 50 gramlık yük taşıyabilen Open Rocket programıyla yüksek güçlü bir model roket tasarlanmıştır. Yapılan bu çalışmada da, çıkılan maximum yükseklik 1636 m, roketin kütlesi 484g ve

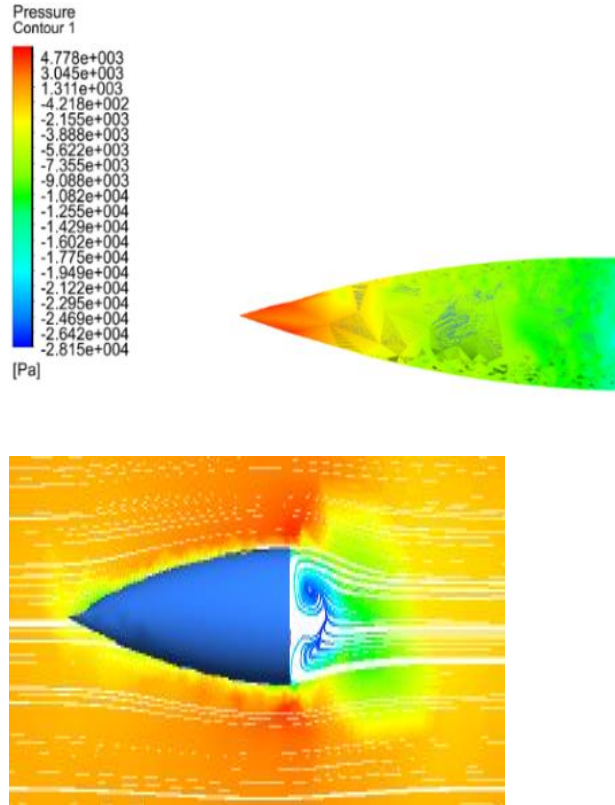
roket uzunluğu 73cm, maksimum hızlanması 502 m/s^2 , dikey hız 432 m/s olarak elde edilmiştir. Sonuç olarak yüksek güçlü model roketi için elde edilen maximum hızlanma ve dikey hız değerleri tıpkı bu çalışmada olduğu gibi, Open Roket programıyla doğrulanmıştır. Gerçek zamanlı bir roket sistemi tasarımının, tıpkı bu çalışmada da belirtilen adım ve kavramları izlenerek gerçekleştirilebileceği belirtilmiştir (Nanditta ve ark., 2021). Bu çalışmanın incelenmesiyle elde edilecek kazanımla amaçlanan eğitime katkıda, tam olarak bu şekilde özetlenebilir.

3.1. Rokette akış analizi

Analiz roket için, üretime geçmeden önceki son ve en önemli süreçtir. Doğru şekilde alınan analizler, roketin güvenilirliğini ve mükemmel yaklaşma çizgisini artırır. Verileri doğru girebilmek ve doğru etkileri gözlemlemek amacı ile Open Roket programı üzerinden alınan veriler ile değerlendirme yapmak en mantıklı olan değerlendirme şeklidir.

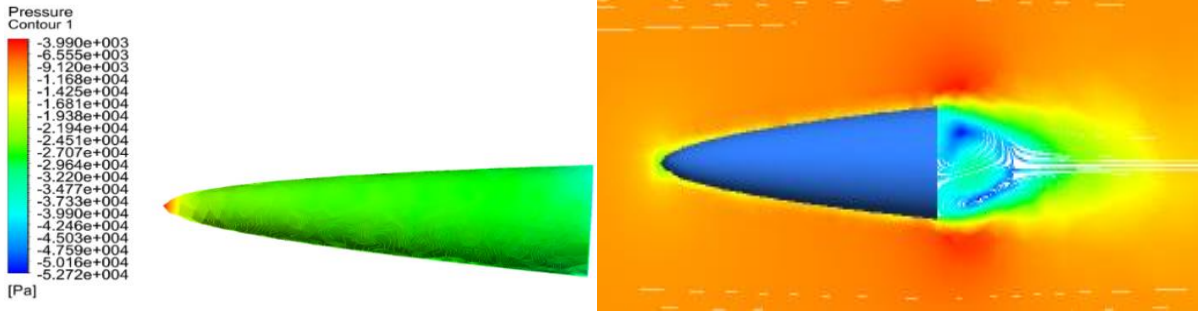
3.2. ANSYS burun konisi basınç analizleri

Burun konisinin malzeme seçimi yapılırken karbon fiber ve alüminyum arasında karşılaştırma yapılarak, tasarıma uygun olan avantajları yönüyle de alüminyum 7075 (T6) seri seçilmiştir. Alüminyum 7075 mukavemet ve üretim kolaylığı, çok verimli bir malzeme olması ve birden fazla üretim metodu kullanılarak üretilebilmesi açısından tercih edilmiştir. Şekil 17’de parabolik burun konisi basınç analizleri, Şekil 18’de ise kuvvet burun konisi basınç analiz veri sonuçları görülmektedir.



Şekil 17. Parabolik burun konisi analizleri

Kullanılması planlanan burun konisi serisini belirlerken birçok burun konisi modeli arasında değerlendirme yapılmış ve uçulan hız alanı aralığına uygun 2 burun konisi serisi arasında kıyaslama yapılmıştır. Bu seriler parabolik ve kuvvet serileridir. Parabolik ve $X^{1/2}$ Kuvvet serisi arasında roketin hızıyla beraber oluşan hava basıncına göre, ANSYS programından yapılmış olan basınç analizleri alınmıştır. Şekillerden de görüldüğü gibi parabolik seri seçmenin en önemli nedeni, sürüklenmeyi en aza indirmek ve böylelikle roket dinamiğini iyileştirmektir. Kuvvet serisinin tercih edilmeme sebebi ise; söz konusu serinin sürüklenmesinin, daha yüksek olması ve basıncı iyi dağıtamaması olduğu görülmüştür.



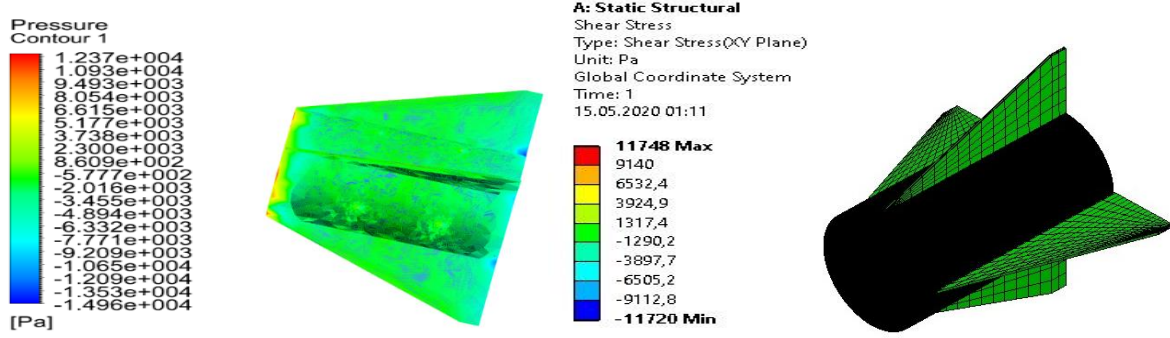
Şekil 18. $X^{1/2}$ Kuvvet burun konisi analizleri

Candidato ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada ise, burun konisi için seçilen şekil ogivaldir, çünkü üretimi kolay ve beklenen ses altı hızda düşük sürtünme sağlaması (Candidato ve ark., 2013) nedenleriyle tercih edilmiştir.

3.3. ANSYS roket kanatçıkların basınç ve statik analizleri

Analizin ilk aşamasında kanatçık malzemesi kıyaslaması yapılmıştır. Bu kıyaslama alüminyum ile ABS arasında gerçekleştirilmiştir. Kanatçık malzemesine yapılan basınç analizi sonucunda, alüminyumun ABS'ye oranla daha rijit olduğu ve uçuş dinamiğine pozitif yönde katkı sağlayacağı görülmüştür. Ayrıca alüminyumun yüzey kalitesi daha iyi olduğundan, akışın daha düzgün olacağı ve uçuş aerodinamiğine katkıda bulunulacağı ön görülmüştür. Bu sebeplerden dolayı yüksek maliyetine rağmen alüminyum malzemesi tercih edilmiştir. Analiz alınırken akış analizindeki kanat üzerine gelen kuvvetler gözlemlenerek kuvvet etkileri diğer analize yansıtılmıştır. Bu analizler sonucunda alüminyumun bu değerleri karşıladığı görülmüştür. Fakat malzeme seçimi sadece bu değerlere göre yapılmamıştır. Ayrıca roketin yere çarpma hızı göz önüne alındığında, maksimum 9 m/s hızla çarptığımız zaman en az hasar alındığı bilinmektedir. Maksimum bu hız ile yere çarpacak olan roketimizin, boş ağırlığı 20 kg olarak ele alınırsa; ortalama 150 N civarı bir kuvvet meydana geleceğinden, seçilen malzeme bu kuvveti karşılayabilecek niteliktedir. Kanat yapısı olarak yuvarlatılmış kanat profili ve airfoil kanat profili arasında seçim yapılırken türbülansa oluşabilecek akış, maliyet ve üretimi gibi parametreler dikkate alınmıştır. Sonuç olarak yüksek üretim zorluğu ve maliyeti göz önünde bulundurularak, airfoil kanat profili yerine daha az maliyetli ve kolay üretim

yapılabilen yuvarlatılmış kanat profili tercihi ön plana çıkmıştır. Şekil 19'da kanatçıkların basınç ve statik analizleri sonuçları verilmiştir.



Şekil 19.Kanatçık analizleri

Pektaş ve arkadaşları tarafından, 7 km irtifaya 8 kg yükü taşıyacak şekilde Open rocket programında tasarlanmış genel bir model rokette; kırılmış delta, kıvrımlı, yamuk ve üçgen şeklinde farklı dört kanatçık tipi için roket kararlılığı araştırılmıştır. 17 cm çapında ve 320 cm uzunluğunda ve kanatların ağırlığı hariç toplam kalkış ağırlığı 59.344 kg olan model roket çalışmasında tasarlanan kanat tipine karar vermede; farklı parametrelerin etkisi araştırılmıştır. Çünkü çok daha verimli bir kanat tipinin tasarlanmasında, kanat açıklık uzunluğu ve kalınlığının tüm farklı kanat türleri için sistemin kontrolünde nasıl etkili olduğu dikkate alınarak, bu çalışmadaki kanat tipine karar verilmiştir (Pektaş ve ark., 2019)

3.4. ANSYS gövde basınç analizi

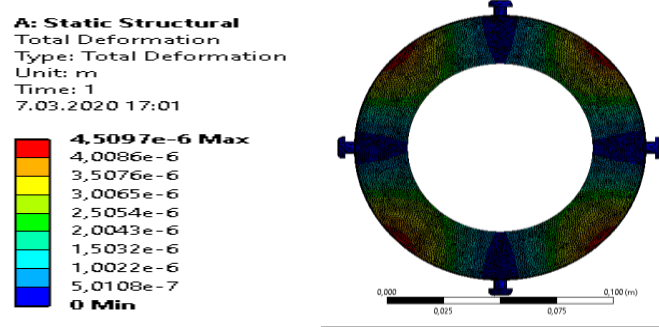
Gövde malzemesi için model roketçilikte kullanılan 2 temel malzeme (alüminyum ile karbon fiber) kıyaslaması yapılmıştır. Bu kıyaslamalarda aerodinamik özellikler ele alınmış ve gövde rijitliğine dikkat edilmiştir. Gövde malzemesi için basınç ve kuvvet analizleri alınmıştır. Bu analizler doğrultusunda roketin motorunun toplam itme kuvveti de göz önüne alınarak roketin uçuş esnasında yüksek ivmelere maruz kaldığı görülmüştür ($87,3 \text{ m/s}^2$). Bu ivmelere karşı rijit bir şekilde kalması ve aynı zamanda stabil bir uçuş gerçekleştirebilmesi için alüminyum malzeme tercih edilmiştir. Analizler alınarak yapılan değerlendirmeler sonucu Şekil.20'de görüldüğü gibi, rokette maksimum basınç kuvvetinin 11390 Pa olduğu tespit edilmiştir. Bu değer ve maksimum ivme göz önüne alındığında alüminyum gövdenin dayanıklı olduğu ve bu değerleri karşıladığı görülmüştür. Sonuç olarak düşük dayanıklılık ve ağırlığına rağmen maliyet düşünülerek alüminyum malzeme tercih edilmiştir.



Şekil 20. Roket gövde basınç analizi

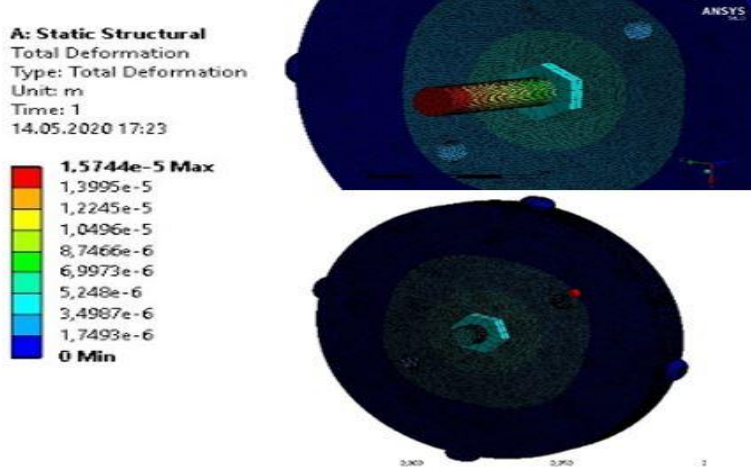
3.5. Ansys gövde içi yapısal desteklerin statik analizi

Şekil 21’de görülen, merkezleme yüzüğü için kolay işlenebilir ve maliyeti düşük bir malzeme olan alüminyum seçilmiştir. Alüminyum malzemesi için merkezleme yüzüğü üzerinde statik analiz alınmış ve alüminyumun merkezleme yüzüğü üzerine gelen kuvvetleri karşıladığı görülmüştür. Merkezleme yüzüğünün et kalınlığı 10 mm’dir. Görevi motor bloğu ile gövde bağlantısını sağlamaktır.



Şekil 21. Merkezleme yüzüğü statik analizi

Şekil 22’de görülen motor kolunun ve bulkhead’in malzeme seçiminde de; kolay işlenebilirlik, maliyet ve statik analiz sonuçları göz önüne alınarak alüminyum malzeme seçilmiştir. Analiz sonucunda alüminyum malzemeli motor kolunun, motorun itki gücüne dayandığı gözlemlenmiştir. Bu alanda sabitleme kısmı için, cıvata hesabı yapılmış ve uygunluğu gözlemlenmiştir. Bu parçaların gövdeye bağlanması çok önemli etkenlerden birisidir. Çünkü roket motorunun gücünü gövdeye aktaran ara eleman parçaları olduklarından, bağlantı noktaları iyi irdelenerek belirlenmelidir.

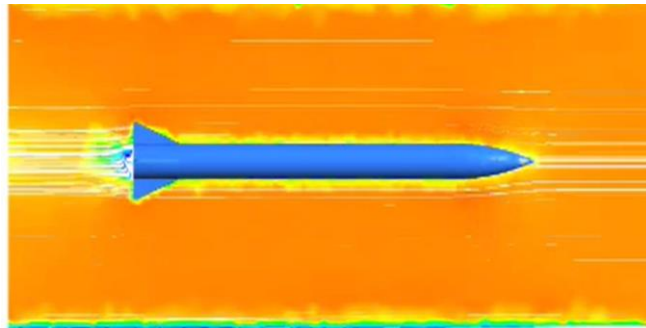


Şekil 22. Motor kolu ve bulkhead analizi

3.6. ANSYS roket bütününe akış analizi

Roketin motorun yanma olayı bittikten sonraki akışında oluşan türbülansları görebilmek için akışın roket üzerindeki etkileri incelenmiştir. Rokette oluşacak olan sürüklenme kuvvetinin sadece motorun yanması (itki süresi) bittikten sonra kanatların arka tarafında oluştuğu ve roketin dinamiğini çok etkilemediği gözlemlenmiştir.

Foster ve arkadaşları tarafından yapılan bir çalışmada, ANSYS Fluent kullanarak, basitleştirilmiş bir ince HPMR (yüksek güçlü model roket) gövdesinin CFD analizi, (modelin sürüklenme katsayısına önemli bir etkisi olmayacağı düşünülen kanatçıklar ve harici kamera muhafaza birimleri hariç olacak şekilde) roket bütününe uygulanacak şekilde simüle edilmiştir. Tıpkı bu çalışmada olduğu gibi, Şekil 23'deki gibi hız kontürlerinin, HPMR'nin üzerindeki statik basıncın çevredeki dinamik basınç ve hava hızı ne kadar artarsa, (HPMR 'nin hem ön ve hem arka uçlarında) o kadar arttığını göstermektedir (Foster ve ark., 2020). Tasarımı ve simülasyonu doğru olarak tamamlanmış bir model roket çalışmasının son kontrolü ise roketin bütününe uygulanan akış analiziyle kontrol edilerek Şekil.23'de görüldüğü gibi tamamlanmıştır.



Şekil 23. ANSYS akış analizi

Sonuçlar

Model roket tasarımı yapabilmek için bilinmesi gereken temel hususlar vardır ve bu hususlar göz önüne alınarak roket tasarımı yapılabilir. Ayrıca tasarım, düzgün yürütülmesi ve yönetilmesi gereken

bir süreç olduğundan, tasarım sürecinde kullanılan programların etkisinin de göz ardı edilmemesi gerekir.

Roket üzerindeki CP ve CG noktaları iyi irdelenmeli ve uçuşa etkileri iyice incelenmelidir. Bu noktalar aslında roketçilikte temel hususlardır. Doğru analiz teknikleri ve doğru araştırma yöntemiyle bir model roket kolayca üretilebilir. Ancak daha ileri seviyedeki bir roket için veya daha hızlı hız alanlarında uçacak roketler için hava aerodinamiği iyi irdelenmelidir.

Bu çalışmada roket akış analizi; burun konisi basınç analizleri, roket kanatçıklarının basınç ve statik analizleri, gövde basınç analizi, gövde içi yapısal desteklerin statik analizlerini içerecek şekilde akış analizleri irdelenmiştir. Bu analizlerle tasarım ve simülasyonun doğruluğu kontrol edildikten sonra, roket bütününe yönelik akış analizi ile motordaki yanma tamamlandıktan sonraki rokette oluşabilecek sürüklenme kuvvetinin roketin dinamiğine etkisinin kontrolü sağlanmıştır. Yapılan çalışmayla, doğru tasarım adımlarının takip edilmesi sonucunda roketin bütününe yönelik akış analizinin de olumlu sonuç vereceği tespit edilmiştir.

Roket malzeme seçimi yapılırken roket üzerindeki kuvvetler göz ardı edilmemelidir. Her ne kadar bu çalışmada, gövde malzemesi için alüminyum seçilmiş olsa da gelişen malzeme teknolojisi ile aynı yol izlenerek daha dayanıklı ve hafif malzemelerin kullanımının araştırılmasının, bu alanda yapılacak çalışmalara ivme kazandıracacağı kesindir. Bu nedenle malzeme seçiminin, hem roketin irtifasının artmasına hem de uçuş esnasındaki dinamik yüklere daha dayanıklı olmasına yardımcı olacağını belirtmek gerekir.

Roketi oluşturan elemanların malzeme seçimlerinin değiştirilerek, farklı malzeme kullanılması durumunda elde edilen analiz sonuçlarının, bu çalışmadaki analiz sonuçlarıyla karşılaştırılması sağlanabilir.

Bu çalışmada kullanılan tasarım parametrelerinden farklı tip burun konisi, kanatçık, gövde içi yapısal destek elemanları tasarımları kullanılarak, uygulanan parametrelerin roketin sürüklenmesine ve dinamiğine etkisi incelenebilir.

Akış analizleriyle simülasyonu yapılan bu çalışma, deneysel veya hobisel olarak yapılan roket çalışmalarında farklı irtifalara uygun roket modellerine uygulanabilir.

Bu çalışmayla, model roket tasarımı çalışmalarında yapılması gereken işlemler adım adım sunulmuş, bu konuda yapılacak yeni çalışmalara ışık tutması amaçlanmıştır.

Çıkar çatışması beyanı

Makale yazarları herhangi bir çıkar çatışması olmadığını beyan eder.

Araştırmacıların katkı oranı beyan özeti

Yazarlar makaleye %50 oranında katkı sağlamış olduğunu beyan eder.

Kaynakça

- Abdul Hamid AH., Salleh Z., Muhammad MA., Kamaludin K., Sujana MJ., Khamis MI. The effect of different designs of fins and nose cones towards the stability and performance of a sugar rocket. *International Transaction Journal of Engineering, Management, & Applied Sciences & Technologies* 2022; 13: 13A13J.
- Anonim 1. Space.com. Airbus' Adeline Project Aims to Build Reusable Rockets and Space Tugs. <http://www.space.com/29620-airbus-adelinereusable-rocket-space-tug.html>, 2015. (Erişim zamanı: Ekim, 2022)
- Anonim 2. https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020_model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf (Erişim Tarihi:15.10.2022)
- Anonim 3. https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasarımı (Erişim Tarihi:15.10.2022)
- Anonim 4. <http://www.oktanyumroket.com/yapim/kanat/kanatciklar.html> (Erişim Tarihi:15.10.2022).
- Asilyazıcı E. Model roket tasarımı. İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi, sayfa no:5, İstanbul, Türkiye, 2001.
- Azevedo FS. Knowing the stability of model rockets: A study of learning in interest-based practices. *Cognition and Instruction* 2013; 31(3): 341-374.
- Bilgiç HH., Coban S., Yapıcı A. Katı yakıtlı roket ALP-01 tasarımı, modellemesi ve simülasyonu. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi* 2019; 15: 511-518.
- Baloda Y., Jaiswal A., He X., Datye, A. Theoretical and experimental performance evaluation of shark-caved, sounder, and trapezoidal fins. *Proceedings of the National Conference On Undergraduate Research*, 26-28 March 2020, pp:115-122, Montana, Bozeman.
- Brown W., Wiesneth M., Faust T., Huynh N., Montalvo C., Lino K., Tindell A. Measured and simulated analysis of a model rocket. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering* 2018; 0(0): 1–15.
- Candidato R., Vallini LDL., Bach C. Static and dynamic analysis of the aerodynamic stability and trajectory simulation of a student sounding rocket. *University of Pisa aerospace engineering Master's Thesis*, pp 23-24, Pisa, Italy, 2013.
- Çetin F., Demirkan B., Kıvrak A., Ünler T. Katı yakıtlı model roket tasarımı ve uçuş simülasyonu, 3rd International Conference on Applied Engineering and Natural Sciences, 20-23 July, 2022, Konya, Turkey.
- Datye A. Fin optimization for enhanced flight performance of an experimental rocket. *Proceedings of The National Conference On Undergraduate Research*, 5-7 April 2018, pp: 700-705, Edmond, Oklahoma.
- Fischbach S., Majdalani J., Flandro G. and French J. Verification and validation of rocket stability integral transformations. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 10-13 July 2005, pp 1-15, Tucson, Arizona.

- Foster KF., Dohn PD., Cooper CY., Dings A., Fennick JH., George EM., LaPierre NJ., Moquin TF. Design and Integration of a High-Powered Model Rocket – I. AIAA Scitech 2020 Forum, 6-10 January 2020, pp 4-6, Orlando, Florida.
- Newlands R., Heywood, M. and Le A. Rocket vehicle loads and airframe design. *Aspirepace technical papers*, 2016; 1-38.
- Malyuta D., Collaud X., Gaspar M., Rouaze G., Pictet R., Ivanov A. and Mullin N. Active model rocket stabilization via cold gas thrusters., 1st Symposium on Space Educational Activities, 9-12 December, 2015, Padova, Italy.
- Mandell G., Caporaso, G., and Bengen W. *Topics in Advanced Model Rocketry*, MIT Press, 1973.
- Mistra AK., Gandhi K., Sharma K., Sumanth N., Teja YK. Conceptual design and analysis of two stage sounding rocket. *International Journal of Universal Science and Engineering* 2021; 7: 53-73.
- Nanditta RV., Das NK., Venkatesan A., Rohit R., Gowtham R., Nagulash Rahul B. and Glad SD. Structural design and analysis of high-powered model rockets using openrocket. *International Journal of Engineering Research in Mechanical and Civil Engineering* 2021; 6(8): 64-68.
- Niskanen S. Development of an open source model rocket simulation software. Master's Thesis of Helsinki University of Technology Faculty of Information and Natural Sciences, Chapter 3, Aerodynamic properties of model rockets, pp:15, May 2009, Finland.
- Pektas A., Haciabdullahoglu U., Ejder N., Demircan Z., Tola C. Effects of different fin shapes on apogee and stability of model rockets. 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), June 2019, Istanbul, Turkey.
- Quin J., Smead C. Determining the relationship between the velocity and drag coefficient of a model rocket. *Journal of Student Research* 2021; 10(3): 1-18.
- Rohini D., Sasikumar C., Samiyappan P., Dakshinamurthy, B., Koppula, N. Design & analysis of solid rocket using open rocket software. *Materials Today: Proceedings* 2022; 64: 425–430.
- Sarper H., Vahala L. Use of single stage model rockets to teach some engineering principles and practices to first year engineering and engineering technology students, ASEE Annual Conference & Exposition, June 14-17, 2015, pp: 1-31, Seattle, Washington.
- Solomon G., Abreham Y. Analytical Calculation on Rocket Stability 2020; 544-551.
- Suresh B. High powered rocket and non-pyro mechanism design. Academic Report, February 2021; 1-41.
- Varma AS., Satyanarayana GS., Sandeep J. Cfd analysis of various nose profiles. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering* 2016, 3(3): 2393-8609.
- Wickman, J. *How to make amateur rockets*. 2th ed. Wyoming: C.P. Technologies; 2003.