

Havadan Havaya Katı Yakıtlı Füze Tasarımı

Mustafa Ali AKDUMAN¹ Dursun KARTAL¹ Mustafa KABADAYI¹
Mustafa KARABACAK^{1,*} Muammer ÖZGÖREN¹

¹ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

*mkarabacak@erbakan.edu.tr (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
Makale Geçmişi Geliş: 31/05/2023 Kabul: 23/06/2023 Yayın: 30/06/2023 Anahtar Kelimeler: Roket Füze Tasarımı Havadan Havaya Füze Katı Yakıtlı Füze	Havadan havaya füze için katı yakıtlı roket tasarımı bu çalışmanın konusudur. Havadan havaya füze için tasarım amaçları belirlenmektedir. Havadan havaya füze tasarımı için en önemli tasarım amacının manevra kabiliyeti olduğu bilinmektedir. Manevra kabiliyetine etki eden pek çok tasarım parametresi olduğu bilinmektedir ancak manevra kabiliyetinin füzenin itki sistemiyle bağlantılı olan bir parametre olarak itki-ağırlık oranı olduğu bu çalışmada kabul görmüştür. Diğer tasarım amaçları menzil ve uçuş Mach sayısı olarak belirlenmiştir. Sigara tipi yakıt çekirdeği tasarımı bu çalışmada seçilmiştir. Bu tasarım amaçlarına ulaşmamızda etkili olacak tasarım parametreleri olarak yakıt çubuğu çapı, yakıt çubuğu uzunluğu ve yanma odası basıncı belirlenmiştir. Kompozit yakıt tipi tasarımı tasarım amaçlarına ulaşılmasını sağlamak için uygun görülmüştür. PBAN/AP/AL, CTPB/AP/AL ve HTPB/AP/AL yakıt çeşitleri tasarım seçenekleri olarak belirlenmiştir. Tasarım parametrelerini tasarım amaçları doğrultusunda belirlemek bu çalışmada gerçekleştirilmektedir. Bunun için tasarım parametrelerine bağlı olarak tasarım amaçlarının değişimi grafiklerle ifade edilmektedir. Öncelikli tasarım amacı olarak itki-ağırlık oranı alınmış ve daha az öncelikli tasarım amaçları olarak uçuş Mach sayısı ve menzil alınmıştır. Tasarım amaçlarına ulaştıracak tasarım parametrelerinin belirlenmesi için optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon yöntemi olarak meta-sezgisel algoritmalar seçilmiştir. Hız tasarım amacını belirlemek için sürükleme modeli literatürden elde edilmektedir. Bu modele bağlı olarak uçuş Mach sayısı belirlenmektedir. Literatürdeki roket malzemeleri tespit edilip tablo halinde ifade edilmektedir. Yakıt tipi ve malzeme seçimi tasarım amaçları doğrultusunda optimizasyon sonuçlarına bağlı olarak gerçekleştirilmektedir. Tasarım seçimleri ve tasarım parametreleri belirlenmesi optimizasyon yöntemiyle gerçekleştirilerek havadan havaya füze için katı yakıtlı roket kavramsal tasarımı gerçekleştirilmektedir. Yapılan çalışmalar doğrultusunda azami hızı 4.6 Mach ve 12.68 kilometre menzile sahip bir füze tasarlanmıştır. Tasarlanan optimum füzenin itki ağırlık oranı 16'nın üzerinde elde edilmiştir.

Air-to-Air Solid Propellant Missile Design

Article Info	ABSTRACT
Article History Received: 31/05/2023 Accepted: 23/06/2023 Published: 30/06/2023 Keywords: Rocket Missile Design Air-to-Air Missile Solid Propellant Rocket	Solid propellant rocket design for air-to-air missiles is the subject of this study. The most important design objective for an air-to-air missile is known to be maneuverability. It is known that there are many design parameters that affect maneuverability, but it is accepted in this study that maneuverability is a parameter related to the propulsion system of the missile, namely the thrust-to-weight ratio. Other design objectives are range and Mach number of flight. The cigarette type fuel core design was chosen for this study. Fuel rod diameter, fuel rod length and combustion chamber pressure were determined as the design parameters that will be effective in achieving these design objectives. The composite fuel type design was deemed appropriate to achieve the design objectives. PBAN/AP/AL, CTPB/AP/AL and HTPB/AP/AL fuel types were determined as design options. Determining the design parameters in line with the design objectives is carried out in this study. For this purpose, the change of design objectives depending on the design parameters is expressed graphically. The thrust-to-weight ratio is taken as the primary design objective and Mach number and range are taken as the lower priority design objectives. An optimization study was carried out to determine the design parameters that will achieve the design objectives. Meta-heuristic algorithms were selected as the optimization method. To determine the speed design objective, the drag model is obtained from the literature. Depending on this model, the flight Mach number is determined. Rocket materials in the literature are identified and tabulated. Fuel type and material selection are made based on the optimization results in line with the design objectives. Design choices and design parameters are determined by optimization method and conceptual design of solid fuel rocket for air-to-air missile is realized. In line with the studies, a missile with a maximum speed of Mach 4.6 and a range of 12.68 kilometers is designed. The thrust-to-weight ratio of the optimum designed missile is obtained above 16

Atf/Citation: Akduman, M. A., Kartal, D., Kabadayı, M., Karabacak, M. & Özgeren, M. (2023). Havadan Havaya Katı Yakıtlı Füze Tasarımı. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 27-47.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

* Havacılık Öğrencileri Sempozyumu'nda (HAVÖS'2023) bildiri olarak sunulmuştur.

1. TARİHÇE

Milattan önce 200'lü yıllarda Çin Hanedanlığı'nda roketler kullanılmıştır [1]. Mısırlı bilim insanı Hero, reaktif itme prensibinden yararlanarak Aeropili icat etti. Çinliler, barut ve bambu deneyleriyle geliştirilen roketlerle uzaya fırlatılan ilk roket motorunu yarattılar [2]. İngiliz ordusunda görev yapan Sir William Congreve, Congreve roketlerini geliştirerek Napolyon'a karşı mücadele etti [3]. Birinci Dünya Savaşı, savunma teknolojisinin hızla geliştiği bir dönemdi ve mobilite kazandırılmış roketler kullanılmıştır [4]. Sıvı yakıtlı roket motorları, Konstantin Tsiolkovsky, Wernher von Braun ve Robert H. Goddard gibi bilim insanları tarafından geliştirilmiştir [5]. Von Braun, A-4 roketi (V-2) ile uzay çağının başladığı kabul edilen bir fırlatma gerçekleştirdi [6]. İkinci Dünya Savaşı'nda modern füzelerin tasarımı hızlandı.

2. KATI YAKITLI FÜZE

Katı yakıtlı roket motoru (SPRE), hava solumayan bir motor türüdür ve askeri amaçlar için Çin'de kullanılmıştır. Katı yakıtlı roketler, kara baruttan yapılan bir yakıt bileşimi kullanır. Bu tür roket motorları ekonomik, güvenilir ve yüksek güvenlik seviyesine sahiptir. Yakıt, oksitleyiciler ve katkı maddelerinden oluşan itici gazın yanma odasında depolandığı ve desteklendiği tane adı verilen bloklardan oluşur. SPRE'nin toplam kütesinin büyük bir kısmını bu tanecikler oluşturur. Elektrik anahtarıyla ateşlendiğinde, itici gazın yüzeyinde yanma süreci başlatılır.

Tablo 1. Roket Motoru Başlangıç Birim Maliyetleri [7]

Roket Türü	\$/kg Kütle	\$/N İtki	\$/Ns Toplam İtki
Katı Yakıtlı	41.0	1.52	0.0171
Sıvı Yakıtlı	113.1	8.88	0.0445

Katı yakıtlı roketler basit tasarıma sahip olduğu için düşük maliyetlidir. Hibrit roketler, sıvı yakıtlı ve katı yakıtlı roketler arasında maliyet açısından orta seviyededir. Sıvı yakıtlı roketlerin geliştirilme maliyetleri ise katı yakıtlı roketlere göre daha yüksektir. Katı yakıtlı roketlerin kullanımı ve depolanması daha kolay ve uzun ömürlüdür. Ayrıca, sıvı yakıtlı roketlere göre daha güvenilirdir ve küçük patlama riskleri yoktur. Sıvı yakıtlı roketlerde yakıtın buharlaşması nedeniyle buzlanma sorunu yaşanabilir, bu da yakıtın hızla kullanılamaz hale gelmesine yol açar. Katı yakıtlı roketlerin bu özelliği, savaşa her an hazır olma gereksinimi olan ordular için önemlidir. Tüm bu faktörler göz önüne alındığında, katı yakıtlı roketler tercih edilen bir seçenek olmaktadır.

3. HAVADAN HAVAYA FÜZELER

Havadan havaya füzeler, teknolojinin ilerlemesiyle birlikte hava savaşlarında büyük değişimlere yol açan silah sistemleridir. Geleneksel it dalaşı kavramının yerini, uzun mesafelerden gerçekleşen ve teknolojik kabiliyetlerin önemli olduğu hava-hava muharebeleri almıştır. Soğuk savaş döneminde havadan havaya füzelerin kullanıma girmesiyle hava savaşları yeni bir aşamaya geçmiştir. Havadan havaya füzeler, görüş içi ve görüş ötesi olarak iki kategoriye ayrılır. Görüş içi füzeler yakın mesafede görülebilir hedeflere karşı kullanılırken, görüş ötesi füzeler radar sinyalleriyle algılanabilen ancak gözle görülemeyen uzaktaki hedeflere yöneliktir. Füzeler aynı zamanda pasif güdümlü ve yarı aktif radar güdümlü olarak sınıflandırılır.

Havadan havaya füzelerin sürekli olarak geliştirildiği ve farklı türlerinin, güdüm sistemlerinin, menzillerin ve atış parametrelerinin üzerinde çalışmaların yapıldığı bir sektördür. Bu gelişmeler, hava savaşlarında daha etkili ve keskin bir silah gücü sağlama hedefini taşır.

Tablo 2. AIM-9 ve AIM-120 Karşılaştırması [8]

	AIM-9 Sidewinder	AIM-120 AMRAAM
Uzunluk (cm)	302	365
Çap (mm)	127	178
Ağırlık (kg)	85,3	157,7
Azami hız (Mach)	2.5	4
Menzil (km)	1-35,4	50-160

A.AIM-9 Sidewinder

1960'lı yıllar itibariyle Türk Hava Kuvvetleri envanterine girmiş olan Sidewinderlar o yıllarda kullanılan ve ilk modeli olan AIM-9B ile ülkemize giriş yapmıştır. O dönem için yeni teknoloji olan ve Türk Hava Kuvvetleri'nin yeni satın aldığı F-5A ve F-104G uçaklarında kullanılmak üzere alınmıştır. İlerleyen yıllarda ülkemizin F-4 Phantom uçakları ile tanışmasıyla birlikte AIM-9P modeli kullanılmıştır. Günümüzde Hava Kuvvetlerinin gözdelelerinden olan F-16'ların hayatımıza girmesiyle birlikte ise AIM-9 füzelerinin L/M/S varyasyonları aktif olarak kullanılmaktadır.

B. Yerli Füzeler

Türk Hava Kuvvetlerinin havadan havaya füze ihtiyaçlarının sürekli olarak ithal olarak karşılanmasından dolayı 2013 yılından itibaren yerli havadan havaya füzeler için çalışmalar başlatılmıştır. Bu doğrultuda karşımıza Gökdoğan ve Bozdoğan çıkmaktadır. Tasarımcılığı TÜBİTAK-SAGE tarafından gerçekleştirilen bu iki füzenin de üreticisi Roketsan'dır.

Tablo 3. AIM-9 ve BOZDOĞAN Karşılaştırılması [9]

ÖZELLİK	AIM-9	BOZDOĞAN
Menzil (km)	1-35.4	25
Ağırlık (kg)	85,3	140
Azami hız (Mach)	2,5	4
Uzunluk (cm)	302	330
Çap (mm)	127	160

YAKIT

Katı yakıtlı roketlerde yanma, itici gazın silindirik iç deliği ve düz uç yüzeyinde gerçekleşir. Yanma odası duvarının büyük bir kısmı yanma süresi boyunca sıcak gazdan korunacak şekilde tasarlanır. Katı yakıtlı roketlerde nozul boğazı ile yakıt arasında yalıtım malzemesi bulunur. En iyi malzemeler genellikle boğaz bölgesinde kullanılırken, diğer bölgelerde daha hafif ve ucuz malzemeler tercih edilebilir. Yüksek performanslı katı yakıtlı roketler için tipik bir konseptte, boğaz bölgesinde kompozit malzeme kullanılır. Bu malzeme, yüksek sıcaklıkları tolere edebilir ve bir miktar soğutma sağlayacak şekilde tasarlanmıştır.

A. Katı Roketler için Yakıtlar ve Oksitleyiciler

Katı yakıtlar, homojen ve heterojen sistemler olmak üzere ikiye ayrılır. Homojen yakıtlar, yakıt ve

oksitleyici bileşenlerin moleküler seviyede birleştiği yakıt karışımlarıdır. Heterojen yakıtlar ise oksitleyici ve yakıt bileşenlerinin ayrı şekilde bulunduğu yakıtlardır, ancak yakıtın içindeki itici gaz yapısal olarak sağlam bir katıdır. Homojen katı yakıtlar, nitroselüloz ve nitrogliserin gibi bileşikler temel alınarak oluşturulur. Bu yakıtlar stabilizatörler, yanma hızı düzenleyicileri ve opaklaştırıcı ajanlar gibi diğer bileşenlere ihtiyaç duyarlar. Heterojen yakıtlar ise genellikle amonyum perklorat gibi katı oksitleyiciler ve alüminyum gibi yakıt bileşenleri kullanılarak oluşturulur. Bu yakıtların yanması daha yüksek alev sıcaklığı ve ikincil duman üretir. Yakıtların performansı ve karakteristik özellikleri, içerdikleri bileşenlerin oranına bağlıdır. Özet olarak, katı roket yakıtları farklı bileşenlerin kombinasyonu ile oluşturulur ve performansı artırmak için stabilizatörler, yanma hızı düzenleyicileri ve opaklaştırıcı ajanlar gibi diğer bileşenlere ihtiyaç duyarlar. DB, CP ve CMDB'deki tipik malzemelerin listesi Tablo 4'te gösterilmiştir.

Tablo 4. Çift Baz (DB), Kompozit (CP) ve Kompozit Modifiye Çift Bileşenleri Baz (CMDB) İtici [10]

ÖZELLİK	DB	CP	CMDB
"Fuel"	NC	PU, PBAN, PBAA, CTPB, HTPB	NC+HMX veya RDX
Oxidiser	NG	AP, AN	NG
Stabiliser	EC, 2NDPA	-	EC, 2NDPA
Plasticiser	DEP, TA	DOP, DOA, IDP	DEP, TA
Burn rate modifier	PbSa, LiF, Pb2EH, CuSt, PbSt	IDP, Fe ₂ O ₃ , nBF, CuCH, DnBF, LiF	-
Metal Fuel	Al, Mg	Al, Mg, B	Al, Mg
Curingagent	-	TDI, MAPO, IPDI	-
Wettingagent	-	Lecithin	Lecithin
Stability additive	Metal	Metal	Metal

Oksitleyicilerin gücü ve yakıtların kolaylığı, bileşiklerin karakteristik özelliklerini belirler. Oksijen, klorürden daha güçlü bir oksitleyicidir, ancak florun toksik ve aşındırıcı olması nedeniyle kullanılmaz. Yakıt olarak hidrojen, karbondan daha kolay oksitlenir. Alüminyumun tamamen oksitlenmesi için daha yüksek sıcaklıklara ihtiyaç vardır ve bu süreç alüminyum oksit kaplaması oluşturarak gerçekleşir. Yakıt tahmini yapmak için, tüm oksijenin hidrojeni suya ve karbonu CO veya CO₂'ye dönüştüreceği varsayılır. Kalan karbon, artık yakıt değeri olarak kabul edilir. Eğer oksijen fazlaysa, tüm hidrojen suya ve tüm karbon karbondioksit şeklinde oksitlenir ve kalan oksijen oksitleyicinin kütlesine dahil edilir. Amonyum perklorat (AP) durumunda, klorürün oksitleme sürecinde oksijenle rekabet ettiği düşünülerek, hidrojenin yarısının HCl'ye dönüşeceği ve geri kalanının suya dönüşeceği varsayılır.

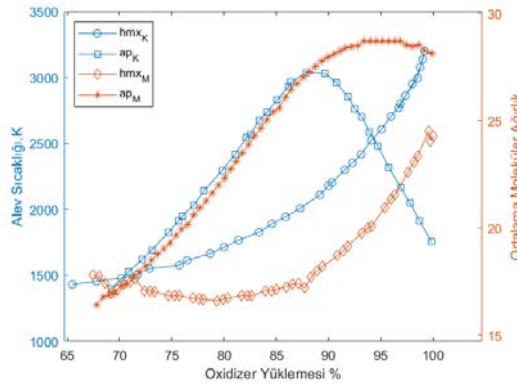
Tablo 5. Aktif bileşenlerin bileşimi ve özellikleri [11]

Malzeme	Kimyasal Formül	F ya da Ox, %	Durum(300K)	ρ_p kg/m ³	ΔH_f kJ/mole
NC	$C_8H_7F_5O_2(NO_2)_{2.45}$	F, 12.9	Katı	1660	-670.6
NG	$C_2H_5O_2(NO_2)_3$	Ox, 0.04	Sıvı	1660	-400.6
AP	NH_4ClO_4	Ox, 31.0	Katı	1950	-296.1
AN	NH_4ClO_2	Ox, 20.0	Katı	1730	-327.6
RDX	$C_3H_5N_3(NO_2)_3$	F, 20.0	Katı	1820	61.5
HMX	$C_4H_8N_4(NO_2)_4$	F, 20.0	Katı	1900	75.0

AP, diğer katı yakıtlara kıyasla daha yüksek bir oksitleyici değere sahiptir ve yüksek yoğunluğa sahip olduğu için iyi bir seçimdir. RDX ve HMX benzer element oranlarına sahiptir, ancak farklı grup sayılarına sahiptirler. NG, NC'ye kıyasla daha reaktiftir ve yanma ürünleri daha düşük molekül ağırlığına sahiptir. AN, reaktif bir oksitleyici değildir ve alev sıcaklığı en düşüktür.

B. Termokimyasal Performans

CP durumunda, I_{sp} 'deki zirve propellanttaki AP'nin yaklaşık %90'ında meydana gelir. Alüminyumun tanıtılması, moleküler ağırlıktaki marjinal bir değişiklikle alev sıcaklığı %10 artırır, böylece I_{sp} %5 artar. CMDB propellantlar, DB propellantlarının performansına kıyasla CP seviyesine veya bazı durumlarda biraz daha iyi bir performans gösterir. CMDB propellantlarının ortaya çıkmasının daha önemli nedeni, RDX/HMX kullanarak az dumanla CP'nin performansına eşitlik sağlamaktır. AP, kendi başına yüksek enerji içeriği sağlamayan bir oksitleyicidir ancak Şekil 1'den anlaşılacağı üzere yüksek oksitleyici yüklemesi ile düşük sıcaklıklarda kararlı hale dönüşürken HMX ise yüksek oksitleyici yüklemesi ile kararlılığı daha yüksek sıcaklıklarda ele almaktadır. AP, diğer yakıt bileşenleriyle birleştirildiğinde yüksek enerji verimliliği elde edilebilir. HMX, yüksek enerji içeriğine sahip bir oksitleyicidir. AP, stabil ve dayanıklı bir oksitleyicidir. Uzun süre depolama koşullarında kararlı kalabilir. HMX, yüksek sıcaklıklara ve darbelere karşı dayanıklıdır. AP, kompozit yakıtlarda daha yaygın olarak kullanılan bir oksitleyicidir. HMX ise daha çok askeri patlayıcılar için tercih edilen bir bileşiktir. Kompozit yakıtların tasarımı ve bileşen seçimi karmaşık bir süreçtir. Seçilen oksitleyici, yakıt matrisi ve diğer katkı maddeleri performans, güvenlik ve işlenebilirlik açısından dikkate alındığında AP oksitleyicinin kullanılması kararlaştırılmıştır.



Şekil 1. AP ve HMX'e dayalı alev sıcaklığı ve ortalama moleküler ağırlık [12]

C. Yakıt Tipi Seçimi

DB2, daha yüksek bir enerji içeriğine sahip bir itici madde olduğundan DB1 ve DB3'e göre daha yüksek bir yanma hızına sahiptir. Bu etki "yanma hızı modifikatörü" etkisinden kaynaklanmaz.

Yüksek basınçta yanma hızını göstermek için referans koşulu seçilmiştir. Çünkü çoğu itki sistemi yüksek basınçlarda çalışır ve dolayısıyla yüksek basınçtaki davranış daha önemlidir. Bazı yakıtların basınçla değişen indeksleri olduğundan, önemli olan daha yüksek basınçlardaki indekstir. AP ve HMX gibi monopropellantlar göreceli olarak yüksek indekslerle yanarlar. DB yakıtlarının basınç indeksleri,

monopropellanların nedeniyle benzer şekilde, kompozit yakıtlardan daha yüksektir. Yanma hızının sıcaklık duyarlılığı genellikle DB yakıtlarında daha yüksektir. Kompozit modifiye edilmiş yakıtlarda, AP kullanımı basınç indeksini azaltırken, özgül impulsu artırmak için HMX kullanımı basınç indeksini önemli ölçüde artırır.

Tablo 6'da görüldüğü gibi katkı maddeleriyle yapılan yanma hızı davranışı değişiklikleri, bir bütün olarak mümkün olan değişikliklerin küçük bir alt kümesidir. Katkı maddeleri kullanılarak normalde sınırlı bir basınç aralığında yanma hızı değişmeyen bir etki, platonizasyon denilen bir etki yaratılabilir. Bu etki özellikle DB iticili yakıtlarda belirgin olarak görülür. Tablo 6'da 7 numaralar yakıt, Hidroksil-terminatedpolybutadiene (HTPB) bazlı bir katı yakıt türüdür ve birçok roket motoru tasarımında kullanılmaktadır. Tabloda verilen verilere bakıldığında, HTPB bazlı yakıtlar diğer katı yakıtlarla karşılaştırıldığında orta düzeyde bir yanma hızına sahiptir. Bununla birlikte, HTPB hazlı yakıtlar, farklı sıcaklık ve basınç koşullarında tutarlı bir performans sergileyen ve depolanması kolay olan yakıt türlerinden biridir. Tablo 6'da 7 numaralı yakıt çeşidinin seçilmesinin nedenleri arasında, orta seviyede yanma hızı, stabil bir performans göstermesi ve depolanması kolay olması gibi faktörler sayılabilir.

Ammonium Perchlorate (AP), yüksek oksijen içeriği ve enerji yoğunluğu sayesinde yakıtın yanmasını hızlandıran bir oksitleyici maddedir. Alüminyum (Al) ise yanıcı bir madde olarak kullanılır ve yakıtın yanmasını hızlandırarak motor performansını artırır. AP ve Al birlikte kullanıldığında, yüksek enerji yoğunluğu ve hızlı yanma özellikleriyle yüksek performanslı katı yakıtlı roket motorlarının oluşturulmasına yardımcı olurlar. PBAN/AP/Al yakıtı düşük yoğunluğa ve düşük sıcaklıkta yanabilme özelliğine sahiptir, ancak düşük yanma hızıyla yüksek hızlı roketlerde kullanımı zordur. CTPB/AP/Al yakıtı yüksek yanma hızına sahiptir, ancak istikrarsızlık sorunu vardır. HTPB/AP/Al yakıtı ise yüksek yanma hızı ve daha iyi istikrar özellikleriyle daha güvenli bir seçenektir, ancak düşük sıcaklıkta yanma hızı düşüktür.

Tablo 6. Katı yakıtların basıncı ve başlangıç sıcaklığı ile yanma hızı davranışı [13]

Malzeme		a_{70} mm/s (atm) ⁿ	n	σ_T %/K
1	AP	7.9	0.77	0.20
2	HMX	10.0	0.93	0.20
3	DB1 (44NC+43NG+11DEP+2EC)	7.0	0.72	0.56
4	DB2 (56NC+40NG+4DEP)	10.0	0.58	0.34
5	DB3 (50NC+37NG+13DEP)	7.3	0.82	0.62
6	CP1 (80AP+20HTPB)	7.5	0.38	0.25
7	CP2 (68AP+18AL+14HTPB)	6.7	0.42	0.32
8	CP2 + 0.25 IO – 0.25AP	8.3	0.49	0.34
9	CP2 + 0.50 IO – 0.50AP	8.9	0.51	0.36
10	CP2 + 1.00 IO – 1.00AP	9.8	0.54	0.37
11	CP2 + 2.00 IO – 2.00AP	10.3	0.55	0.38
12	CP2 + 0.25 CC – 0.25AP	12.0	0.43	0.26
13	CP2 + 3.00CC – 3.00AP	15.0	0.44	0.28
14	CP3 (80HMX+29HTPB)	1.9	0.64	0.55
15	CMDB1 (DB1+30AP)	15.0	0.40	0.54
16	CMDB2 (DB1+30HMX)	6.5	0.83	0.54

Tablo 7. Polimer/AP/Al Türü Yakıtların Genel Özellikleri [14]

Yakıt	PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	HTPB/AP/Al
Özgül ısılar oranı	1.18	1.2	1.142
Alev sıcaklığı (K)	3480	3246	3328.9
Yoğunluk (kg/m^3)	1772	1747	1770
Mol Kütlesi ($gram/mol$)	27.8	26.92	27.4
Yakıt Yanma Hızı Parametresi	3.912	17.456	4.986
Yanma Hızı Basınç İndeksi	0.33	0.40	0.30

4. İTKİ

A. Karakteristik Hız

Karakteristik hız, roket motorunun gerçekleşen yanmanın performansını ölçen bir parametredir. Bu ölçüm, roketin itme gücü ve performans potansiyelini belirlemede önemli bir faktördür ve lüle tasarımından bağımsızdır. Karakteristik hız, yakıt özelliklerine bağlı olarak belirlenir ve yanma odası tasarımının zayıf bir etkisi vardır. Yanma odası sıcaklığı, genellikle adyabatik alev sıcaklığı olarak kabul edilir ve mevcut tasarım aşamasında karakteristik hız sadece yakıt özelliklerinin bir fonksiyonu olarak ele alınır. Karakteristik hız, farklı yakıt tiplerinin karşılaştırmak için kullanılan bir ölçüttür.

$$c^* = \frac{\sqrt{k^* \frac{R}{M_w} T_c}}{k^* \sqrt{\frac{2}{k+1}}^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (1)$$

- k , özgül ısılar oranı
- R , evrensel gaz sabiti $8314 (kg \ m^2 / s^2) / (^{\circ}K \ mol)$
- T_c Yanma odası sıcaklığı (Adyabatik alev sıcaklığı kullanılacaktır)
- M_w İse yakıtın moleküler ağırlığıdır.

Tablo 8. Yakıt tiplerine göre karakteristik hız verileri [14]

Yakıt Tipi	Karakteristik Hız (m/s)
PBAN/AP/AL	1583
CTPB/AP/AL	1544
HTPB/AP/AL	1578

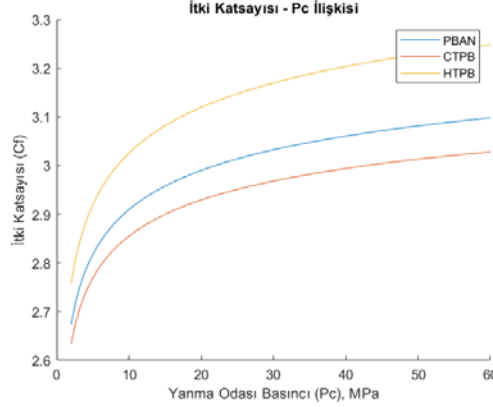
B. İtki Katsayısı

İtki katsayısı, bir roket motorunun performansını tanımlayan bir parametredir. Aşağıda verilen formül (2)'de, itki katsayısını hesaplarken kullanılan bir denklemdir. Bu denklemde, C_f sembolüyle temsil edilen itki katsayısı, yakıt özgül ısıları oranına (k), lüle alan oranına (A_e/A_t), yanma odası basıncının lüle

çıkış basıncına (P_e/P_c) oranına ve diğer sabitlere bağlı olarak hesaplanır.

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

İtke katsayısı, optimum değerini lüle çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu noktada alır. Bu noktada, itkinin maksimum verimlilikle üretildiği kabul edilir. İtke katsayısı, roket motorunun verimliliğini, itme gücünü ve performansını belirlemek için kullanılan bir ölçüttür. Daha yüksek bir itke katsayısı, daha yüksek bir itme gücüne ve daha iyi performansa işaret eder.



Şekil 2. İtke katsayısı- yanma odası basıncı ile değişimi [14]

C. Yanma Hızı

Katı yakıtlar hem yakıt hem de oksitleyici bileşenleri taşıdığından, inert bir atmosferde veya yanma ürünleri atmosferinde kendiliğinde yanarlar. Yakıtın yanma geometrisindeki en önemli özellik, yanma yerel yüzeye dik olmasıdır. Bu, bir düzlem yüzeyin düzlem bir şekilde geri çekileceği anlamına gelir. Geri çekilmenin gerçekleştiği hız, yanma hızı olarak adlandırılır.

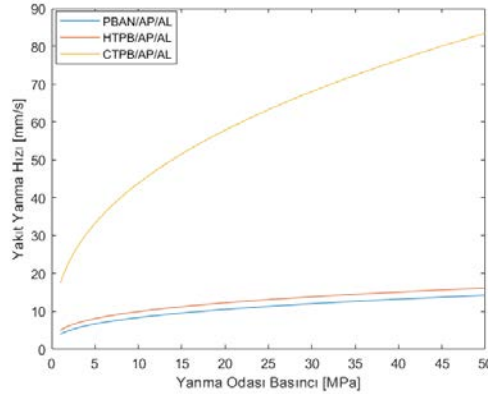
Yanma hızını Saint-Robert kuvvet yasasıyla aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür. Burada n yanma hızı basınç indeksi, a ise 1 atm'deki yanma hızı parametresidir ve P_{cs} ise statik basınçtır.

$$\dot{r} = a * (P_{cs})^n \quad (3)$$

Tablo 9. Polimer/AP/Al Türü Yakıtların Genel Özellikleri [14]

Yakıt	PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	HTPB/AP/Al
Özgül ısılar oranı	1.18	1.2	1.142
Alev sıcaklığı (K)	3480	3246	3328.9
Yoğunluk (kg/m^3)	1772	1747	1770
Mol Kütle (gram/mol)	27.8	26.92	27.4
Yakıt Yanma Hızı Parametresi	3.912	17.456	4.986
Yanma Hızı Basınç İndeksi	0.33	0.40	0.30

Tablo 9’da verilmiş olan yakıt yanma hızı parametresi ve yanma hızı basınç indeksleri kullanılarak değişken yanma odası basıncına göre yakıt yanma hızı Şekil 3’te gösterilmiştir.

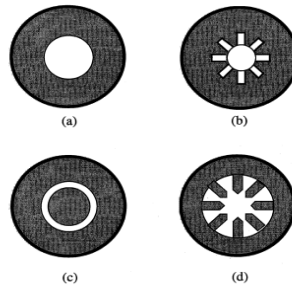


Şekil 3. Yanma hızının farklı yakıt türlerinde yanma odası basıncıyla değişimi [14]

D. Yakıt Yerleşimi

Oda içindeki basınç ve itki, yanma madde tüketim hızına bağlıdır. Silindirik bir grainin lineer yanması sabit bir itki üretir ancak sınırlı bir yanma alanına sahiptir ve termal hasar riski vardır. Boş silindirik şeklindeki bir yükleme ise daha büyük bir yanma alanı sağlar, daha yüksek bir itki üretir ve yanmamış tahılların duvarı sıcak gazlardan izole etmesini sağlar. Sabit bir itki için tahılın iç çapı dişli şeklinde oluşturulabilir ve yanma alanı zamanla artar. En az bir konik segmentin profilinin kullanılması, erozyonlu yanmayı hafifletmek ve itki profilini müdahale etmek için yaygındır.

Şekil 4’te farklı tipte itki yakıt çekirdekleri görülmektedir. A tipi “büyüyen (progressive)” olarak adlandırılır ve doğrusal bir şekilde artan bir yanma alanı, kütle akış hızı ve itki üretir. B tipi ise diş şeklinin etkisiyle başlangıçta geniş bir yanma alanına sahiptir, ancak dişler yanarken yanma alanı azalır. C tipi tamamen düz bir itki profili oluşturur, çünkü yanma iç çubuğun dış yüzeyinde ve dış silindirin iç yüzeyinde gerçekleşir. D tipi ise dar kanatçıklara sahip yanıcı maddeler kullanılır ve başlangıçta yüksek bir yüzey alanıyla yüksek bir itki üretir, ancak zamanla düşük ve yavaşça artan bir itkiye dönüşür. Büyük çaplı yanma kesitlerinde, alan değişimi daha yavaş olur.



Şekil 4. Farklı yakıt çekirdeği tipleri [15]

Ortam sıcaklığı, yanma hızı ve itki profili üzerinde önemli bir etkiye sahiptir, özellikle katı yakıt roketlerde. Sıvı yakıtlı roketlerde yakıt ve beslenme hızı dış etkilerden değil, yanma odasındaki koşullardan belirlenir. Ancak katı yakıtlarda durum farklıdır. Yakıtın yanma yüzeyinden buharlaşma hızı, malzemenin ısınma hızına bağlıdır. Bu da yanma tarafından sağlanan ısı besleme hızı ve yanıcı maddenin sıcaklığına

bağlıdır.

Tablo 9'daki verilere göre, kontrol tasarımı açısından ağırlık merkezinin zamanla değişim parametresi önemlidir. Sigara tipi yakıt yerleşimi, bu parametre açısından dezavantajlıdır. Ancak menzil gereksinimi düşünüldüğünde, menzil itkinin karekökü ile ilişkilidir ve yanma süresi de menzil üzerinden etkilidir. Ayrıca, yüksek ağırlık oranıyla tasarlanan sigara tipi yakıt yerleşimi, verimli bir tasarım için sınırlı hacim gereksinimini karşılamada avantaj sağlar. Sonuç olarak, sigara tipi yakıt yerleşimi, kontrol tasarımında bazı dezavantajlarına rağmen tercih edilmiştir.

Tablo 10. İtkinin Zamanla Sabit Bir Değere Ulaştığı Yakıt Yerleşimlerinin Özellikleri [14]

Konfigürasyon	Ağ oranı	Hacim Oranı	Yanma Karakteristiği	Kütle Merkezi Yer Değişimi
Sigara tipi	>1.0	0.90-0.98	Sabit kalan	Büyük
İçten yanmalı tüp	0.5-0.9	0.80-0.95	Sabit kalan	Küçük ve orta seviye arası
Bölünmüş tüp	0.5-0.9	0.80-0.90	Sabit kalan	Küçük
İç yıldız	0.3-0.6	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Vagon Tekerleği	0.2-0.3	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
Dentrit	0.1-0.2	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
İçten-dışardan yanmalı tüp	0.3-0.5	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Çubuk ve tüp	0.3-0.5	0.60-0.85	Sabit kalan	Küçük
Köpek kemiği	0.2-0.3	0.70-0.80	Sabit kalan	Küçük

E. Roket Motoru Performansı

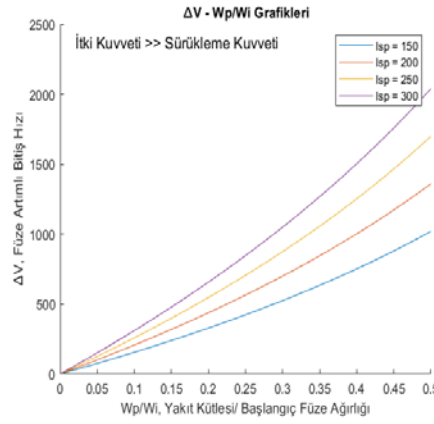
Şekil 17, roketin artımsal hızının itici madde ağırlık oranı ve özgül itki fonksiyonu olarak ilişkisini göstermektedir. Denklem şu şekildedir;

$$\Delta V = -g_c * I_{sp} * \ln \left(1 - \frac{W_p}{W_t} \right) \quad (4)$$

Şekil, itme kuvvetinin sürtünmeden çok daha büyük olduğu yüksek itme motoru varsayımına dayanmaktadır. Hipersonik Mach sayısı, itici madde ağırlığının füze fırlatma ağırlığının yarısından fazla olduğu durumlarda düşük hızlı bir fırlatma ile elde edilebilir. Ayrıca, daha yüksek özgül itki yanma sonucu hızı sağlar. Daha yüksek özgül iki aynı zamanda daha yüksek yanma sonucu hızı verir (Fleeman, 2001).

Temel füze için, fırlatma ağırlığı 213 kg'dır. İtki için kullanılan yakıt ağırlığı 36.22 kg'dır ve itki sırasındaki özgül itki değeri 200 saniye olarak belirtilmiştir. İtki tarafından sağlanan maksimum artımsal hız 100 m/s olarak hesaplanmıştır.

Tipik bir fırlatma koşulu için, 20000 ft (6096 m) yükseklikte Mach 0.8 hızında olan fırlatma hızı 820 ft/s (250 m/s)'dir. Bu durumda teorik olarak itişin sonunda ulaşılacak hız 920 m/s olur. Ancak, sürtünme nedeniyle gerçek itişin sonunda hız daha düşüktür.



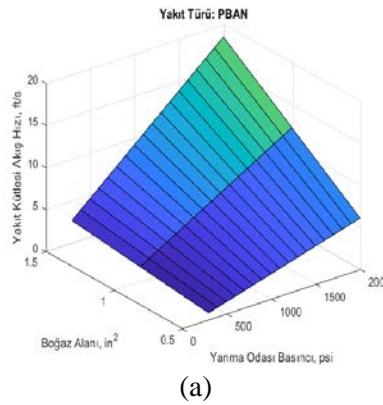
Şekil 5. Yakıt kütle/başlangıç füze ağırlığının füze artırımını bitiş hızı ile değişimi

Şekil 6'de gösterildiği gibi, istenen yakıt akış hızını sağlamak için gerekli nozul boğaz alanı A_t 'dir.

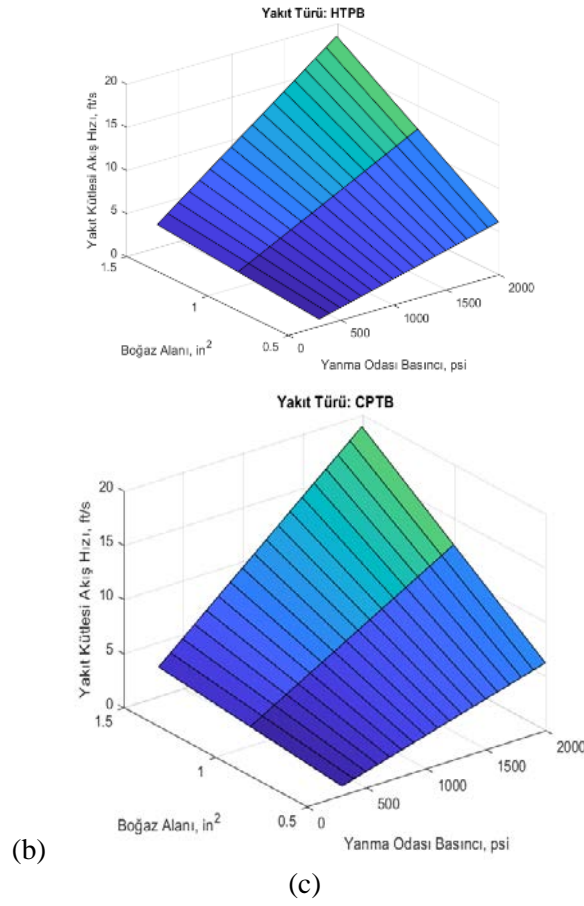
Denklem şu şekildedir;

$$\dot{w}_p = A_t * g_c * p_c / c^* \quad (5)$$

Burada önemli bir kriter, gereken boğaz alanı A_t , tasarım yakıt yanma hızı ve karakteristik hız değerlerinin artmasıyla artmasıdır.



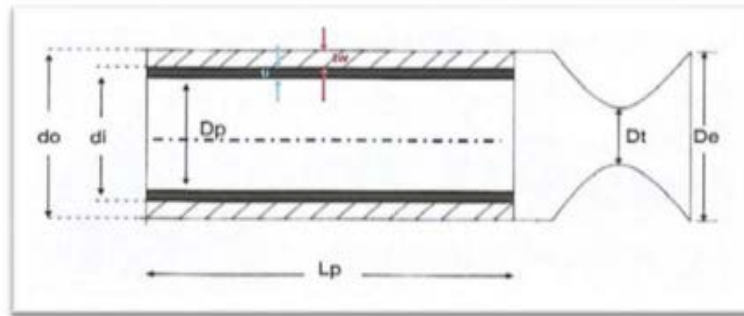
(a)



Şekil 6. Yakıt kütleli akış hızı, boğaz alanı ve yanma odası basıncı ile değişimi

5. Yapısal Ağırliklar

Motor borusu malzemesinin seçimi ve kalınlığının belirlenmesi için tasarlanan roket kesit resmi Şekil 7’de gösterilmiştir.



Şekil 7. Roket motorunun ölçeklendirilmesi [16]

Roket motoru borularının malzemesi olarak, sıcaklığa dayanıklı ve mekanik dayanım sınırı yüksek, aynı zamanda maliyeti düşük ve kolayca elde edilebilen çelik alaşımları kullanılmaktadır. Bu amaçla, Tablo 11’de gösterilen çelik alaşımları kullanılır. Bu alaşımların dayanım sınırının yoğunluğa oranı, motor borusunun ne kadar hafif olacağını belirler ve bu nedenle seçim yaparken bu özellik göz önünde bulundurulmalıdır. Tablo 11’deki verilere göre, en yüksek dayanım sınırına sahip alaşım maryaşlanma çeliğidir. Bu nedenle, roket motoru boruları için en uygun seçim, maryaşlanma çeliği olacaktır.

Tablo 11. *Roket Motorunda Kullanılan Malzemelerin Genel Özellikleri (Oda Sıcaklığında) [14]*

Malzeme	Dayanım Sınırı (MPa)	Yoğunluk (kg/m ³)
2014-T6(Alüminyum alaşımı)	469	2768
T178-T6(Alüminyum alaşımı)	579	2768
AISI 4340(Çelik alaşımı)	1792	7750
5Cr- Mo- V(Çelik alaşımı)	1792	7750
18Ni- Co-Mo(Maryaslanma çeliği)	2139	8027
300 M(Çelik alaşımı)	1862	7750
Ti-6Al-4V(Titanyum alaşımı)	1172	4457
Ti-13V-11Cr-3Al(Titanyum alaşımı)	1310	4844

Maryaslanma çelikleri, uzun menzilli füzelerin motorlarında ve yapılarında kullanılan çeliklerdir. Bu çelikler, düşük karbon içeriği ve yüksek mukavemet özellikleri ile bilinir. Martensit dönüşümü ve çökelme sertleşmesi yöntemleriyle elde edilen yüksek mukavemete sahiptirler. Nikel, kobalt, molibden gibi elementlerin yanı sıra titanyum ve alüminyum da içerirler. Martensit hale getirilen çelikler sünek ve işlenebilir özelliktedir ve yaşlandırma işlemiyle daha da yüksek mukavemete ulaşır.

Tablo 12. *Maryaslanma Çeliğinin Genel Özellikleri [14]*

Yoğunluk (kg/m ³)	8027
Isıl iletim katsayısı (W/(m.K))	25.55
Dayanım Sınırı (MPa)	2139
Maksimum Operasyon Sıcaklığı (K)	800

A. Yapısal Ağırlıkların Belirlenmesi

Motor borusunun kütlesi aşağıda gösterildiği gibi belirtilebilir [16].

$$m_{boru} = \pi * \rho_s * (\beta + 1) * d_r^2 * D_p^3 * (Q + 1) \quad (6)$$

Burada;

$$Q = \frac{t_w}{d_i}$$

$$\beta = \frac{L_p}{D_p}$$

$$d_r = 1 + 2 * \frac{t_i}{D_p}$$

Ateşleyici, Ateşleyici ve lülenin motor bağlantısı, lüle, kanat ve kuyruk hamili kütlesini istatistiki bilgilerden yararlanarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür [16].

$$m_{A+L+KH} = \frac{\pi}{4} * \rho_s * d_i^2 * 10 * t_w$$

Yakıt kütleini aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür [16].

$$m_p = \frac{\pi}{4} * \varphi * \beta * \rho_p * D_p^3 \quad (8)$$

Burada φ , yükleme yoğunluğu sigara tipi yanmalı çekirdek yapılarında bire eşittir [16].

Tasarımını yaptığımız torpidonun savaş başlığı ve diğer görev ekipmanları dâhil 21,2 kg faydalı yük taşıyacağı kabul edilir.

6. AVİYONİK SİSTEMLER

A. Güdüm Kontrol Sistemleri (GCS)

Kısa menzilli füzeler, bir arayıcı düzeneği, elektronik bir aksam ve servo sistemi içeren üç ana tertibattan oluşur. Arayıcı düzeneğe hedefi saptar ve izlerken, elektronik aksam bu bilgileri işler. Servo sistemi ise elektrik izleme sinyallerini kanatçıkların mekanik hareketine dönüştürür. AIM-9x gibi füzelerde WGU 4A/b Güdüm kontrol sistemi kullanılmaktadır ve benzer bir sistem, tasarlanan füze için de uygun görülmüştür.

B. Hedef Dedektörleri

Bu projede kullanılması planlanan hedef dedektörü DSU-15B'dir [17]. DSU-15B, dar ışıklı, aktif optik yakınlık sensörlü bir tapan sistemidir. Ana bileşenleri, dört dar huzme yayan bir verici, lazer alıcısı, sinyal işleme devresi ve termal pil içerir. Tasarlanan füzede değiştirilebilir bir hedef dedektörü sistemi kullanılmaktadır. Hedef dedektörünün ağırlığı 9.4 kilogramdır.

C. Güvenli Teçhizat Donanımı

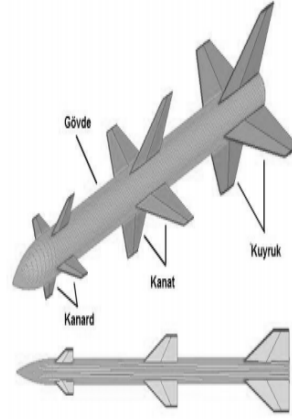
Bu projede, füzeyi güvenli bir mesafede devreye almak ve savaş başlığını patlatmak için kesintili patlayıcı düzeneğe, ivmeli teçhizat düzenekleri ve elektrik anahtarları içeren bir donanım tasarlanmıştır. Bu donanım için güvenli teçhizat olarak Mk.13 Mod 2 kullanılmıştır. Mk.13 Mod 2'nin ağırlığı 226,8 gram olarak belirlenmiştir.

D. Harp Başlığı

Bu projede, füze üzerine yerleştirilen harp başlığı, mühimmatın yıkım gücünü sağlamaktadır. Harp başlığının ana bileşenleri arasında bir kasa tertibatı, iki güçlendirici plaka, yüksek oranda patlayıcılar, fünye ve parçalanma çubukları bulunmaktadır. Bu projede tercih edilen harp başlığı WDU-17/B'dir ve net kütlesi 12 kilogram olarak belirlenmiştir.

7. STABİLİZASYON ve KONTROL SİSTEMLERİ

Havadan havaya füzelerde stabilizasyon önemlidir. Kararlı bir uçuş için basınç merkezi (C_p), ağırlık merkezinin (C_g) gerisinde olmalıdır. Sabit kanatlar genellikle yeterli kararlılığı sağlamak için kullanılır ve hareketli kontrol yüzeylerine göre daha basit ve ekonomiktir. Füzelerde kullanılan stabilizasyon sistemleri çeşitli yöntemlerle gerçekleştirilebilir.



Şekil 8. Farklı Stabilizasyon Sistemleri [18]

A. Kanat Profilleri

Kanat profilleri füze uçuş performansını doğrudan etkiler. Doğru bir kanat profilinin seçimi, kullanım amacı, hız, maruz kalınan kuvvetler gibi faktörleri dikkate alınarak yapılmalıdır. Günümüzde birçok farklı kanat profili mevcuttur ve uygun olanı seçmek önemlidir.

B. Airfoil Benzeri Kanat Profili

Aerodinamik profil özelliğine sahip bir kanat profilidir. Bu tip kanat geometrisi ses altı uçuşlardaki performansı yüksektir. Buna karşın sürüklenme kuvveti de büyük olmaktadır. Kesit simetrik değilse, diğer bir deyişle kamburluğa sahip olsa sıfır hücum açısında bile taşıma kuvveti oluşturulabilmektedir. Bu yüzden simetrik olarak üretilmek zorundadır.

C. Kanat ve Kanard Tasarımı

Havadan havaya füze için tasarlanan kanatlar ve kanardlar, füzenin stabilitesini sağlamak ve kontrol etmek amacıyla özenle tasarlanmalıdır. Kanatlar, lift oluşturarak füzenin stabil kalmasına yardımcı olurken, kanardlar füzenin yuvarlanmasını kontrol etmek için kullanılır. Kanatlar airfoil şekilli ve hafif bir dihedral açığa sahiptir, kanardlar ise airfoil şekilli ve hafif negatif açıdadır.

D. Seçilen Kanat ve Kanard Tasarımı

Füzenin kanat ve kanard tasarımı, stabilite, manevra kabiliyeti ve etkinlik için optimize edilmelidir. Airfoil şekilli kanatlar lift oluşturarak stabilite sağlarken, hafif negatif açılı kanardlar füzenin yuvarlanmasını kontrol eder. Bu tasarım, hedefin takibini ve etkili bir savunma yeteneğini sağlar. Kanatların ve kanardların airfoil şekli, kaldırma kuvveti üreterek füzenin stabil kalmasını sağlar. Dihedral açısı ve negatif geliş açısı ise daha fazla stabilite ve kontrol sağlar.

8. OpenRocket Üzerinden Füze Tasarımı

Tasarımın ilk aşamalarında geometriyi oluşturmak için Open Rocket programı kullanılmıştır. Open Rocket roket ve füze tasarımları için tasarlanmış bir yazılımdır. Roket ve Füze tasarımına ve simüle edilmesine imkân sağlamaktadır. Malzeme seçiminden dış yüzey kalitesine kadar birçok imkân sağladığından dolayı tercih edilmiştir. Ayrıca tasarlanan füze için gerekli birçok parçayı eklenmesine imkân sağlamaktadır. Ayrıca yapılan tasarımın dışa aktarımını da mümkün kılması büyük bir avantaj sağlamaktadır.

Open Rocket uygulaması üzerinden tasarım çalışmaları başlatılmıştır. Tasarıma ön kısımdan başladığımız için öncelikle burun konisi oluşturmamız gerekmektedir. Bunun için arayıcı başlıklar değişebileceğinden kaynaklı değiştirilebilen bir burun konisi tercih edilmiştir. Ayrıca malzeme optimizasyonu sonrasında seçim değiştirme durumu olabileceğinden kaynaklı olarak Alüminyum malzemeden imal edilmiştir. Bunun sebebi ilk aşamada sadece geometrimiz temel hatlarının oluşturulmasının amaçlanmasıdır. Ayrıca Ansys üzerinden de malzeme türü değiştirme imkânı tanınmaktadır.

Burun konisi için eklemeli ve toplamda 30 santimetre uzunluğunda ve 12,7 santimetre çapında bir burun konisi tercih edilmiştir. Bu uzunluklar farklı arayıcı başlıklar arasında tercih yapılabilmesini mümkün kılacak şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca Burun konisine eklenen omuz parçası hem imalatı hem de üretimi kolaylaştırırken aynı zamanda gövde ile birleşim kısmına yapısal açıdan destek vermektedir.

Burun konisinin omuz parçası füze gövdesine bağlanmaktadır. Buradaki gövde parçası füzenin stabilizasyonunu sağlayan ön kanatçıkların bulunduğu bölümdür. Burada füzenin stabilizasyonu ve yönlendirilmesi desteklenmesi amaçlanmıştır. Burada gövde parçasının da uzunluğu 40 santimetre olarak hesaplanıp içerisinde burun konisinin omuz parçası sabitlenebilecek şekilde tasarlanmıştır. Bundan kaynaklı olarak dış çapı 12,7 santimetre iken iç çapı ise 12,1 santimetre olarak hesaplanmıştır. Yapılan hesaplamalar doğrultusunda burada gövde et kalınlığı 3 santimetre olarak kabul edilmiştir.

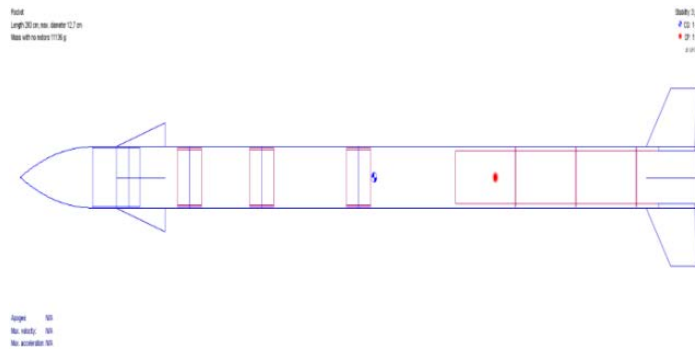
Ön kanatçık ve burun konisinin sabitlendiği gövde parçası sonrasında bir sonraki bölüm olan optik hedefleme ve uçuş bilgisayarının bulunduğu gövde parçasının bir önceki gövde parçasıyla birleşim yerine bir bağlantı parçası eklenmiştir. Ayrıca optik hedefleme ve uçuş bilgisayarını için ayrılan bölüme 30 santimetre kadar bir uzunluk ayrılıp buraya gerekli parçaların sabitlenebileceği bir boşluk bırakılmıştır. Bu bölümde dış çap 12,7 santimetre iken iç çap olarak 12,3 santimetre uygun görülmüştür.

Optik hedefleme ve uçuş bilgisayarını bölümü sonrasında füzeye faydalı yük kısmı eklenmelidir. Bir füzenin olabildiğince fazla faydalı yük taşıyabilmesi o füzenin daha fazla infilaka sahip olmasını sağlayacaktır. Bundan kaynaklı olarak olabildikçe fazla yük taşıyabilmesi hedeflenmiştir. Ayrıca bu bölgede 40 santimetre bir uzunluk ayrılmış olup 3 santimetrelilik bir et kalınlığı tercih edilmiştir.

Faydalı yük kısmı sonrasında füzenin itki sistemine yer verilmiştir. Bu kısma hem füzenin itki sistemi hem de yakıt bölmesi için yer verilmiştir. Bundan kaynaklı olarak itki ve yakıt sistemi için 140

santimetrelük bir bölüm ayrılmıştır. Bu bölümde tasarlanacak motor için bir katı yakıt bölmesi de tasarlanacaktır. Ayrıca füzenin lüle kısmını üstüne yerleştirilen kanatçıklar füzenin manevrasını sağlamaktadır. Bu şekilde daha iyi bir hedef takibi yapılması amaçlanmıştır. Ayrıca yerleştirilen bu kanatçıklar tasarlanırken motorun çıkış kısmındaki sıcaklık da tahmin edilerek bu sıcaklığın kanatçıkları etkilenmesini engelleme amacıyla sıcaklık yalıtımları uygulanacaktır. Bu sayede lülede oluşacak sıcaktan kanatçıkların etkilenmemesi amaçlanmıştır.

Tasarlanan roket motorunun itki bölümünün merkezine konumlandırılacağından dolayı merkezleme halkalarının kullanılması gerekmektedir. Bunun sebebi motorun tamamen sabitlenmesidir. Motorun sabit olmaması durumunda elde edilen itki tek doğrultu boyunca olmayacaktır ve laminar bir çıkış sağlayamayacaktır. Motor kısmını sabitlemek için kullanılan merkezleme halkaları gerekli analizler doğrultusunda üç adet ile sınırlandırılmıştır. Bunun sebebi fazla ağırlıktan kaçınılmasıdır.



Şekil 9. Open Rocket programı üzerinde tasarlanan füzenin yandan görünüşü [20]



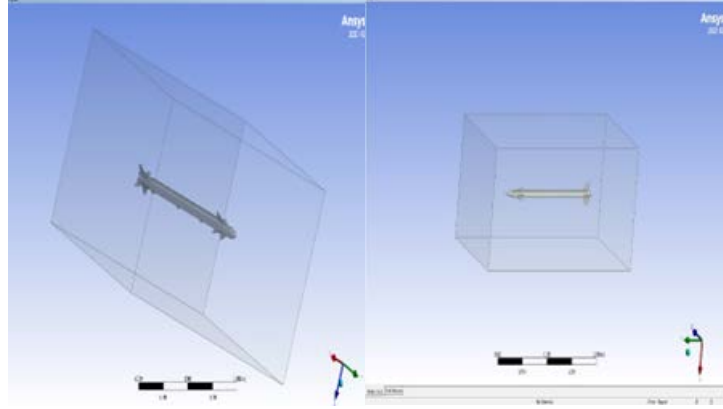
Şekil 10. Open Rocket üzerinde tasarlanan füzenin 3D görünüşü [20]

Yapılan bu planlamalar ve tasarım aşamaları doğrultusunda elde edilen füzenin teknik ve üç boyutlu çizimi Şekil 11 ve Şekil 12’de gösterilmiştir. Elde edilen füze tasarımında motor eklenmemiş olup gövde ağırlığı 11136 gram olarak hesaplanmıştır. Ayrıca elde edilen toplam uzunluk 280 santimetre olup çapı ise 12.7 santimetredir. Bu aşamada ağırlık merkezi ve basınç merkezi noktalarını elde edebiliyor olsak da füzenin iç parçaları yerleştirildikten sonra bu verilerin değişmesi beklenmektedir. Ayrıca motorun yerleştirilmemesinden kaynaklı maksimum hız ve maksimum ivmelenme verileri bu kısımda henüz verilememektedir.

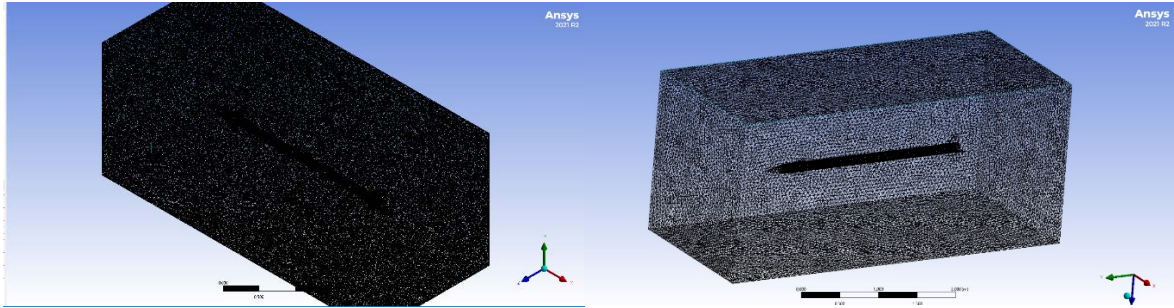
9. AİM-9X İÇİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI ANALİZLERİ (HAD)

Yapılan havadan havaya füze çalışmasında örnek tasarım olarak AİM-9X kullanılmıştır. Bunun sebebi F-16 varyasyonlarında güncel olarak kullanılan bir füze olmasıdır. Analizlerimize başlamadan önce AİM-9X in teknik resimleri incelenmiş olup verilere uygun olarak geometrisi oluşturulmuştur.

Ansys Workbench üzerinden gerçekleştirilen fluid flow fluent eklentisi ile yapılan HAD analizleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 11. Füze Geometrileri [19]



Şekil 12. Füzelerin Mesh Görüntüsü [19]

Tasarlanan füzenin geometrisini oluşturmak için Open Rocket programı kullanılmıştır. Tasarıma ön kısımdan başlanarak değiştirilebilen bir burun konisi tercih edilmiştir. Burun konisi ve omuz parçası alüminyum malzemeden imal edilmiştir. Gövde parçaları stabilizasyon ve yönlendirme için tasarlanmıştır. Optik hedefleme ve uçuş bilgisayarı bölümüne boşluk bırakılmıştır. Faydalı yük taşıma kapasitesi arttırılmak istenmiştir. İtki sistemi ve yakıt bölmesi için ayrı bir bölüm ayrılmıştır. Kanatçıklar, füzenin manevrasını sağlamak ve sıcaklık yalıtımı için tasarlanmıştır. Motorun sabitlenmesi için merkezleme halkaları kullanılmıştır.

Yapılan analizler doğrultusunda elde edilen veriler Tablo 13'te gösterilmiştir.

Tablo 13. Füze Verileri Karşılaştırması

	AIM-9x	Gerçekleştirilen Tasarım
Hız Konturu (ms ⁻¹)	1049	1174
Basınç Konturu (Pa)	390200	349450
İtke Katsayısı	1.24	1.29
Sürüklenme Katsayısı	0.430	0.419

10. BULGULAR

Yapılan optimizasyon çalışmasında üç farklı yakıt tipi 13 farklı değişken ile incelenmiş olup değerlendirme yapılmıştır. Bu değerlendirme esnasında birinci öncelik olarak itke ağırlık oranı alınırken ikinci öncelik olarak ise menzil ve azami hız değerlendirilmiştir. Optimizasyon algoritması içerisinde temel parametre olarak yanma odası basıncı, yanma borusu çapı, yanma borusu uzunluğu ve izolasyon kalınlığı kullanılmıştır. Bu veriler doğrultusunda elde edilen sonuçlar Tablo 14’te gösterilmiştir.

Tablo 14. Farklı Yakıt Tiplerine Göre Elde Edilen Veriler

	PBAN/AP/AL	CTPB/AP/AL	HTPB/AP/AL
Yanma odası basıncı MPa	5.3994	4.6022	5.1704
Yanma borusu çapı m	0.93333	0.95000	0.96985
Yanma borusu uzunluğu m	0.94959	0.49691	0.65143
İzolasyon kalınlığı m	0.0015	0.0015	0.0015
Azami hız Mach	3.9963	3.8532	4.6423
Menzil km	18.424	10.948	12.685
Yakıt ağırlığı kg	32.7431	27.2720	36.2236
Füze motor ağırlığı kg	2.44	3.29	4.53
Toplam füze ağırlığı kg	53.3512	44.8918	55.3613
Elde edilen itke miktarı kN	15.742	5.9093	6.1897
İtke ağırlık oranı kN/kg	11.2929	12.8237	16.9387
Yanma hızı m/s	0.0068	0.0032	0.0082
Gövde et kalınlığı m	0.285	0.285	0.285

SONUÇ

Tasarlanan füzede füze ağırlığı, uzunluk ve çap gibi parametreler lojistik açıdan avantaj sağlayabilmelidir. Ayrıca minimum miktarda yakıt kullanması da ekonomik olarak üstünlük sağlamaktadır.

Azami hızın en yüksek değer PBAN/AP/AL yakıtı için yaklaşık 18 km olarak elde edilmiştir ve o yakıt türüne en yakın performans gösteren HTPB/AP/AL yakıtı için menzil değeri yaklaşık 13 km olarak belirlenmiştir. Azami uçuş Mach sayısı HTPB/AP/AL için yaklaşık 4.64 olarak elde edilmiş, ve PBAN/AP/AL ve CTPB/AP/AL yakıtları için sırasıyla yaklaşık 4.00 Mach ve 3.85 Mach olarak elde edilmiştir.

Birinci öncelikli parametrenin manevra kabiliyeti yani dolayısıyla itki ağırlık oranı olması ve ikinci öncelik olarak seçilen azami hız ve menzil verilerindeki üstünlüklerinden dolayı tasarımın yakıtı olarak HTPB/AP/AL seçilmiştir. İncelenen değişkenler doğrultusunda en optimum tasarım gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır. Tasarımda kullanılan yakıt ve motor doğrultusunda elde edilen ağırlık diğer tasarımlardan yüksek çıkmıştır. Ancak bu kütle farkı itki miktarı ile dengelenip daha iyi bir itki-ağırlık oranı elde edilebilmektedir

Yapılan çalışma ile havadan havaya füze tasarımı gibi çok kompleks bir alanda roket tasarımı için yol gösterici bir model oluşturulmuş olup gelecek çalışmalara bu konuda tasarım metodu bırakılmıştır.

11. Kaynakça

[1] Hudgikar, S. R. K. (2022). Development of A Gas Propelled Rocket Engine. *International Journal of Research and Analysis in Science and Engineering*, 2(5), 9-9.

[2] Mishra, D. P. (2017). *Fundamentals of rocket propulsion*. CRC Press.

[3] Werrett, S. (2012). Technology on the Spot: The Trials of the Congreve Rocket in India in the Early Nineteenth Century. *Technology and culture*, 53(3), 598-624.

[4] Misak, R. E. (2001). *Capabilities-Based Planning: Maximizing Combat Power From Legacy to Objective Force*. Army Command and General Staff Coll Fort Leavenworth Ks School of Advanced Military Studies(p.10).

[5] Weingardt, R. G. (2012). Wernher von Braun and the Race to the Moon. *Leadership and Management in Engineering*, 12(1), 26-36.

[6] Biddle, W. (2009). *Dark side of the Moon: Wernher von Braun, the Third Reich, and the space race*. WW Norton & Company.

[7] Broquere, B., Pouliquen, M., & Le Moal, D. (2004). Liquid and Solid Propulsions: Comparison and Application Areas. In *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* (p. 3899).

[8] Slocombe, G. (2013). RAAF stand-off missiles-Fire and forget?. *Asia-Pacific Defence Reporter* (2002), 39(2), 26.

[9] Mevlütoğlu, A. (2020). The Future of Turkey's Airpower. *Insight Turkey*, 22(3), 131-160.

[10] Han, X., Wang, T. F., Lin, Z. K., Han, D. L., Li, S. F., Zhao, F. Q., & Zhang, L. Y. (2009). RDX/AP-CMDB Propellants Containing Fullerenes and Carbon Black Additives. *Defence science journal*, 59(3).

[11] Yan, Q. L., Zhao, F. Q., Kuo, K. K., Zhang, X. H., Zeman, S., & DeLuca, L. T. (2016). Catalytic

effects of nano additives on decomposition and combustion of RDX-, HMX-, and AP-based energetic compositions. *Progress in Energy and Combustion Science*, 57, 75-136.

[12] Muthiah, R., Varghese, T. L., Rao, S. S., Ninan, K. N., & Krishnamurthy, V. N. (1998). Realization of an Eco-Friendly Solid Propellant Based on HTPB-HMX-AP System for Launch Vehicle Applications. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 23(2), 90-93.

[13] Chen, D. M., Hsieh, W. H., Snyder, T. S., Yang, V., Litzinger, T. A., & Kuo, K. K. (1991). Combustion behavior and thermophysical properties of metal-based solid fuels. *Journal of Propulsion and Power*, 7(2), 250-257.

[14] Karabacak, M. (2014). Roket Motorunun Tahrik Ettiği Sualtı Jet Akışı, Yüksek Lisans Tezi, Gebze Teknik Üniversitesi

[15] Zeller, B. (1993). Solid propellant grain design. In *Solid rocket propulsion technology* (pp. 35-84). Pergamon.

[16] İnger, E. (2010). Roket ve Füze Mühendisliği. 10-120. *Palme Yayıncılık. Ankara.*

[17] Mitsenko, ID (2009) Experimental determination of the influence of the radome on the characteristics radio-technical systems (p.74).

[18] Wang, H. G., & Williams, T. C. (2008). Strategic inertial navigation systems-high-accuracy inertially stabilized platforms for hostile environments. *IEEE Control Systems Magazine*, 28(1), 65-85.

[19] Hernandez, R. N., Singh, H., Messimer, S. L., & Patterson, A. E. (2017). Design and performance of modular 3-D printed solid-propellant rocket airframes. *Aerospace*, 4(2), 17.

[20] Niskanen, S. (2013). OpenRocket technical documentation. *Development of an Open Source model rocket simulation software*, 11-13.