

Yeni Tip Çentikli Delta Kanat Modelinin Roketin Uçuş Performansına Etkilerinin Araştırılması

Cihan ÖZEL^{1*}, Cevher Kürşat MACİT², Meral ÖZEL³

^{1,2,3}Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Elazığ, Türkiye

*¹cozel@firat.edu.tr, ²macitkursatcevher@gmail.com, ³mozel@firat.edu.tr

(Geliş/Received:03/10/2022;

Kabul/Accepted:26/10/2022)

Öz: Bu çalışmada, ortalama 3 km irtifaya 4 kg yükü taşıyabilen katı yakıtlı bir model roketin farklı kanat modellerine göre uçuş analizleri sayısal olarak araştırılmıştır. Bu yük ve irtifaya göre roketin ve kanatların CAD modeli OpenRocket programında oluşturulmuştur. Programda mevcut uygulamalarda kullanılan delta, yamuk, kırpılmış delta, ok delta ve kırpılmış ok delta kanat modellerinin roketin hızında, stabilitesinde, ivmesinde, ağırlığında ve irtifasındaki değişimlere etkileri grafikler halinde sunulmuştur. Elde edilen sonuçlara göre, en iyi uçuş verileri ok delta kanat modelinde bulunmuştur. Daha sonra, bu kanat modeli referans alınarak yeni tip bir kanat modeli geliştirilmiş, bu kanat modeli çentikli delta kanat olarak isimlendirilmiş ve bu kanadın uçuş verileri analiz edilmiştir. Yeni kanat geometrisinin ok delta kanat geometrisine göre yaklaşık olarak roketin irtifasında %0.382, hızında %0.366, ivmesinde %5 artış meydana getirirken roket stabilitesinde %2.66, ağırlığında %0.287, basınç merkezinde %0.507 ve ağırlık merkezinde ise %0.568'lik bir azalma sağladığı görülmüştür. Bu sonuçlara göre, çentikli delta kanat modelinin roketin performansında olumlu etkiler sağladığı görülmüştür.

Anahtar kelimeler: OpenRocket programı, çentikli delta kanat, roket performansı

Investigation of the Effects of the New Type Notched Delta Fin Model on the Flight Performance of the Rocket

Abstract: In this study, the flight analyzes of a solid fuel model rocket that can carry a load of 4 kg at an average altitude of 3 km were investigated numerically according to different fin models. According to this load and altitude, the CAD model of the rocket and fins was created in the OpenRocket program. The effects of the delta, trapezoidal, clipped delta, arrow delta and clipped arrow delta fin models used in current applications in the program on the changes in the speed, stability, acceleration, weight and altitude of the rocket are presented in graphics. According to the results obtained, the best flight data was found in the arrow delta fin model. Later, a new type of fin model was developed based on this fin model, this fin model was named as the notched delta fin and the flight data of this fin were analyzed. Compared to the arrow delta fin geometry, the new fin geometry provides approximately 0.382% increase in altitude, 0.366% increase in speed, 5% increase in acceleration, while providing a decrease of 2.66% in rocket stability, 0.287% in weight, 0.507% in center of pressure and 0.568% in center of gravity. According to these results, it has been seen that the notched delta wing model has positive effects on the performance of the rocket.

Keywords: OpenRocket program, notched delta fin, rocket performance

1. Giriş

Çoğu havacılık tasarım problemi, aerodinamik, yapısal bileşenler, tahrik, uçuş mekaniği, kontrol, imalat ve bakım gibi konular üzerinde çalışmaları içermektedir [1,2]. Kanatlar, bir roketin dengelenmesinde önemli bir rol oynamaktadır ve roketin uçuş yönünü ve yörüngesini koruması için tasarımlarının son derece dikkatli yapılması gerekmektedir [3]. Kanatlar ayrıca roketin ağırlık merkezi ile basınç merkezi arasındaki minimum mesafe olarak tanımlanan roketin statik marjininin korunmasına da yardımcı olur. Rüzgâr nedeniyle roketin istenmeyen yöne savrulması, yüzeyine, basınç merkezi aracılığıyla hareket eden kaldırma kuvveti roket üzerine ilave kanatçıklar monte edilerek kontrol edilebilir [4]. Rokette aerodinamik verimliliğin yanı sıra uçuş için gereken en önemli şartlardan biriside kararlılıktır. Kararlı bir uçuş için ağırlık merkezinin ve basınç merkezinin konumu büyük önem arz etmektedir. Kanatların basınç merkezine ve uçuş kararlılığına önemli ölçüde etkileri vardır [5]. Kanatçık geometrisi basınç merkezinin konumunu belirlerken, kanatçık profili aerodinamik verimliliğe etki etmektedir. Kanat geometrisinin kararlılığın yanı sıra roketin çıkabileceği maksimum irtifaya da etkileri vardır [6].

* Sorumlu yazar: cozel@firat.edu.tr. Yazarların ORCID Numarası: ¹0000-0002-3227-6875, ²0000-0003-0466-7788, ³0000-0002-9516-4715

Son zamanlarda, mühendislik ve akademik çalışmalarda model roketlerin bilgisayar ortamında tasarımları yapılarak çeşitli programlarda uçuş analizlerinin ve simülasyonlarının yapıldığı görülmektedir. Bu kapsamda, Niskanen [7], açık kaynaklı bir model roket simülasyon yazılımı olan OpenRocket simülasyon programını geliştirmiştir. Campbell vd.[8], model roketleri uçuş yörüngesinin simülasyonunu incelemek amacıyla kullanmıştır. Brewer vd. [9], model roketlerde motor itici gazının analizini incelemek amacıyla kullanmışlardır. Tola ve Nikbay [10], yamuk kanat tasarımıyla bir model roket üzerinde çırpma hızı, kanat kalınlığı, koniklik oranı ve en-boy oranının etkisini araştırmışlardır. Kanatların şekli ve boyutu, model roketin irtifasını ve stabilitesini etkilediği sonucuna varmışlardır. Etkin bir kanat tasarımı yapabilmek için kanat şekli ve boyutlarının irtifa ve stabilite üzerindeki etkileri detaylı olarak incelenmelidir. Pektaş vd.[11], yapmış oldukları model roket tasarımında yamuk ve üçgen olmak üzere iki farklı kanat modeli ile 7 km irtifaya 8 kg yük taşımak üzere tasarlanmış bir model oluşturularak roketin üzerindeki süpürme, irtifa ve stabilite değişimini incelemişlerdir. Rohini vd. [12], katı yakıtlı roket modelinin tasarımını, analizini, imalatını ve testlerini gerçekleştirmişler. LC Jil vd. [13], bükülmüş kanat ve düz kanatçıkları incelemişler ve her iki kanadın verilerini karşılaştırmışlardır. Çalışmada, roket kanatlarının açıklık/kiriş oranı, eğrilik yarıçapı ve kanat açıları gibi çeşitli konfigürasyonları incelenmiştir. İnceleme sonucunda, düz kanatların daha yüksek kaldırma özelliklerine ve yunuslama momentlerine sahip olduğu, ancak bükülmüş kanatların yatay ekseninde daha iyi stabiliteye sahip olduğu görülmüştür. Yine yamuk, delta, kırılmış delta ve eliptik gibi farklı konfigürasyonlardaki kanat modelleri, araştırmacılar tarafından kapsamlı bir şekilde incelenmiştir [13-15]. Bu çalışmalarda, kanat tasarımları yapılırken her bir kanat için uç kirişi, kök kirişi, açıklığı, hücum kenarı, arka kenarı ve en-boy oranı gibi tasarımını karakterize eden çeşitli özellikleri incelenmiştir. Çoğu roket kanatçıkları, düşük en-boy oranlarıyla tasarlanmış ve kanat koniklik oranı 0,2 ile 0,4 arasında minimum sürüklenmesi için ideal olduğu belirtilmiştir [16]. Çeşitli kanat tasarımlarının roket stabilitesi ve genel performansı üzerindeki etkileri ayrıntılı olarak incelenmiş ve kanat tasarımının performans üzerinde etkili bir parametre olduğu belirtilmiştir [17-20]. Başka bir çalışmada ise kanadın, roketin uçuşu sırasında karşılaşılan maksimum aerodinamik ve atalet yüklerine karşı dayanacak şekilde tasarlanmalarının yapılması gerektiği vurgulanmıştır [2]. Yine yapılan tasarımlarda basınç merkezinin, ağırlık merkezinin önünde olması durumunda geri yükleme kuvvetlerinin etkisi ile roket üzerinde meydana gelen torkun ters yönde hareket ederek roketin uçuş yörüngesinden sapmasına neden olduğu ve böylelikle roketin kararsız hale döndüğü ifade edilmiştir [21-23].

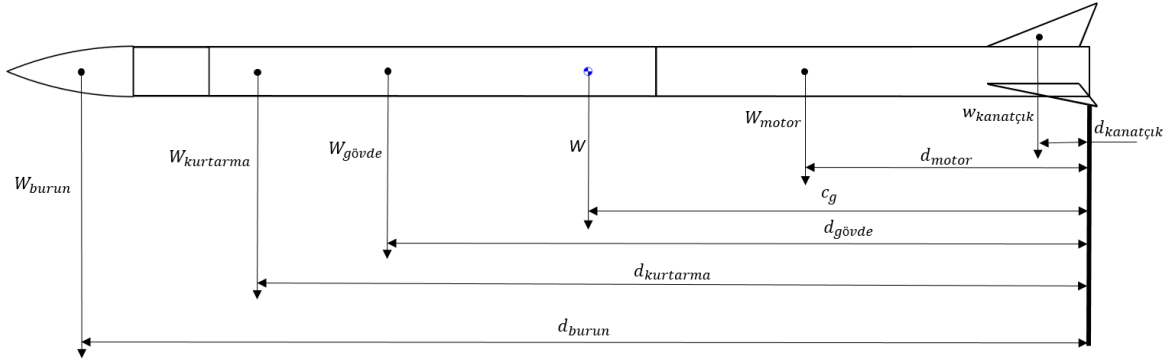
Bu çalışmada, mevcut roket uygulamalarında kullanılan kanat modellerinden farklı olarak yeni tip bir çentikli delta kanat modeli geliştirilmiştir. Daha sonra, bu yeni tip kanat OpenRocket Programında tasarlanan model roket üzerine monte edilmiş ve bu roketin uçuş verileri sayısal olarak analiz edilmiştir. Analiz sonuçları uygulamada kullanılan mevcut kanatlarla karşılaştırılmış ve bu kanadın roketin uçuş performansına etkileri belirlenmiştir.

2. Materyal ve Metot

Kanat profiline göre roketin hızında, stabilitesinde, ivmesinde, ağırlığında ve irtifasındaki değişimleri analiz etmek için model roketin katı modeli OpenRocket programında aşağıdaki gibi tasarlandı (Şekil 1). Roket uygulamalarına yönelik uçuş analizlerinin yapılabilmesi için ağırlık roket boyunca dağıtılır ve problemin çözümü için ağırlık dağılımının nasıl olduğunu bilmek önemlidir. Bu ağırlıkların gövde üzerindeki dağılımları literatür dikkate alınarak Şekil 1 deki gibi belirlendi [24-27]. Model roketin toplam ağırlığını hesaplamak için ise bu literatürlerde verilen aşağıdaki (1) numaralı bağıntı kullanıldı.

$$W_{Top} = W_{burun} + W_{kurtarma} + W_{gövde} + W_{motor} + W_{kanatçık} \quad (1)$$

(1) numaralı eşitlikte her bir komponentin ağırlığı ise $W = m \cdot g$ formülü kullanılarak hesaplanır. Bu formülde m komponentin kütlesi ve g ise yer çekimi ivmesidir. Yine roket yörüngesi ve kararlılığı için, ağırlık merkezinin konumunun belirlenmesi de önemlidir. Bu çalışmada ağırlık merkezinin konumu roketin ana parçalarının (burun, kurtarma sistemi, gövde borusu, kanatlar, motor vs.) kütlelerine ve referans alınan noktaya göre Şekil 1 de gösterildiği gibi belirlendi [24-27].

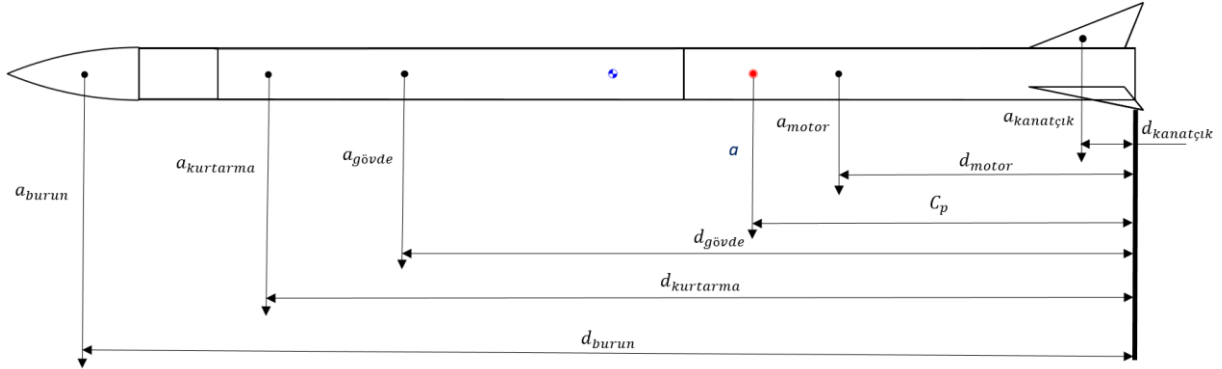


Şekil 1. Model roketin CAD tasarımı, ağırlık dağılımı ve roketin kütle merkezleri

Ağırlık merkezinin referans çizgisine uzaklığı c_g 'nin roketin toplam ağırlığı ile çarpımı, her komponentin ağırlığının referans çizgisine olan uzaklığı ile çarpımlarının toplamına eşittir. Bu durumda roketin ağırlık merkezi (2) numaralı eşitlik ile hesaplanmaktadır [24-27].

$$c_g W = d_{burun} w_{burun} + d_{kurtarma} w_{kurtarma} + d_{gövde} w_{gövde} + d_{motor} w_{motor} + d_{kanatçık} w_{kanatçık} \quad (2)$$

Literatürde basınç merkezi herhangi bir cisme uygulanan tüm kuvvetlerin geçtiği ancak moment oluşturmadığı nokta olarak kabul edilmektedir. Bu merkez roket üzerine hava basıncından dolayı oluşan kuvvetlerin etkilediği noktadır. Yani sonuç olarak roketin ağırlığından dolayı oluşan kuvvetler roketin ağırlık merkezine, aerodinamik kuvvetler de basınç merkezine etki eder. Roketin basınç merkezi ise Şekil 2'de gösterildiği gibi belirlendi [24-27].

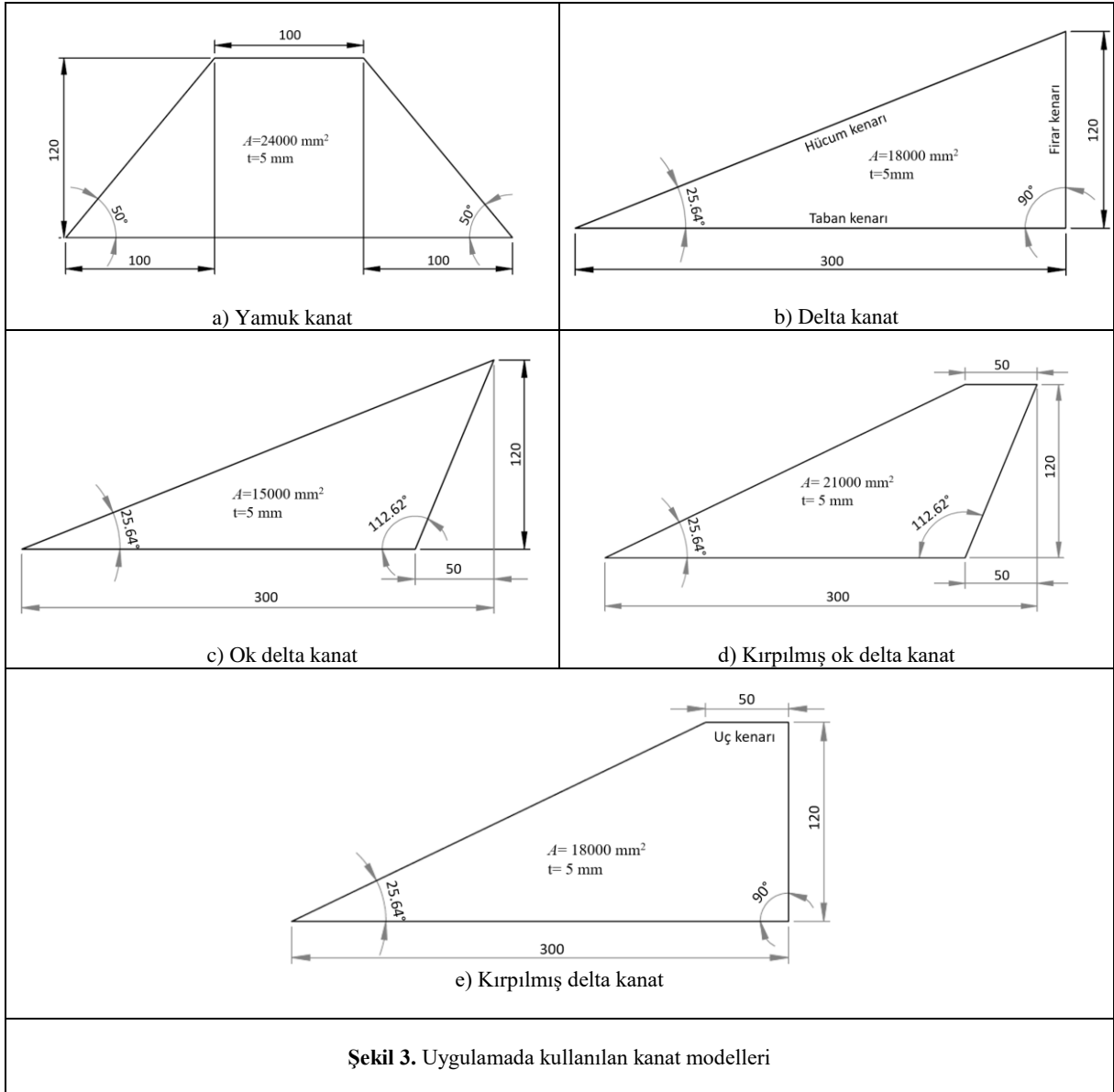


Şekil 2. Model roketin basınç merkezi

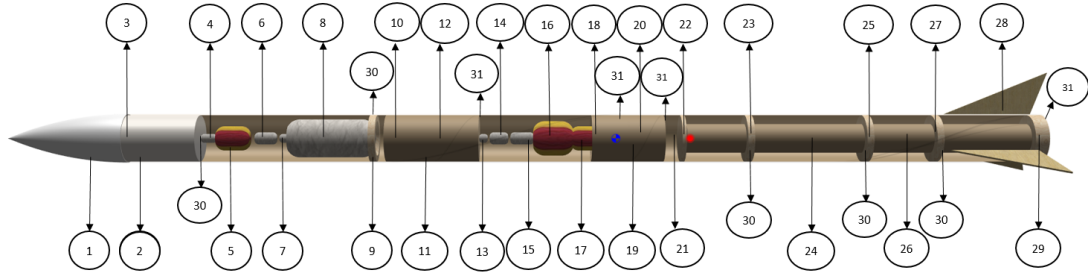
Basınç merkezinin referans çizgisine uzaklığının c_p roketin toplam alanı (A) ile çarpımı, her komponentin alanının referans çizgisine olan uzaklığı ile çarpımlarının toplamına eşittir. Roketin basınç merkezi literatürde (3) numaralı eşitlik ile hesaplanmaktadır [24-27].

$$c_p A = d_{burun} a_{burun} + d_{kurtarma} a_{kurtarma} + d_{gövde} a_{gövde} + d_{motor} a_{motor} + d_{kanatçık} a_{kanatçık} \quad (3)$$

OpenRocket programında model roketin tasarımı yapılırken ilk önce bu roketin 4 kg yükü 3 km irtifaya kadar taşıyabileceği dikkate alınarak roketin tasarımı yapıldı. Daha sonra programda bu model roketin diğer bileşenleri ve boyutları belirlendi. Makalede kanat profillerinin roketin performansına etkilerini analiz etmek için ilk önce uygulamada kullanılan yamuk, delta, ok delta, kırpılmış ok delta ve kırpılmış delta kanat modelleri tasarımı yapılan model roket üzerine monte edildi (Şekil 3).



Bu kanat modellerinden ok delta kanat modeli kullanılarak oluşturulan model roket için tüm bileşenlerin ağırlıkları ise bileşenlerin malzemeleri ve boyutları dikkate alınarak hesaplandı. Yine bu ağırlıkların Şekil 2 ve 3 te verilen referans çizgisine olan uzaklıkları OpenRocket programı ile belirlendi ve tüm bu büyüklüklerin değerleri topluca Şekil 4 te verildi.



Şekil 4. Ok delta kanatlı model roketin bileşenleri

Komponent	Adet	Numara	Boyut (mm)	Malzeme	Ağırlık (gr)
Burun konisinin bileşenleri					
Burun konisi ve gövdesi	1	1,2	510	Karbon fiber	1317
Mapa	1	3	25	Dövülmüş çelik	104
Şok kordonu	1	4	35	Paracord	2.7
W_{burun}					423.7
Kurtarma sisteminin bileşenleri					
Faydalı yük paraşütü	1	5	100	Ripstop Nylon	131
Fırlatma mekanizması	1	6	65	ABS Flement	200
$W_{kurtarma}$					331
Gövdenin bileşenleri					
Mapa	1	7	25	Dövülmüş çelik	104
Faydalı yük	1	8	260	-	4000
Merkezleme halkası	1	9	20	Kontratabla	21.2
Elektronik devre kutusu	1	10	270	Fiberglass	383
Uçuş bilgisayarı	1	11	220	-	1450
Üst gövde	1	12	Uzunluk (1700) çap (140)	Karbon fiber	3333
Mapa	1	13	25	Dövülmüş çelik	104
Şok kordonu	1	14	35	Paracord	2.7
Fırlatma mekanizması	1	15	65	ABS Flement	200
Büyük paraşüt	1	16	150	Ripstop Nylon	874
Küçük paraşüt	1	17	100	Ripstop Nylon	132
Gövde bağlantı elemanı	1	18	210	Alüminyum	700
Bölme perdesi	1	19	20	Kontratabla	90.3
Bölme perdesi	1	20	20	Kontratabla	90.3
Alt gövde	1	21	Uzunluk (1100) çap (140)	Karbon fiber	2758
Bölme perdesi	1	22	20	Kontratabla	90.3
$W_{gövde}$					14332.8
Motorun bileşenleri					
Motor merkezleme halkası	1	23	51	Kontratabla	55.6
Motor kundağı	1	24	940	Karbon fiber	1262
Motor ve kanat merkezleme halkası	1	25	51	Kontratabla	55.6
Motor	1	26	51	-	7878
W_{motor}					9251.2
Kanadın bileşenleri					
Motor ve kanat merkezleme halkası	1	27	51	Kontratabla	55.6
Kanat	3	28	Şekil 4c de verildi	Karbonfiber	340
Motor merkezleme halkası	1	29	40	Kontratabla	55.6
W_{kanat}					1131.2
M5 vida	27	30	6	Çelik	1.21
M8 vida	4	31	10	Çelik	5.03
W_{vida}					52.79
Model roketin kanatsız ağırlığı (W)					25168
Kanat dâhil model roketin ağırlığı (W_{Top})					25508
Roket bileşenlerinin diğer uzunluk ve büyüklükleri					
Basınç merkezi (C_p)	-	-	1980	-	-
Ağırlık merkezi (C_g)	-	-	1770	-	-
Kanat kalınlığı (t)	-	-	5	-	-
Kanat alanı (A)	-	-	15000 mm ²	-	-
$d_{kanatçık}$	-	-	300	-	-
d_{motor}	-	-	1030	-	-
$d_{gövde}$	-	-	2650	-	-
$d_{kurtarma}$	-	-	65	-	-
d_{burun}	-	-	350	-	-

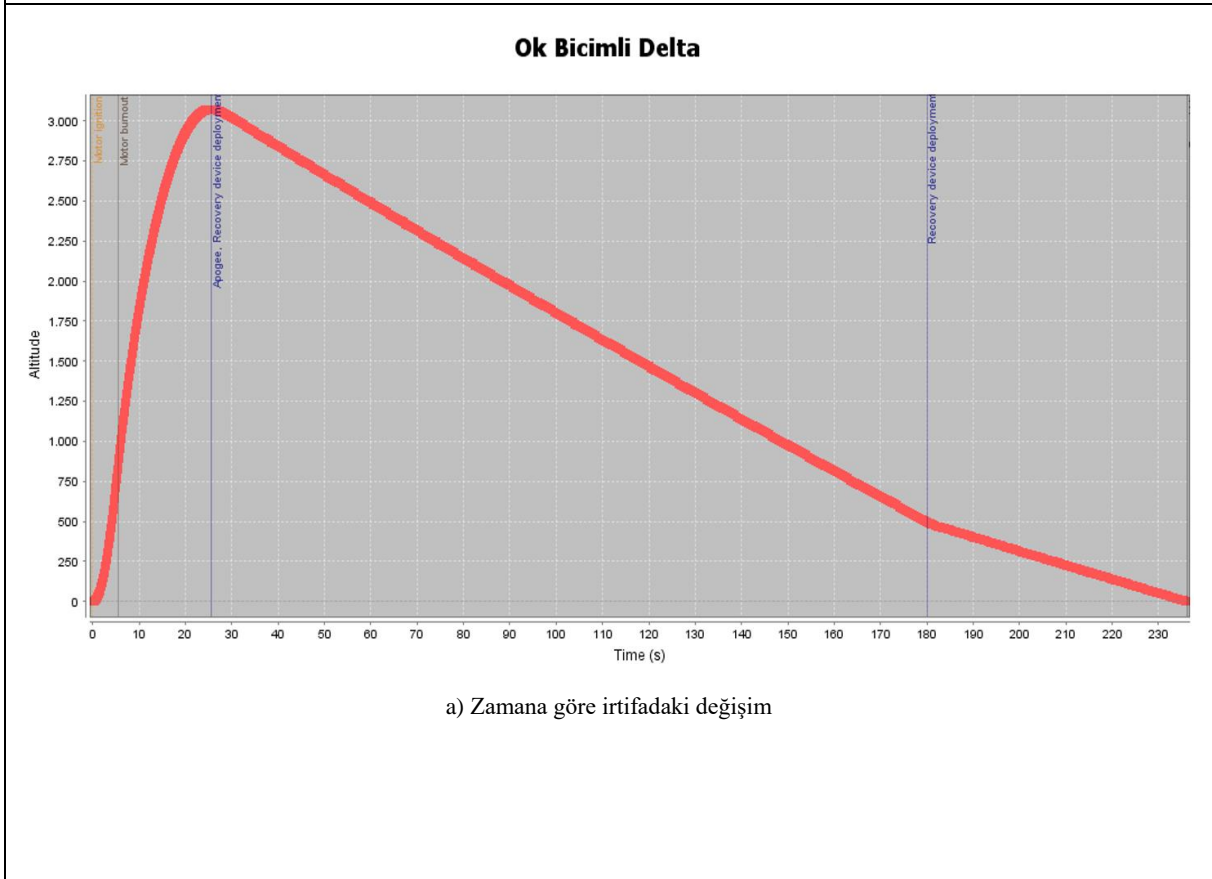
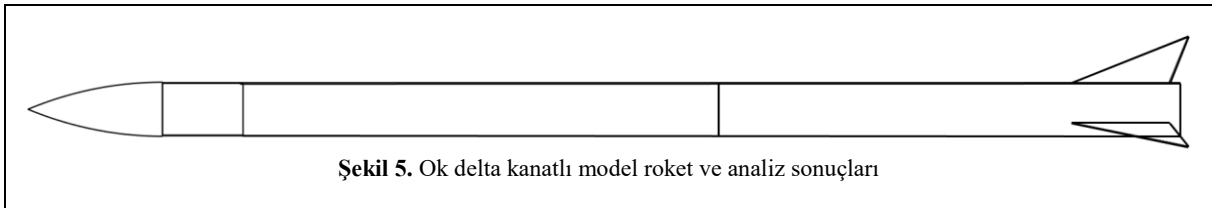
Ancak makalenin çok hacimli olmaması için tasarımı yapılan diğer model roketlerin kanat ve toplam ağırlığı ile ağırlık ve basınç merkezi gibi büyüklükleri de yukarıda verilen (1), (2) ve (3) eşitlikleri kullanılarak hesaplandı ve bulunan değerler aşağıdaki tabloda verildi (Tablo 1).

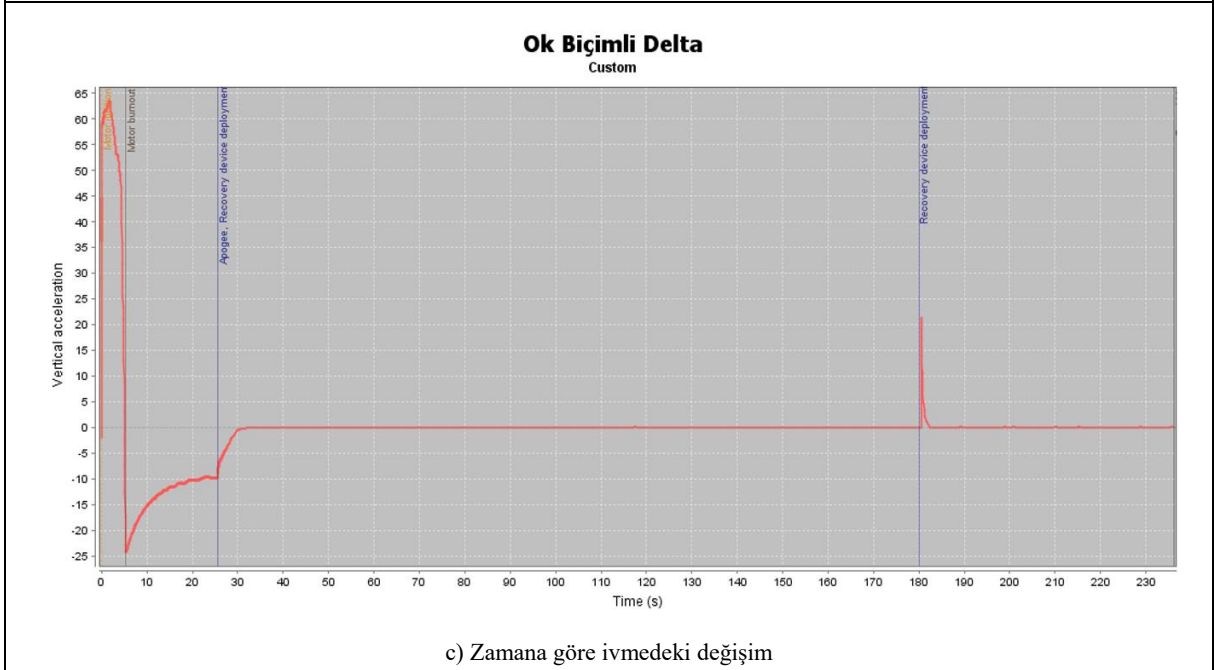
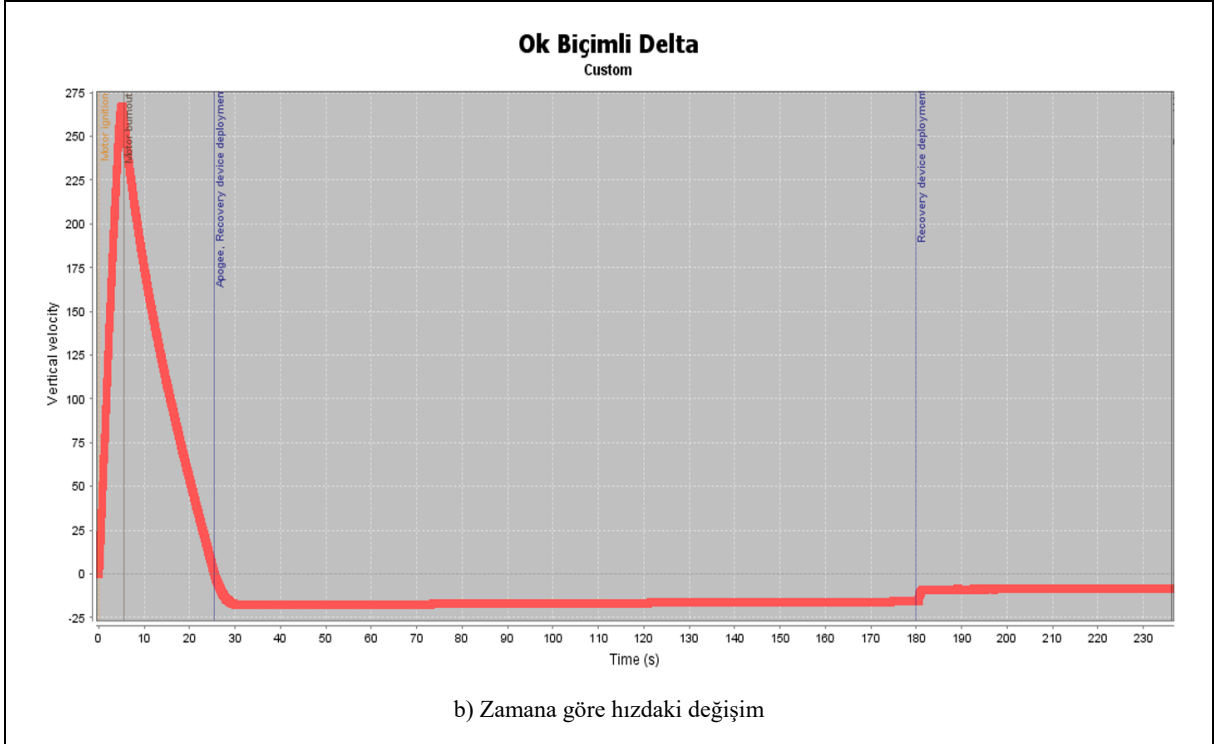
Tablo 1. Kanat modellerine göre roketlerin diğer büyüklükleri

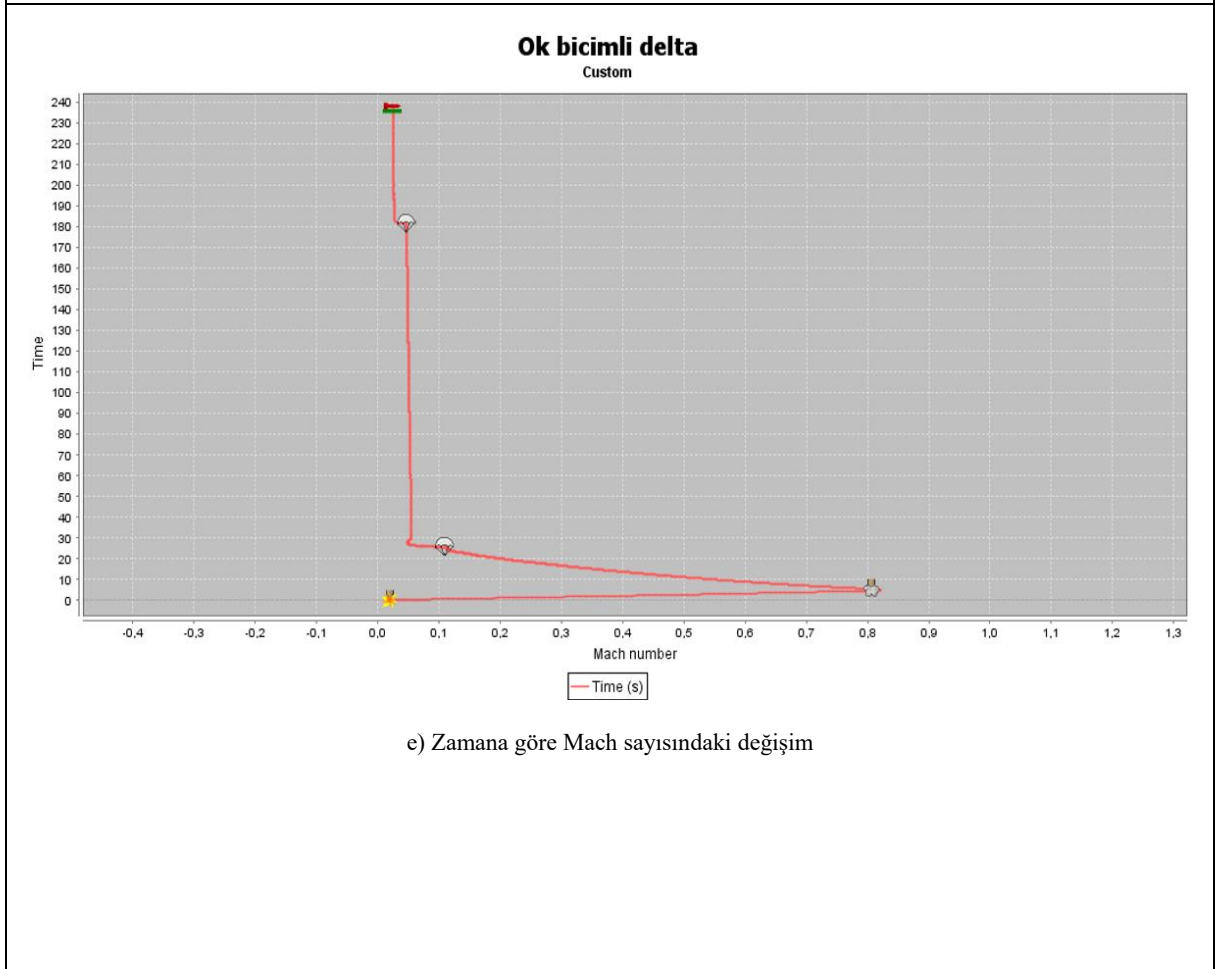
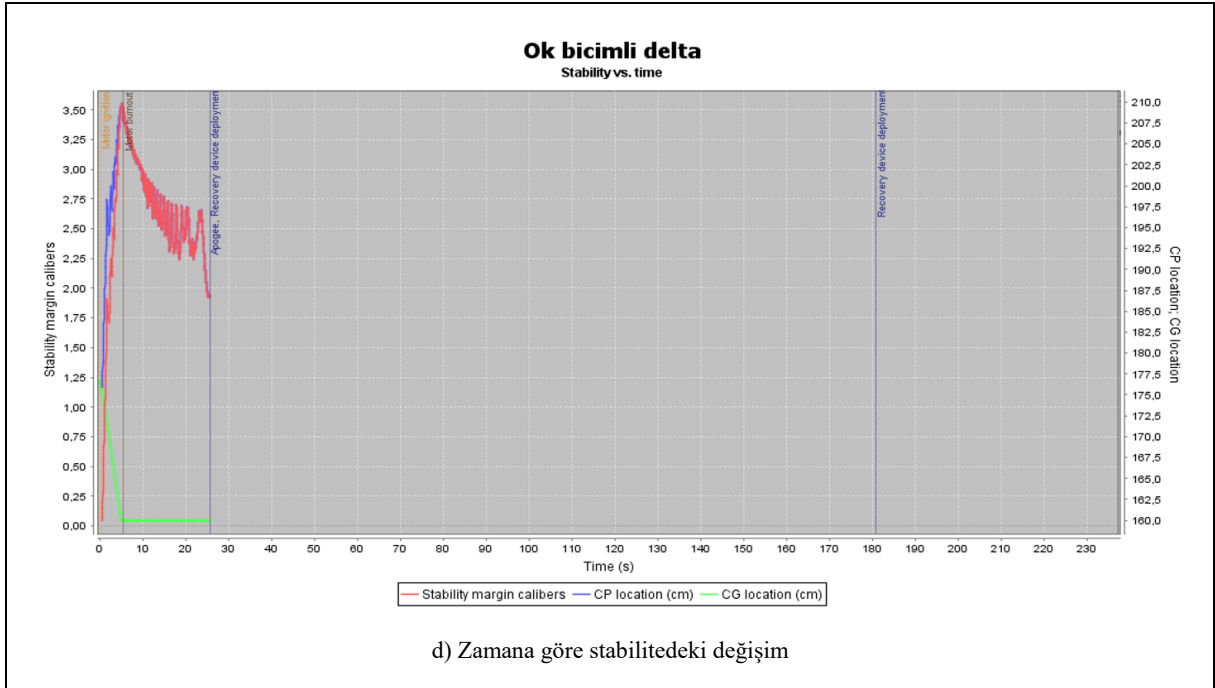
Model roket tipi	W (gr)	Kanat ağırlığı (gr)	W_{top} (gr)	C_p (mm)	C_g (mm)	t (mm)
Yamuk kanat	25168	545	25713	2080	1770	5
Delta kanat	25168	409	25577	2020	1770	5
Kırpılmış ok delta kanat	25168	409	25577	2080	1770	5
Kırpılmış delta kanat	25168	477	25645	2090	1770	2

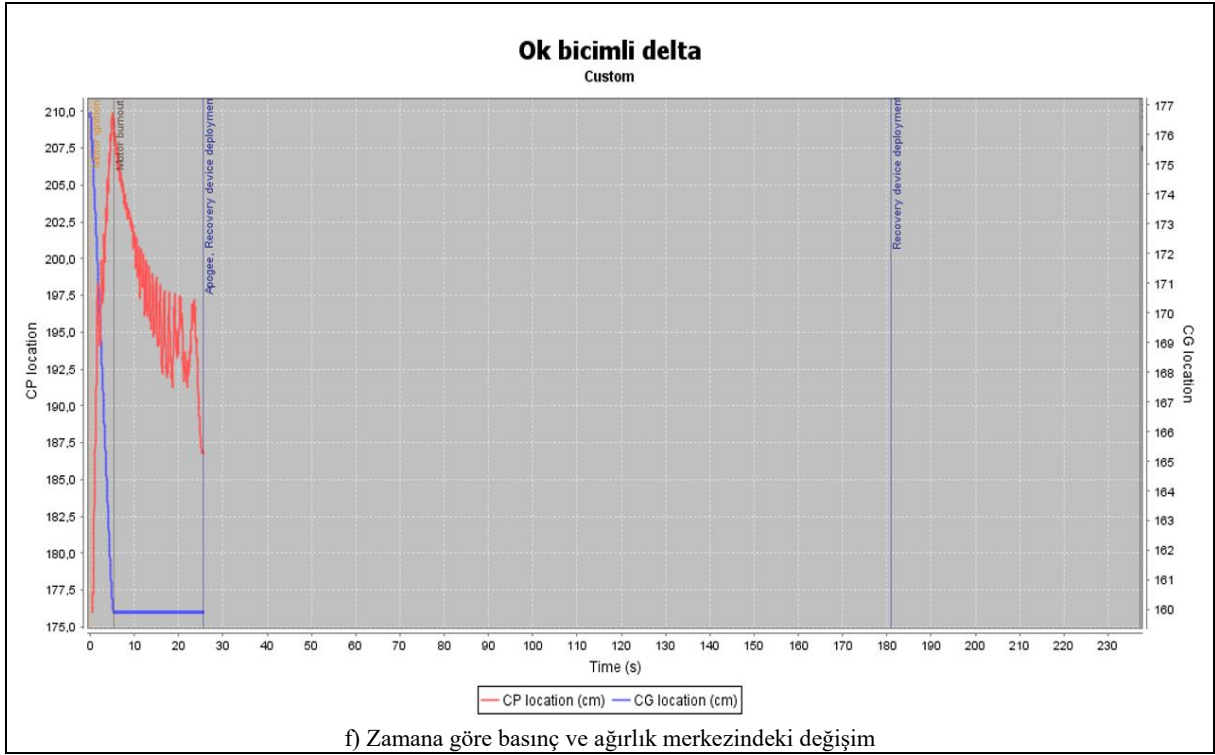
3. Sonuçlar ve Tartışma

OpenRocket programında her bir kanat modeli için model roketin uçuş analizleri yapıldı. Ok delta kanatlı model roketin zamana bağlı olarak irtifasındaki, hızındaki, ivmesindeki, stabilitesindeki, Mach sayısındaki, ağırlık ve basınç merkezindeki değişimleri aşağıda grafikler halinde sunuldu (Şekil 5).

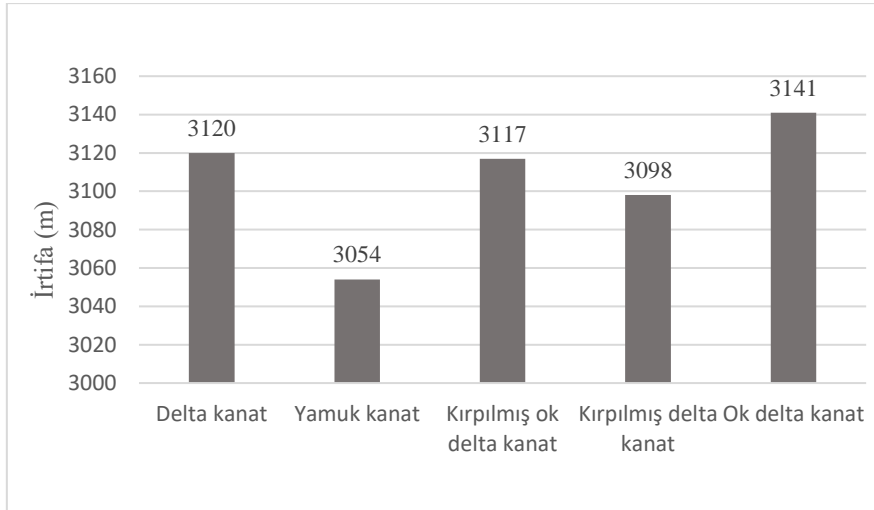






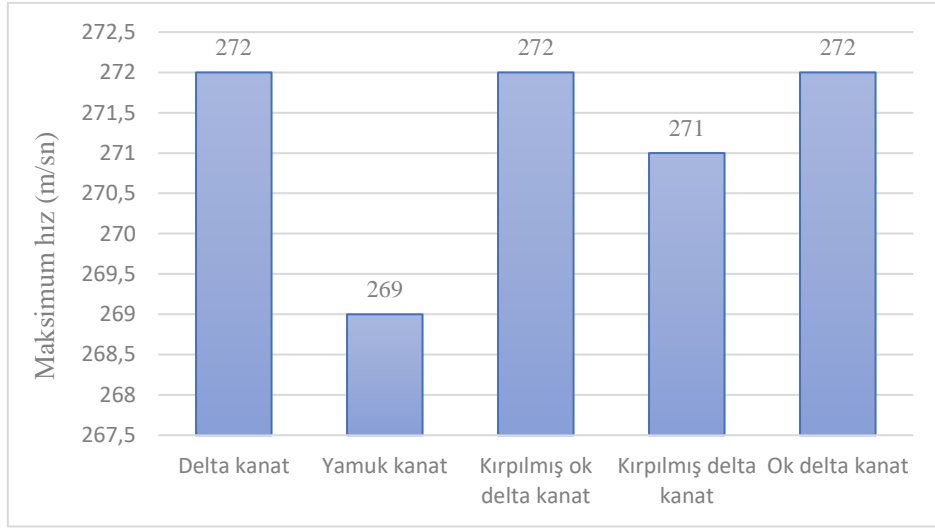


Daha sonra tasarımı yapılan model roketle diğer kanat modelleri de uygulanarak roketin uçuş performansı incelendi. Ancak makalenin çok uzun olmaması için makalede her bir kanat modeli için analiz sonuçları grafikler halinde verilmedi. Sonuçlar, çubuk diyagramlar halinde aşağıda topluca verildi (Şekil 6-12).



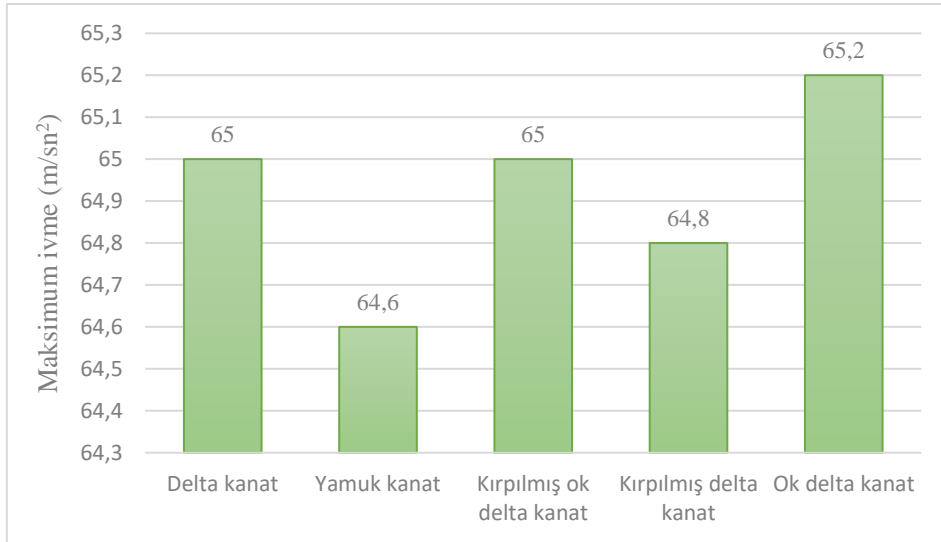
Şekil 6. Roketlerin irtifasındaki değişimler

Literatürde kanat alanındaki değişimin roketin irtifası ile yaklaşık olarak doğru orantılı olduğu ifade edilmiştir [13,28]. Nitekim bu çalışmada da kanat alanının artması ile model roketin irtifasında azalma görülürken, kanat alanının azalması ile roketin irtifasında maksimum bir artış olduğu görülmüştür (Şekil 3 ve 6).



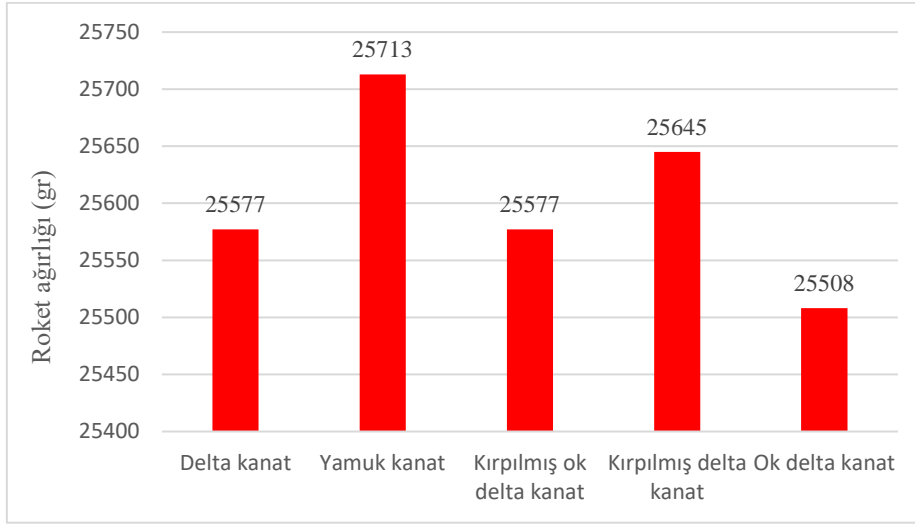
Şekil 7. Roketlerin hızındaki değişimler

Yine model rokette en yüksek hıza ok delta kanat modelinde ulaşılmıştır. Minimum hız değerine ise yamuk kanat modelinde ulaşılmıştır. Bu durumun kanat hacminin artması ile roket ağırlığındaki artıştan kaynaklandığı düşünülmektedir (Şekil 7).



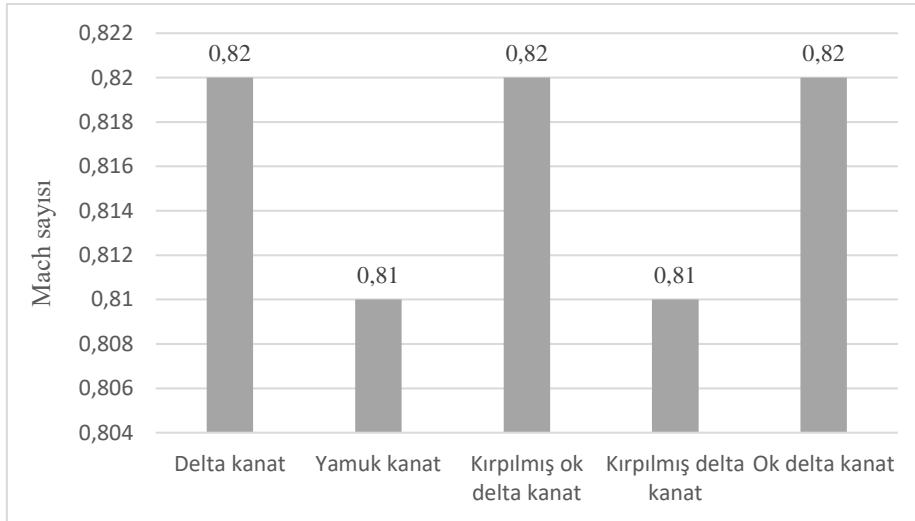
Şekil 8. Roketlerin ivmesindeki değişimler

Roket modellerinde maksimum irtifa ve maksimum hız değerlerinde olduğu gibi en yüksek ivme değeri de yine ok delta kanat modelinde görülmüştür. Bu sonuçlara göre roketin irtifa, hız ve ivme değerlerinin doğru orantılı olarak değiştiği görülmüştür (Şekil 8) [2,11,13,28,29].



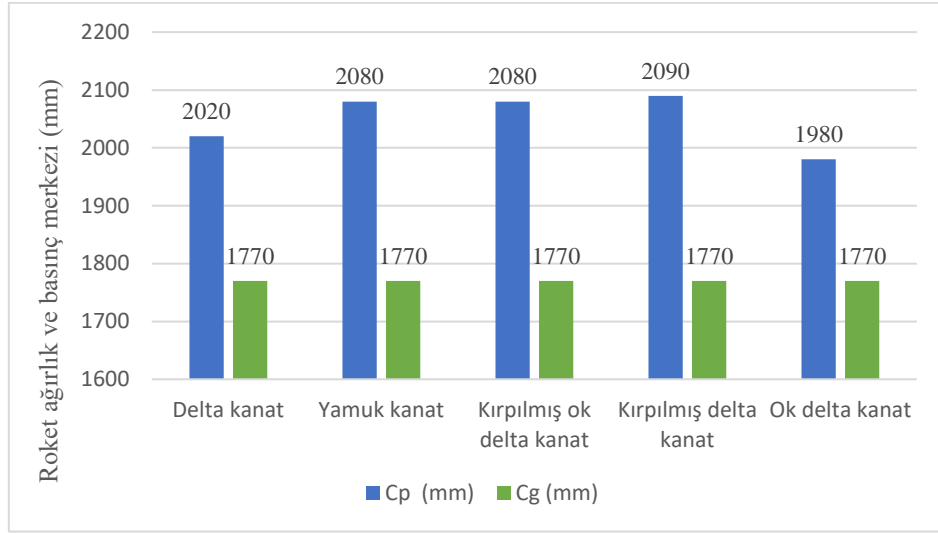
Şekil 9. Roketlerin ağırlığındaki değişimler

Roket ağırlığı, roket uçuş verilerinden alınan bütün sonuçları doğrudan etkilemektedir. Literatürde, kanat yapılarındaki değişiklikler ile çıkılabilen irtifa, hız, ivme, stabilite ve roket ağırlığı sonuçlarında önemli değişimler meydana geldiği ifade edilmektedir [13,28]. Nitekim bu çalışmada da aynı komponentlere sahip, sadece kanat yapıları farklı olan roket modelleri içerisinde en iyi uçuş verileri en düşük ağırlığa sahip olan ok delta kanatlı modelde görülmüştür. Delta kanat ve kırpılmış ok delta kanat modelinde ise roketin toplam ağırlıklarının eşit olmasına karşın uçuş analizlerinde aynı sonuçlar elde edilmemiştir. Bu durumun da kanat geometrilerindeki farklılıklardan kaynaklandığı düşünülmektedir [2,6,11,13,28,29].



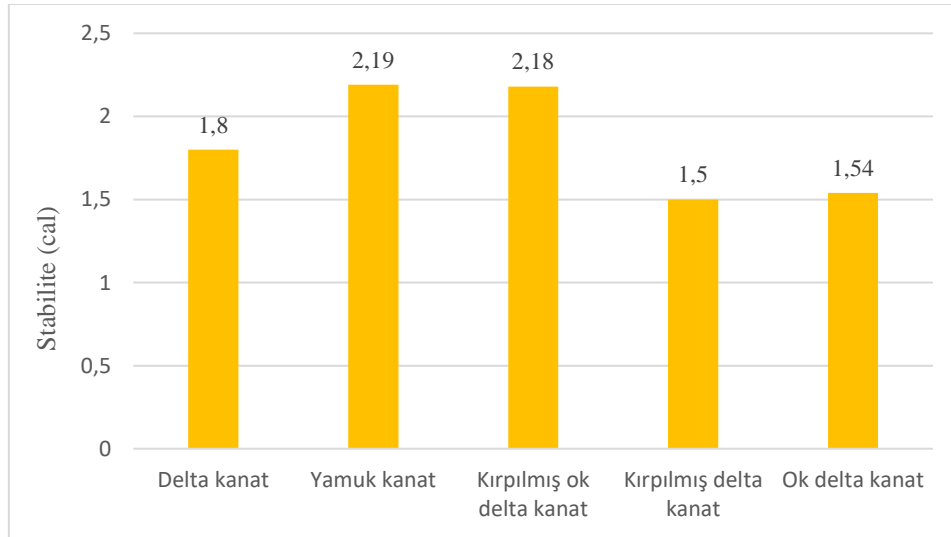
Şekil 10. Roketlerin Mach sayısındaki değişimleri

Literatürlerde ses altı hızlarda uçuş yapacak olan bir roket için Mach sayısının 0.8'den büyük, transonik uçuşlarda 0.8-1.2 aralığında, süpersonik hızlarda 1.2-5 aralığında ve hipersonik hızlarda ise 5-10 aralığında olması gerektiği ifade edilmiştir [23,31,34]. Bu çalışmada da, uçuş performansı incelenen model roketlerde ulaşılan Mach sayısının 0,80'den büyük olduğu ve roketin ses altı ve transonik hızlarda uçuşa uygun olduğu görülmüştür (Şekil 10).



Şekil 11. Roketlerin ağırlık ve basınç merkezindeki değişimler

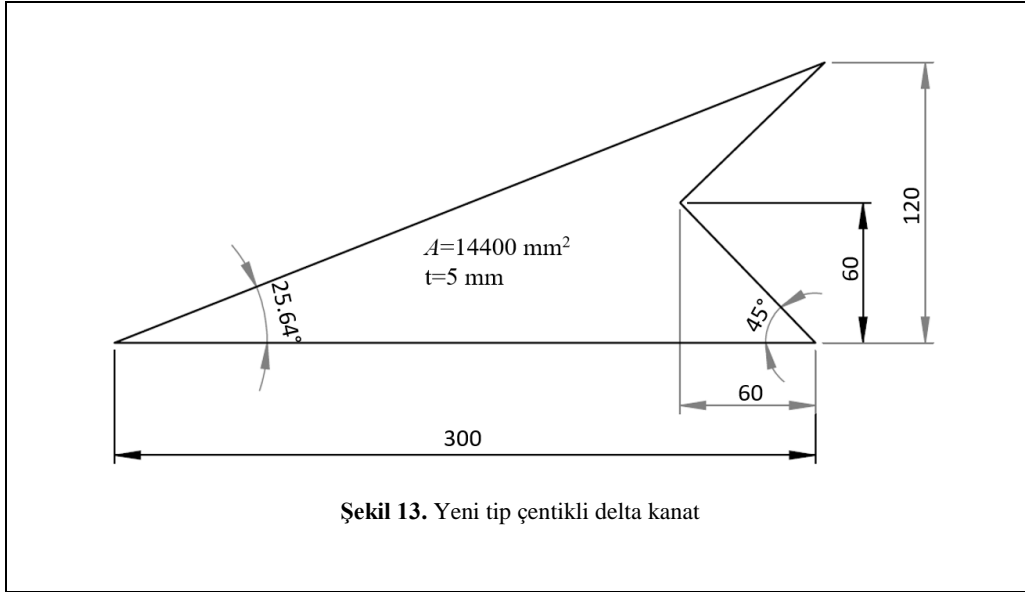
Roket stabilitesinin kararlı olması için basınç merkezi ile ağırlık merkezinin arasında en az gövde çapı kadar mesafe olmalıdır. Basınç merkezi ile ağırlık merkezi birbirlerine çok yakınsa, roket dinamik olarak yetersiz sönmülenebilir [32]. Aynı şekilde basınç merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe çok uzaksa, roket aşırı kararlı hale gelir ve bu da roketin düşmesine neden olabilir [23]. Roketin kararlı bir uçuş yapabilmesi için basınç merkezinin (C_p), ağırlık merkezinin (C_g) gerisinde bulunması gerekmektedir [2,29,30,33]. Bu Literatür bilgileri dikkate alındığında, burada tasarlanan bütün model roketlerin kararlı bir uçuş yapılabilecekleri görülmektedir. Bu roketler içerisinde ise basınç merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki farkın en az olduğu ve en iyi kararlı uçuşun ok delta kanatlı model rokette elde edildiği görülmüştür (Şekil 11).

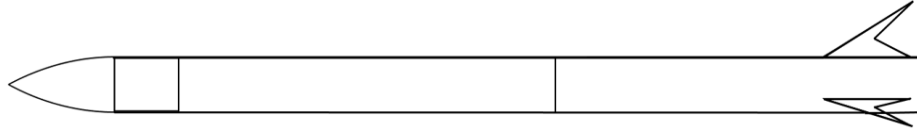


Şekil 12. Roketlerin stabilitesindeki değişimler

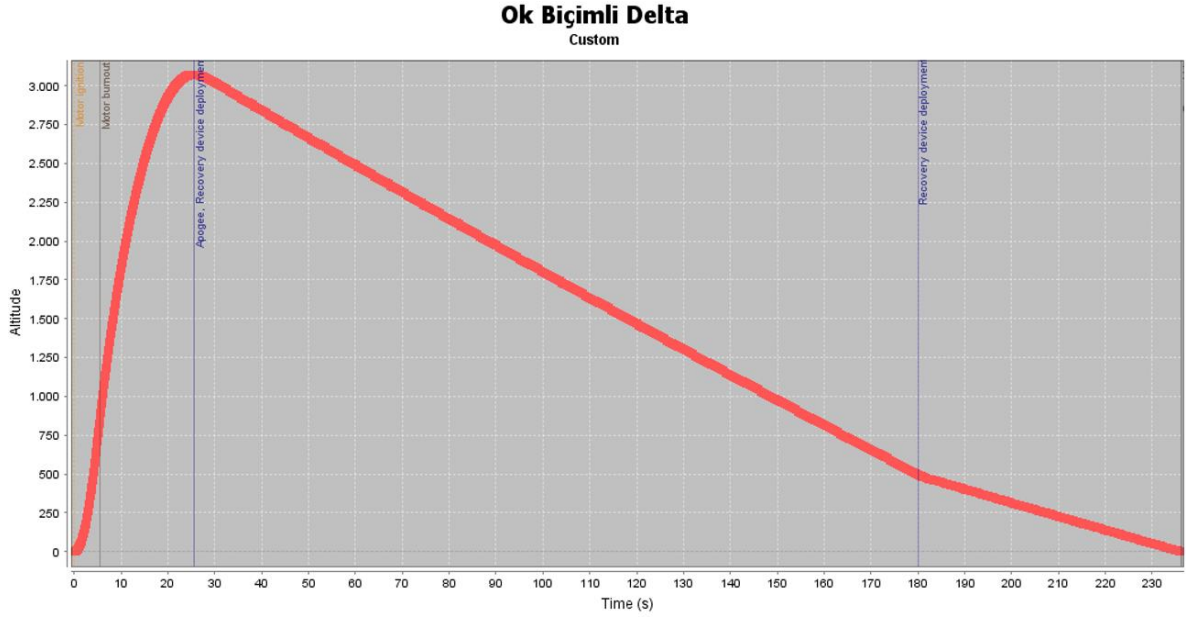
Roket stabilitesi uçuşun ve roketin seyir halinde kararlı bir şekilde yörüngesinde gidebilmesi için en önemli parametrelerden birisidir [2,5,11,25,29]. Bu çalışmada yapılan kanat tasarımlarında en iyi stabilite değeri kırpılmış delta kanat ve ok delta kanat modellerinde elde edilmiştir (Şekil 12). Yukarıda verilen bütün grafikler incelendiğinde en iyi roket performansının ok delta kanatlı model rokette elde edildiği görülmüştür (Şekil 6-12). Bu grafiklerde genel olarak kanat ağırlıklarının azalması ile roket performansını önemli derecede iyileştirdiği görülmektedir (Şekil 6-12).

Bu çalışmada, kanat modelleri içerisinde en verimli sonuçları veren ok delta kanat modeli referans alındı (Şekil 3c). Bu kanat modelinin en iyi uçuş performansını oluşturmasının nedeni, firar kenarının delta kanattaki gibi taban kenarıyla 90° ' lik açı ile değil $112,62^{\circ}$ ' lik açı ile birleşmesinden kaynaklandığı düşünülmektedir. Yine kırılmış delta kanat ile kırılmış ok delta kanat modellerinin uçuş verileri incelendiğinde de en iyi performansı kırılmış ok delta kanat modelinin verdiği görülmektedir (Şekil 3d, e ve Şekil 6-12). Bu kanat modelinde de firar kenarının taban kenarıyla 90° ' lik açı yapmadığı görülmektedir [2,6,11,13,28,29]. Çalışmada, tüm bu durumlar dikkate alınarak delta kanadın firar kenarında (Şekil 4b) boşluk oluşturarak yeni tip bir kanat tasarımı yapıldı ve bu kanada da çentikli delta kanat modeli ismi verildi (Şekil 13). Bu yeni tip kanat, model roket üzerine monte edilerek roketin uçuş performansının analizleri yapıldı ve sonuçları aşağıda grafikler halinde verildi (Şekil 14).

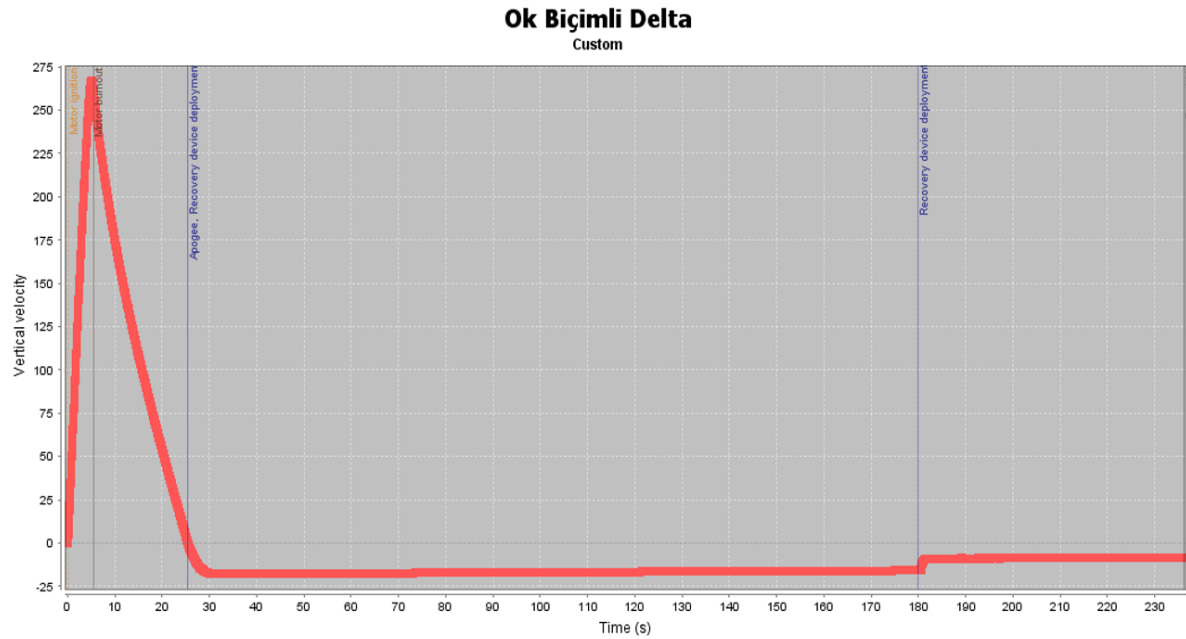




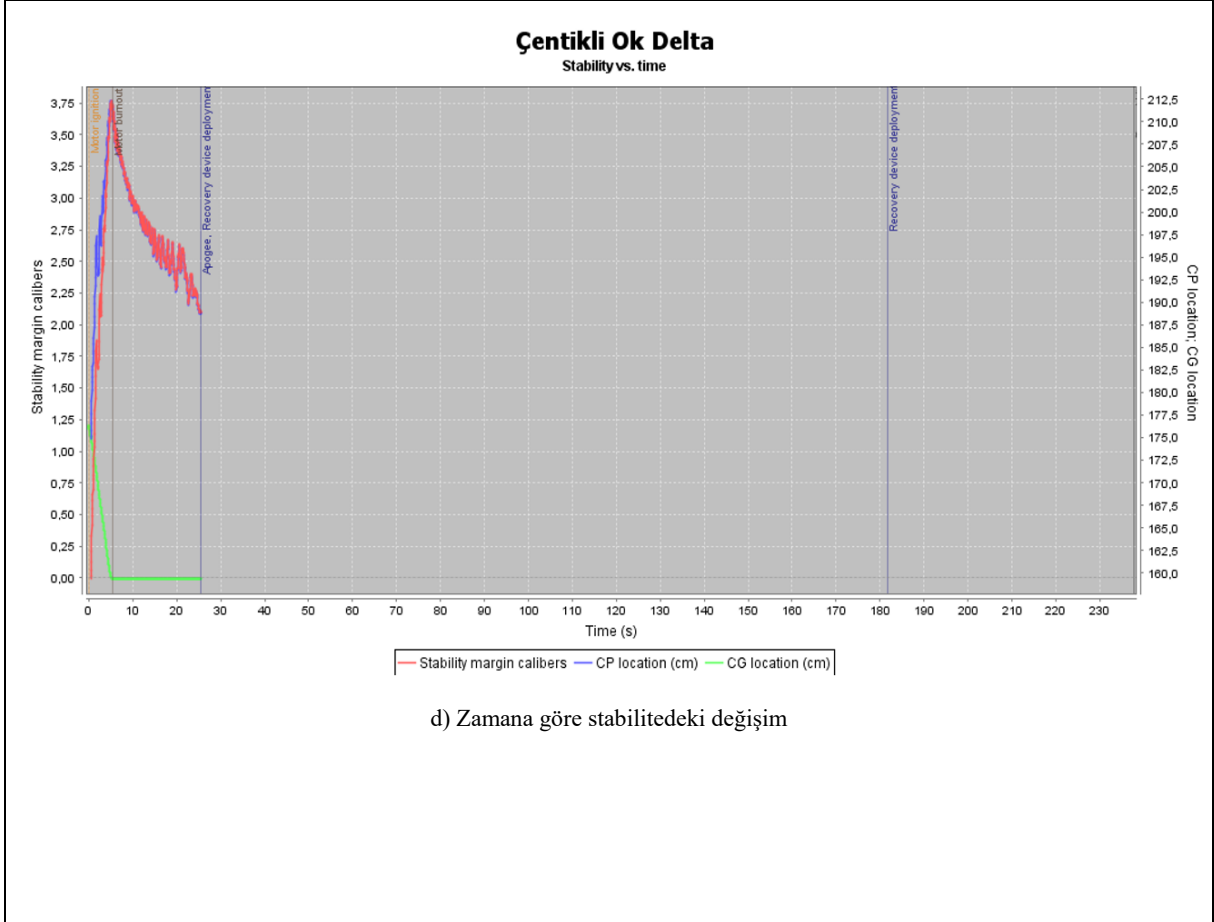
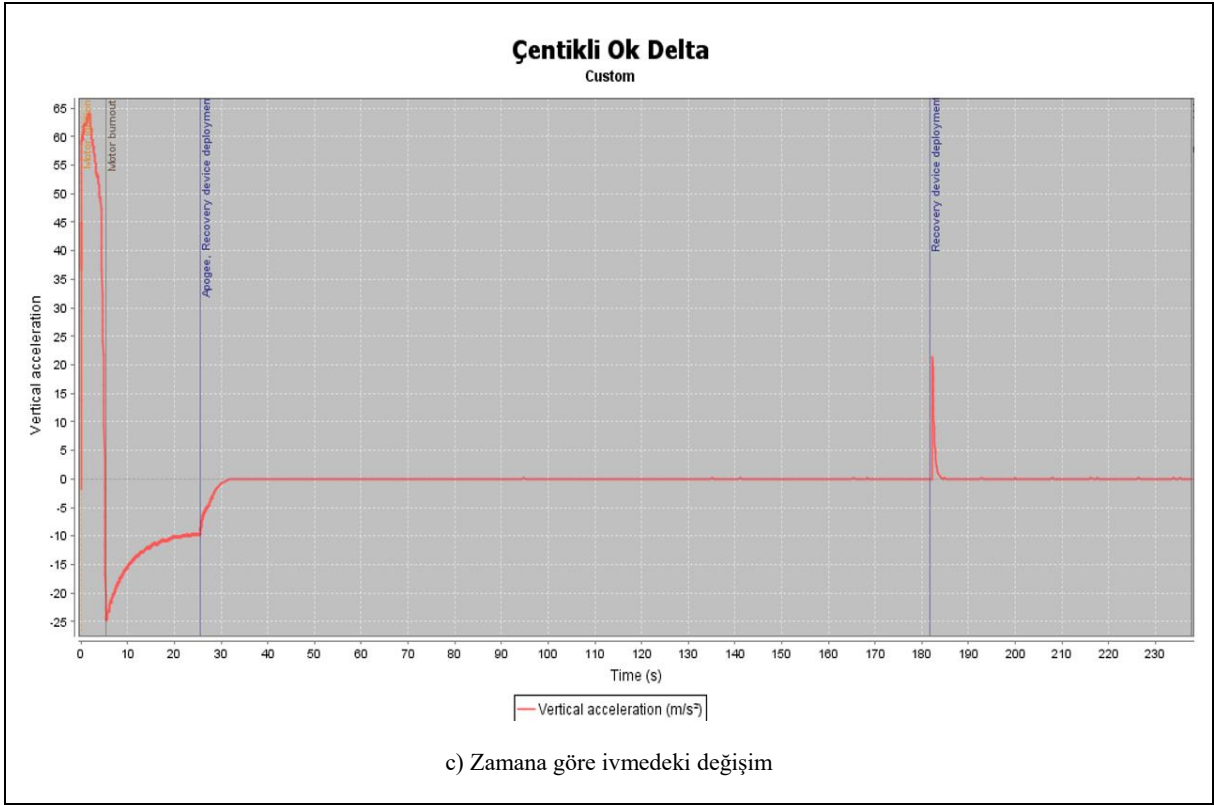
Şekil 14. Çentikli delta kanatlı model roket ve analiz sonuçları

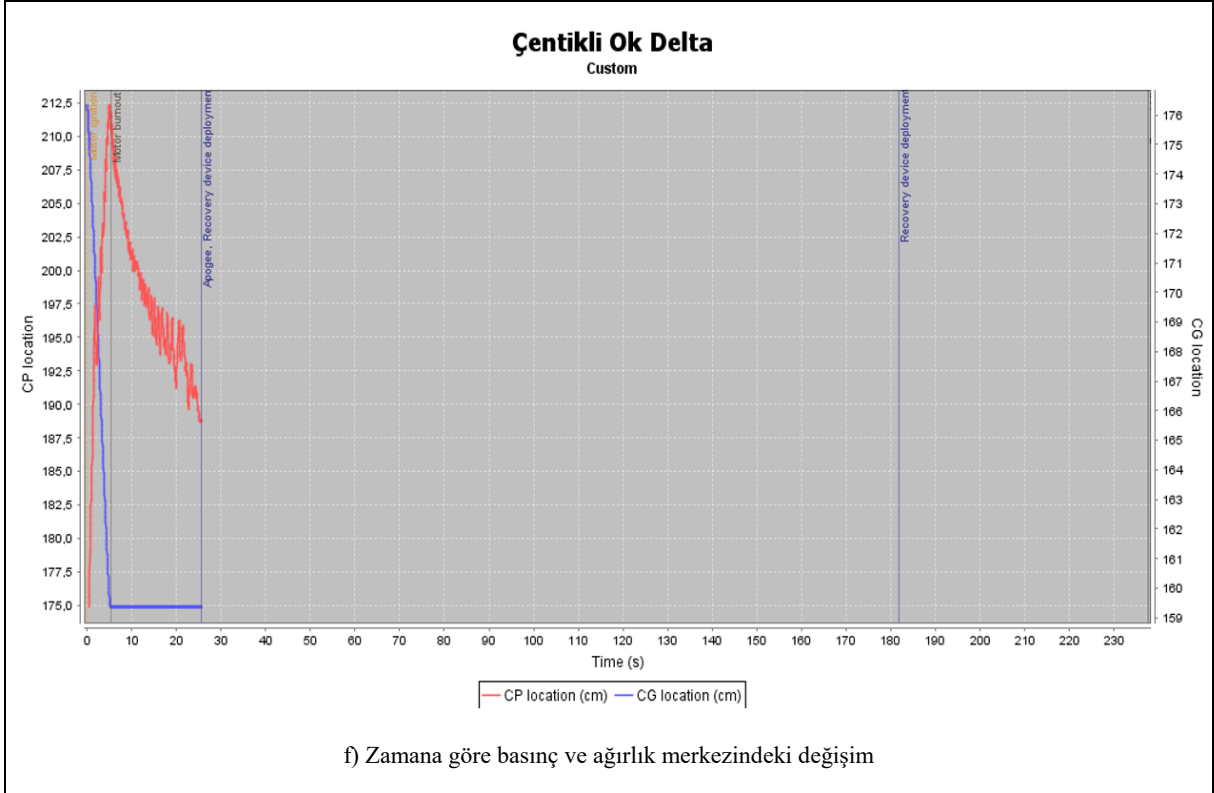
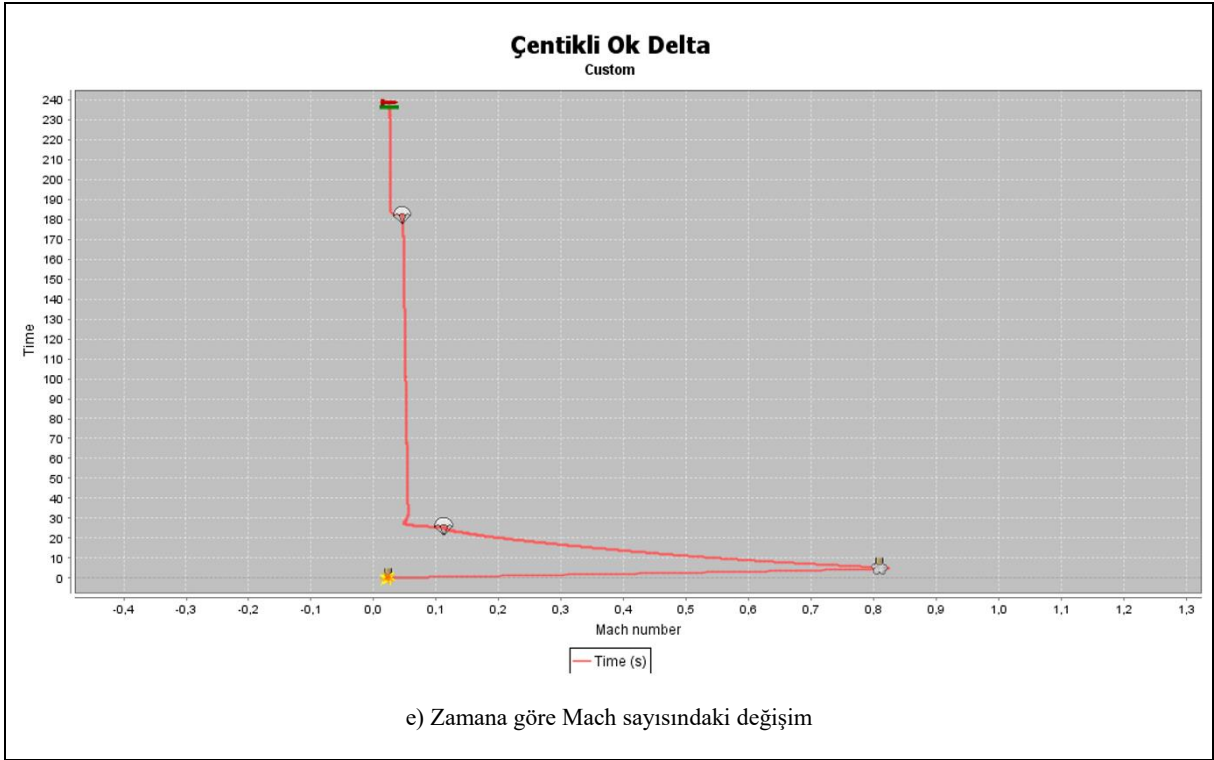


a) Zamana göre irtifadaki değişim

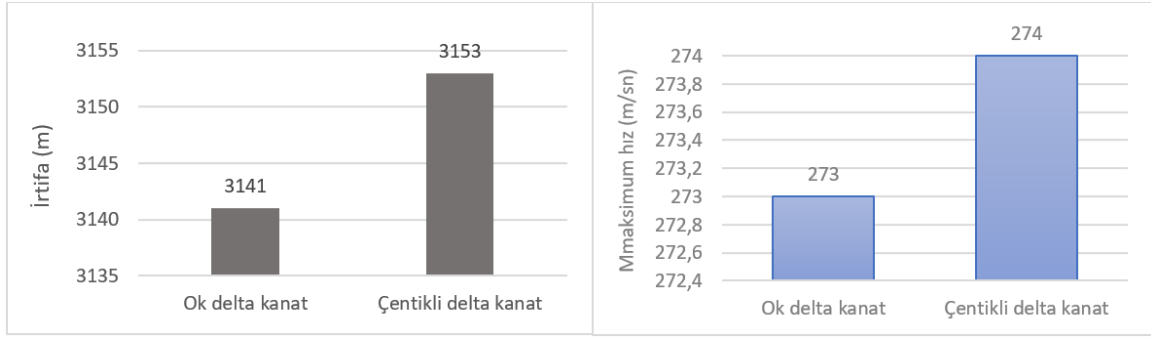


b) Zamana göre hızdaki değişim



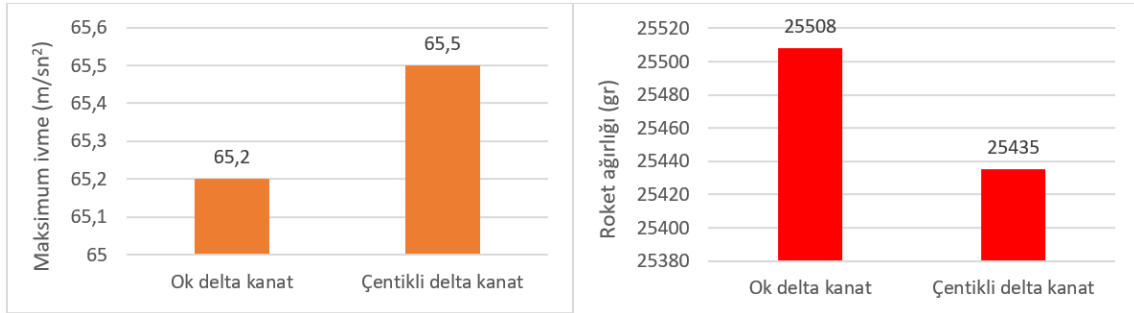


Yeni tip çentikli delta kanatlı model roketin uçuş verileri ile ok delta kanatlı model roketin uçuş verilerini daha iyi karşılaştırmak için aşağıdaki çubuk diyagramlar oluşturuldu (Şekil 15).



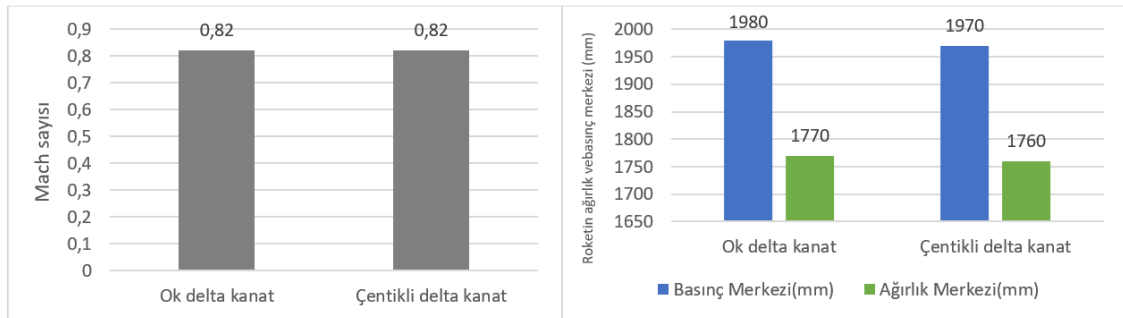
a) Maksimum irtifa

b) Maksimum hız



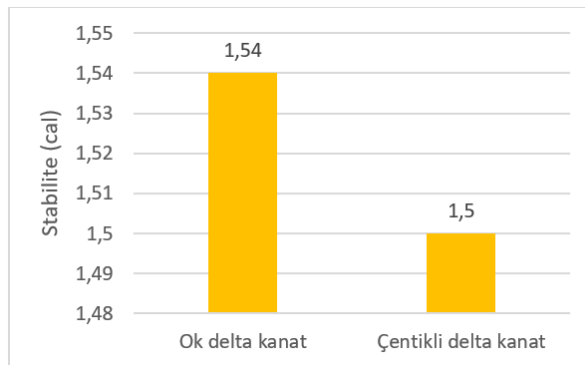
c) Maksimum ivme

d) Roket ağırlığı



e) Mach sayısı

f) Ağırlık ve basınç merkezi



g) Roket stabilitesi

Şekil 15. Yeni tip çentikli delta kanat ile ok delta kanadın uçuş performans dataları

Bu analiz sonuçlarına göre en iyi performansı yeni tip çentikli delta kanat modelinin gösterdiği görülmektedir (Şekil 15 a-g). Yine yukarıdaki bölümlerde de bahsedildiği gibi firar kenarının çentikli yapılmak suretiyle kanat ağırlığı, kanat yüzey alanı ve firar kenarının taban kenarıyla yapmış olduğu açıdan dolayı uçuş performansını artırdığı düşünülmektedir. Nitekim bu parametrelerin uçuş performansı üzerinde etkili olduğu literatürlerle de desteklenmektedir [2,6,11,13,28,29].

4. Sonuçlar

Yapılan bu çalışmada, OpenRocket programında uygulamada kullanılmış olan kanat modellerinin model bir roket üzerinde uçuş analizleri yapılmıştır. Bu analiz sonuçları dikkate alınarak yeni tip çentikli delta kanat modeli tasarlanmıştır. Bu yeni tip kanadın uçuş analizleri yapılmış ve bu kanadın model roketin uçuş performansını çok daha artırdığı görülmüştür. Bu performans üzerinde ise kanadın firar kenarının geometrisinin etkili olduğu görülmüştür. Bu kanat modelinin diğer kanat modellerine göre çok daha hafif olması sebebiyle, roketin çok daha iyi bir şekilde uçuş görevlerini tamamlayabileceği ve maliyetlerinin de azalacağı düşünülmektedir.

Kaynaklar

- [1] Barbosa, A. N., Guimarães, L. N. F., Multidisciplinary design optimization of sounding rocket fins shape using a tool called mdo-sonda, *Journal of Aerospace Technology and Management*, 4, 431-442, 2012.
- [2] Priyadarshi, P., Alam, M., Saroha, K., Multi-disciplinary multi-objective design optimization of sounding rocket fins, *International Journal of Advances in Engineering Sciences and Applied Mathematics*, 6(3), 166-182, 2014.
- [3] Vidanović, N., Rašuo, B., Kastratović, G., Grbović, A., Puharić, M., & Maksimović, K. Multidisciplinary shape optimization of missile fin configuration subject to aerodynamic heating. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 57(3), 510-527, 2020.
- [4] Khalil, M., Abdalla, H., & Kamal, O. Trajectory prediction for a typical fin stabilized artillery rocket. In *International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology (Vol. 13, No. Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT-13, May 26–28, , pp. 1-14, 2009.*
- [5] Azevedo, F. S., Knowing the stability of model rockets: A study of learning in interest-based practices, *Cognition and Instruction*, 31(3), 345-374. 2013.
- [6] Shah, S., Tanwani, N., Singh, S. K. Drag analysis for sounding rocket nose cone, *Int. Res. J. Eng. Technol.(IRJET)*, 7(07), 2020.
- [7] S. Niskanen, Development of an Open Source model rocket simulation software, MSc. Dissertation, Helsinki University of Technology, Faculty of Information and Natural Sciences, 2009.
- [8] Campbell, T. A., Seufert, S. T., Reis, R. C., Brewer, J. C., Limberger Tomiozzo, R., Whelan, C. E., Okutsu, M. Model rocket projects for aerospace engineering course: Simulation of flight trajectories. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (p. 1577)*. 2016.
- [9] Brewer, J. C., Reis, R. C., Limberger Tomiozzo, R., Okutsu, M., Model Rocket Projects for Aerospace Engineering Course: Propellant Analyses. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (p. 1578)*, 2016.
- [10] Tola, C., Nikbay, M., Investigation of the effect of thickness, taper ratio and aspect ratio on fin flutter velocity of a model rocket using response surface method. In *2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST) (pp. 27-32)*. IEEE, 2015.
- [11] Pektaş, A., Demircan, Z., Hacıabdulloğlu, Ü., Ejder, N., Tola, C. , Effects of Different Fin Shapes on Apogee and Stability of Model Rockets. In *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST) (pp. 193-199)*. IEEE, 2019.
- [12] Rohini, D., Sasikumar, C., Samiyappan, P., Dakshinamurthy, B., Koppula, N. ,Design & analysis of solid rocket using open rocket software. *Materials Today: Proceedings*, 2022.
- [13] Baloda, Y., Jaiswal, A., He, X., Datye, A., Theoretical and Experimental Performance Evaluation of Shark-Caved, Sounder, and Trapezoidal Fins. *2020 NCUR Proceedings*. 2020.
- [14] Bošković, D. M., & Krstić, M.. Stabilization of a solid propellant rocket instability by state feedback. *International Journal of Robust and Nonlinear Control: IFAC-Affiliated Journal*, 13(5), 483-495, 2003.

- [15] Gregorek, G. M. Aerodynamic drag of model rockets. Estes Industries, Penrose, CO, 2-51,1970.
- [16] Bar-Haim, B., Seginer, A., Aerodynamics of wraparound fins. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 20(4), 339-345. 1983.
- [17] LaBudde, E. V. A design procedure for maximizing altitude performance. Research and Development Project. NARAM, 1999.
- [18] Madden, R. B., A Statistical Analysis of the Roll Rate of a Launch Vehicle under the Influence of Random Fin Misalignments. *AIAA Journal*, 10(3), 324-325, 1972.
- [19] Richardson, E. H., Blackwood, J. M., Hays, M. J., Skinner, T., Solid rocket launch vehicle explosion environments. In JANNAF Conference (No. M15-4253). 2014.
- [20] Gomez, F. J., & Miikkulainen, R.. Active guidance for a finless rocket using neuroevolution. In Genetic and Evolutionary Computation Conference (pp. 2084-2095). Springer, Berlin, Heidelberg.2003.
- [21] Wertz, J. R., ed. and Larson, W. J., ed., *Launch Systems, Space Mission Analysis and Design*, 3rd ed., Microcosm Press, Hawthorne, CA, and Springer, New York, NY, pp. 719-744, 1999.
- [22] Benson, T., ed., "Rocket Stability," NASA Glen Research Center [online], <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/rktstab.html>. Yayın tarihi June 2014. Erişim tarihi Eylül 2, 2022.
- [23] Fraley, E. R., Design, Manufacturing, and Integration of Fins for 2017-2018 OSU ESRA 30k Rocket, 2018.
- [24] Hernandez, R. N., Singh, H., Messimer, S. L., Patterson, A. E., Design and performance of modular 3-D printed solid-propellant rocket airframes. *Aerospace*, 4(2), 17, 2017.
- [25] Rocketsschools. Rocket Stability.<http://www.rockets4schools.org/images/Basic.Rocket.Stability.pdf>.Erişim tarihi Eylül 1,2022
- [26] Nasa. Determining center of pressure-cp. On 14 Jan 03 Erişim tarihi Eylül 5, 2022. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rktcp.html>
- [27] Roketsan. Model roketçilik.https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf.Yayın tarihi 20.03.2020.Erişim tarihi Eylül 3, 2022.
- [28] Datye, A. Effects of Shark Caved Fins on Altitude Performance of a High-Powered Rocket. 2019 NCUR, 2019.
- [29] Bar-Haim, B., Seginer, A. Aerodynamics of wraparound fins. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 20(4), 339-345. 1983.
- [30] Yarce, A., Rodríguez, J. S., Galvez, J., Gómez, A., García, M. J., Simple-1: Development stage of the data transmission system for a solid propellant mid-power rocket model. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 850, No. 1, p. 012019). IOP Publishing, 2017.
- [31] Neutrium. Mach Number, Neutrium, https://neutrium.net/fluid_flow/mach-number/ Yayın tarihi October 2014. Erişim tarihi Eylül 1, 2022.
- [32] Negahban, S., Design of a Model Rocket Flight Logging System and In-Air Deployable Rover, 2019.
- [33] Nakka, R., Fins for Rocket Stability, *Experimental Rocketry*, <https://www.nakkarocketry.net/fins.html>.Erişim tarihi Eylül 1,2022.
- [34] Zhang, G. Q., Ji, L. C., Xu, Y., Schlüter, J., Parametric study of different fins for a rocket at supersonic flow. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 229(18), 3392-3404, 2015.