

STOKASTİK BİR OPTİMİZASYON YÖNTEMİ KULLANILARAK FÜZE DIŞ GEOMETRİLERİNİN AERODİNAMİK PERFORMANS AÇISINDAN EN İYİLEŞTİRİLMESİ

KIVANÇ ARSLAN¹ ve HAYRİ YİĞİT AKARGÜN²
ROKETSAN A.Ş., Ankara

SERKAN ÖZGEN³
ODTÜ, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, füze ve roketlerin kavramsal tasarım sürecinde kullanılacak aerodinamik performans eniyileştirmesi yapan bir tasarım aracı geliştirilmiştir. Bu tasarım aracında; füze/roket konfigürasyonlarının aerodinamik katsayılarının hesaplanmasında Missile DATCOM programı, tasarım en iyileştirmesinde ise adaptif kontrollü rasgele tarama yöntemi kullanılmıştır. Çalışma kapsamında ilk olarak, eniyileştirme yöntemi optimum değerleri bilinen bir test fonksiyonu ile doğrulanmıştır. Ardından literatürde bulunan "NASA Tandem Control Missile" (TCM) konfigürasyonuna ait aerodinamik performans parametreleri, tersine mühendislik anlayışı ile geliştirilen tasarım aracına hedef olarak tanımlanmış ve tasarım aracının TCM konfigürasyonuna ulaşması amaçlanmıştır. Tasarım aracından elde edilen konfigürasyonun geometrik özellikleri ve aerodinamik performans parametreleri TCM konfigürasyonu ile karşılaştırılmıştır.

GİRİŞ

Bir roket ya da füze konfigürasyonunun dış geometri tasarımı yapılırken geniş bir tasarım uzayının incelenmesi gerekmektedir. Bu tasarım uzayının karmaşıklığı tasarıma girdi olan parametre sayısı ile doğru orantılı olarak artmaktadır. Füze/roket aerodinamik tasarımı problemleri çok sayıda parametre, kısıt ve değişken içermekte [Fleeman, 2001], bu nedenle sonuca ulaşmak çok zaman almaktadır [Yang, Jung, Cho ve Myong, 2012]. Ayrıca aerodinamik tasarım problemlerinde girdi parametrelerine doğrudan bağlı bir sonuç fonksiyonu tanımlanamamaktadır. Sonuç fonksiyonu tanımlanamaması nedeniyle girdilerin problem sonucuna olan etkisini gözlemlemek mümkün olmamaktadır. Dolayısıyla, önceden belirlenen geometrik girdi parametreleri ve aerodinamik performans gereksinimlerini değerlendirerek tasarım uzayındaki en iyi konfigürasyona en hızlı şekilde ulaşan bir tasarım aracı mühendislik çalışmalarında önemli bir zaman tasarrufu sağlamaktadır.

Bu çalışmanın temel amacı, füze/roket tasarım problemlerinde hızlı bir şekilde tasarım uzayındaki en iyi aerodinamik performansa sahip konfigürasyonu belirleyen bir tasarım aracı geliştirilmesidir. Bu çalışmada füze/roket konfigürasyonlarının aerodinamik analizlerinde Missile DATCOM programı, tasarım en iyileştirmesini sağlamak için de türev bilgisi kullanmayan adaptif kontrollü rasgele tarama yöntemi kullanılmıştır. Geliştirilen tasarım aracı ilk olarak bir optimizasyon test fonksiyonu ile doğrulanmış, ardından literatürde bulunan "NASA Tandem Control Missile" (TCM) konfigürasyonu için tersine mühendislik yaklaşımı kullanılarak aerodinamik tasarım en iyileştirmesi yapılmıştır.

¹ Mühendis, Aerodinamik Tasarım ve Analiz Müdürlüğü/ROKETSAN A.Ş., E-posta: kivanc.arslan@roketsan.com.tr

² Uzman Mühendis, Aerodinamik Tasarım ve Analiz Müdürlüğü/ROKETSAN A.Ş., E-posta: yakargun@roketsan.com.tr

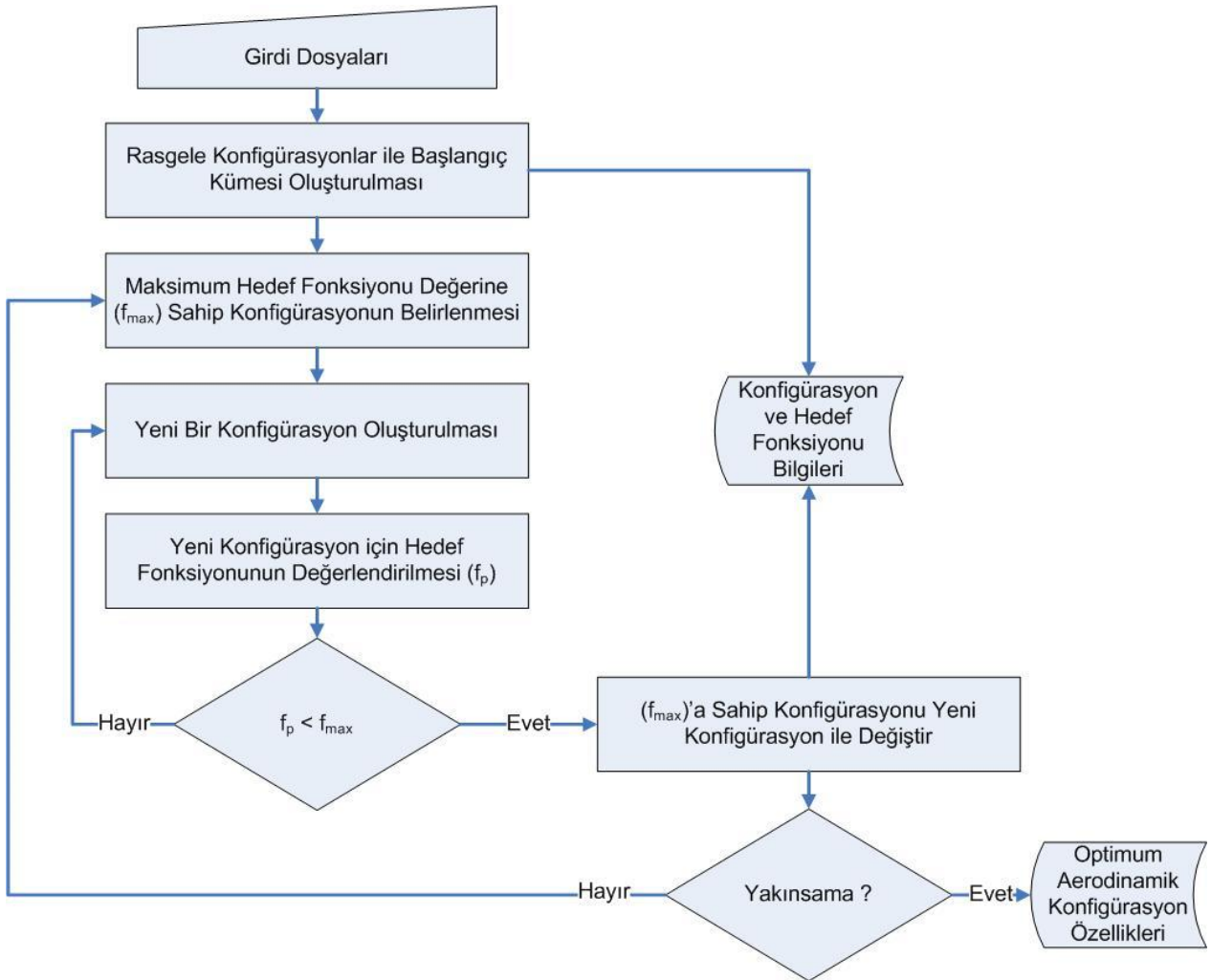
³ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: sozgen@ae.metu.edu.tr

TASARIM ARACI GELİŞTİRİLMESİNDE KULLANILAN YÖNTEM

Geliştirilen tasarım aracı, geometri en iyileştirmesi için adaptif kontrollü rasgele tarama yöntemi (ACRS) [Brachetti, De Felice Ciccoli, Di Pillo ve Lucidi, 1996] kullanılmıştır. Bu yöntem Price algoritmasının [Price, 1978] geliştirilmesi ile ortaya çıkmıştır. Bu sayede optimizasyon süresince değerlendirilen noktaların sonucun doğruluğuna olan etkisi artırılmıştır. Türev bilgisi gerektirmeyen bu yöntem, girdi parametrelerine doğrudan bağlı bir sonuç fonksiyonunun tanımlanamadığı aerodinamik tasarım problemleri için uygun bir yapıdadır. Literatürde birçok test fonksiyonu ile denenen ACRS yönteminin yeterli doğrulukta sonuçlar ürettiği belirtilmektedir [Brachetti, De Felice Ciccoli, Di Pillo ve Lucidi, 1996].

Tasarım aracı, füze konfigürasyonlarının uygunluk değerlerinin hesaplanması için gereken aerodinamik analiz sonuçları Missile DATCOM programı kullanılarak elde edilmiştir. Missile DATCOM kavramsal tasarım sürecinde bileşen-inşa ve eşdeğer hücum açısı yöntemlerini kullanarak kabul edilebilir doğrulukta aerodinamik katsayı kestirimi yapan yarı-ampirik bir analiz aracıdır [Vukelich, Stoy, Burns, Castillo ve Moore, 1988].

Geliştirilen tasarım aracı ACRS yöntemi ile konfigürasyon özellikleri belirlenmekte, ardından Missile DATCOM ile konfigürasyonun aerodinamik analizleri yapılmaktadır. Analiz sonuçları değerlendirilerek ACRS tarafından daha iyi aerodinamik performansa sahip bir konfigürasyon üretilmektedir. Bu döngü yakınsama kriteri sağlanana kadar devam ettirilmekte ve aerodinamik performans parametrelerini sağlayan bir füze geometrisi ortaya çıkarılmaktadır. Şekil 1'deki akış şemasında tasarım aracı için geliştirilen algoritma gösterilmektedir.



Şekil 1: Tasarım Aracı için Geliştirilen Algoritma

TASARIM ARACI GELİŞTİRİLMESİNDE KULLANILAN YÖNTEMİN DOĞRULANMASI

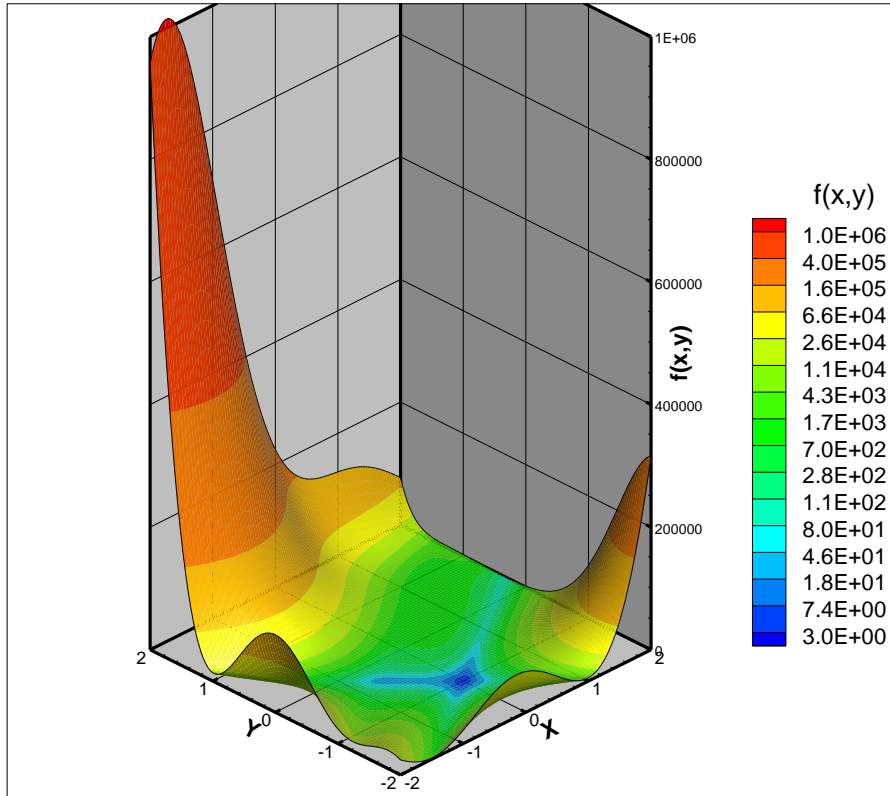
Bu çalışmada geliştirilen tasarım aracının füzelerde dış geometri en iyileştirmesinde kullanılabilmesi için optimum değeri bilinen bir test fonksiyonu ile doğrulama yapılmıştır. Literatürde optimizasyon algoritmalarının performansını test etmek için de kullanılan Goldstein-Price fonksiyonu test fonksiyonu olarak belirlenmiştir. Bu fonksiyon birden fazla lokal optimum noktaya içeren, iki değişkenli bir global optimizasyon test fonksiyonudur ve aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$f(x,y) = [1 + (x + y + 1)^2 \cdot (19 - 14x + 3x^2 - 14y + 6xy + 3y^2)] \cdot [30 + (2x - 3y)^2 \cdot (18 - 32x + 12x^2 + 48y - 36xy + 27y^2)]$$

$$-2.0 \leq x, y \leq 2.0$$

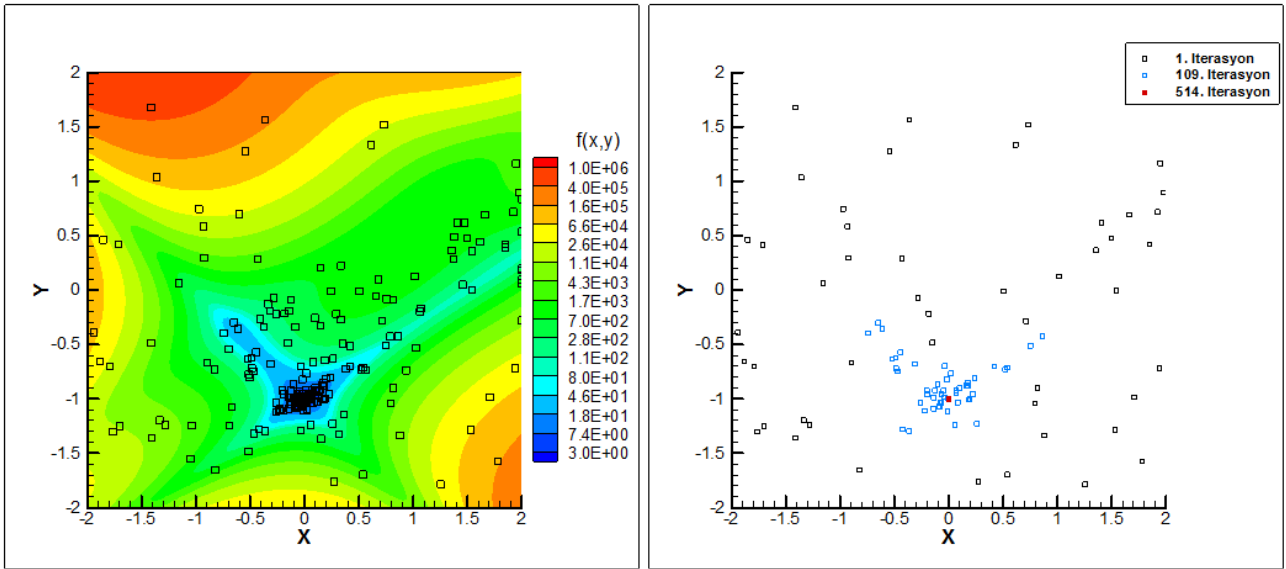
Fonksiyon global minimum değeri olan $f(x,y) = 3$ değerini $(x,y) = (0,-1)$ için almaktadır [Molga ve Smutnicki, 2005].

Goldstein-Price fonksiyonu Şekil 2'de sunulmuştur. Fonksiyon, değişken sınırları içinde çok yüksek değerler içerdiğinden fonksiyonun değişimini gösterebilmek için eşdeğer çizgiler logaritmik ölçüde gösterilmiştir. Lokal ve global optimum değerler, değişimin yani fonksiyon gradyanının fonksiyonun diğer bölgelerine göre çok daha zayıf olduğu bir alanda yer almaktadır.



Şekil 2: Goldstein-Price Fonksiyonu

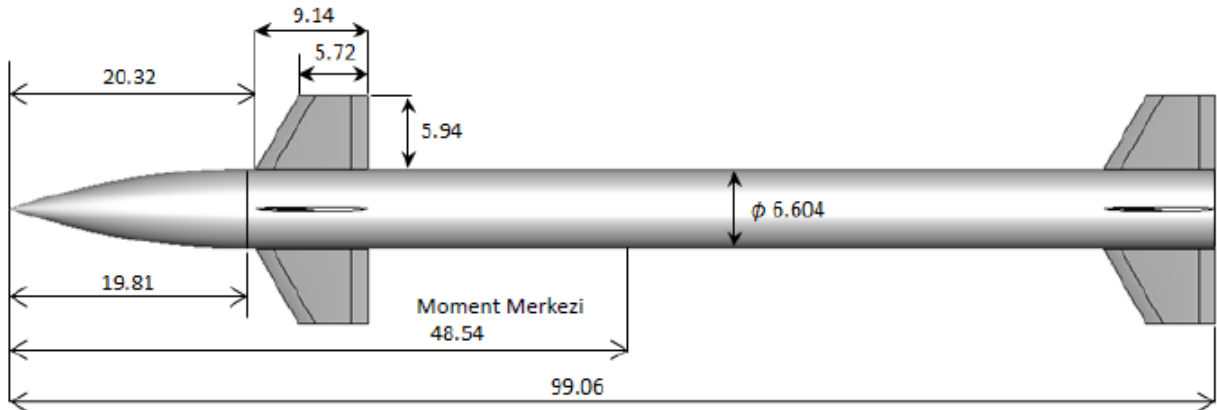
Geliştirilen tasarım aracı ile iki değişkenli Goldstein-Price fonksiyonunun global minimum noktası aranmıştır. Araç, 514 iterasyon sonucunda global minimumu $(x,y) = (0,-1)$ noktasında belirlemiştir. Şekil 3'te sırasıyla, global minimum noktası aranırken tasarım aracının taradığı tüm noktalar ve ilerleyen iterasyon adımlarında değerlendirdiği noktalar gösterilmiştir.



Şekil 3: Goldstein-Price Fonksiyonu Üzerinde Yapılan Doğrulama

AERODİNAMİK TASARIM EN İYİLEŞTİRME UYGULAMASI

Bu çalışma kapsamında geliştirilen tasarım aracı ile TCM konfigürasyonu için aerodinamik performans en iyileştirmesi yapılmıştır. TCM bir ses-üstü rüzgar tüneli denek taşı konfigürasyonudur. TCM B1T4C4 konfigürasyonunun geometrisi Şekil 4'te verilmiştir. Konfigürasyonda aynı geometrilere sahip kanard ve kuyruk kanatçıkları kullanılmıştır. Aerodinamik yüzeyler \times konfigürasyonda yerleştirilmiştir [Mendenhall, Leavitt ve Leopold, 2005; Khalid, Dujardin, Hennig, Leavitt, Leopold ve Mendenhall, 2004; Lesieutre, Love ve Dillenius, 2002].



Şekil 4: TCM Konfigürasyonu (boyutlar cm cinsindedir)

Aerodinamik tasarım en iyileştirmesi yapılırken tersine mühendislik anlayışı ile TCM konfigürasyonuna ait aerodinamik performans parametreleri tasarım aracına hedef olarak girilmiştir. Tasarım çıktısı olarak da TCM konfigürasyonuna yakın bir geometri elde edilmesi amaçlanmıştır.

Tasarım aracında aerodinamik performans parametrelerinin hesaplanması Missile DATCOM aerodinamik analiz aracı ile gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada hedef olarak 1.75 Mach sayısında, 16° hücum açısındaki normal kuvvet katsayısı (C_N), 4° ve 16° hücum açılarında basınç merkezi konumu (X_{CP}/D) ile 0° hücum açısındaki aksel kuvvet katsayısı (C_A) seçilmiştir (Tablo 1). Basınç merkezi konumu moment merkezine olan uzaklık olarak, füze çapı ile boyutsuzlaştırılmış şekilde gösterilmiştir.

Tablo 1: Hedef Aerodinamik Performans Parametreleri

$C_N (\alpha=16^\circ)$	$X_{CP}/D (\alpha=4^\circ)$	$X_{CP}/D (\alpha=16^\circ)$	$C_A (\alpha=0^\circ)$
6.532	0.370	0.132	0.517

Tasarım aracının Tablo 1'deki hedeflere ulaşabilmesi amacıyla füze geometrisi değişkenleri kanard için tanımlanmıştır. Bu değişkenler; kanard hücum kenarının burundan olan uzaklığı, kanard açıklığı, kök veteri ve kanard incelme oranıdır. Bu değişkenlerin alt ve üst sınırları ve TCM B1T4C4 konfigürasyondaki değerleri Tablo 2'de sunulmuştur.

Tablo 2: Füze Geometrisi Değişken ve Sınırları


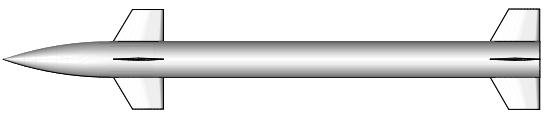

Değişken	Açıklama	Alt sınır	Üst sınır	TCM B1T4C4
XLE[cm]	Kanard hücum kenarı konumu	19.0	70.0	20.32
SSPAN [cm]	Kanard açıklığı	3.0	15.0	5.94
RCHORD [cm]	Kök veteri	5.0	20.0	9.14
TR	Kanard incelme oranı	0.3	1.0	0.625

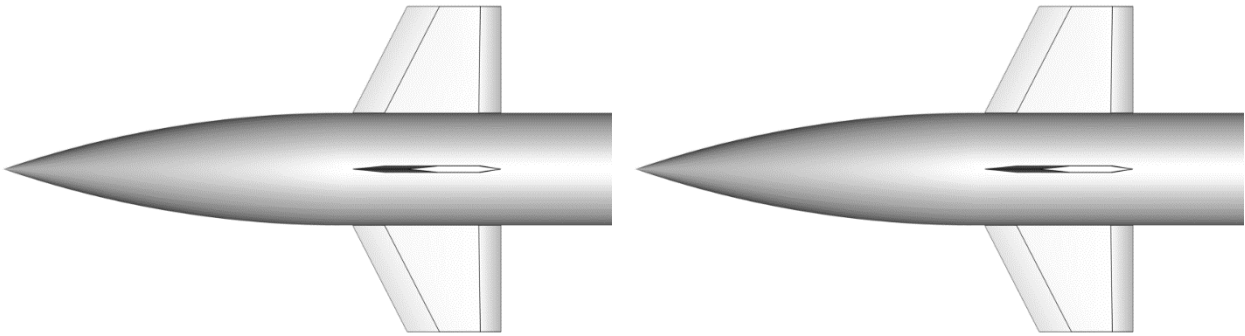
Tablo 2'de görüldüğü gibi değişken sınırları geniş tutulmuş ve birçok olası konfigürasyonun değerlendirilebilmesi amaçlanmıştır.

Belirlenen değişken kısıtları ve hedefler doğrultusunda tasarım aracı ile analizler gerçekleştirilmiştir. 3819 iterasyon sonunda tasarım programı hedeflenen aerodinamik performans parametrelerine ulaşmıştır. Optimizasyon süresince ortaya çıkan bazı konfigürasyonlar Tablo 3'te verilmiştir. Sonuç olarak elde edilen optimum geometri ve TCM B1T4C4 geometrisi kanard etrafında yakınlştırılarak Şekil 4'te gösterilmiştir.

Tablo 3: Optimizasyon Süresince Konfigürasyon Geometrilerinin Değişimi

İterasyon Adımı	Konfigürasyon Geometrisi
1	
5	
50	
200	
500	

1000	
2000	
3619 (Optimum Konfigürasyon)	



Şekil 4: Tasarım Aracının Belirlediği Geometri (sol), TCM B1T4C4 (sağ)

Tasarım aracıyla belirlenen optimum konfigürasyona ve TCM B1T4C4'e ait aerodinamik performans parametreleri ile geometrik değerler sırasıyla Tablo 4 ve 5'te sunulmuştur.

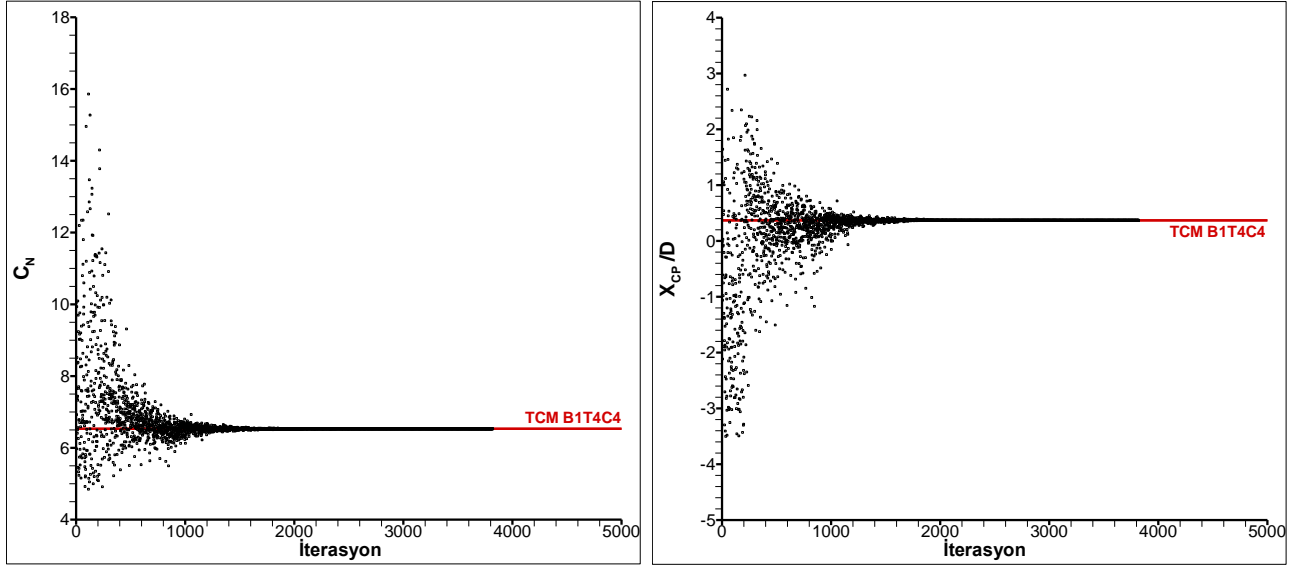
Tablo 4: Optimum Konfigürasyon ve TCM B1T4C4 (hedef) Aerodinamik Performans Parametreleri

	Optimum Konf.	TCM-B1T4C4
$C_N (\alpha=16^\circ)$	6.532	6.532
$X_{CP}/D (\alpha=4^\circ)$	0.370	0.370
$X_{CP}/D (\alpha=16^\circ)$	0.132	0.132
$C_A (\alpha=0^\circ)$	0.517	0.517

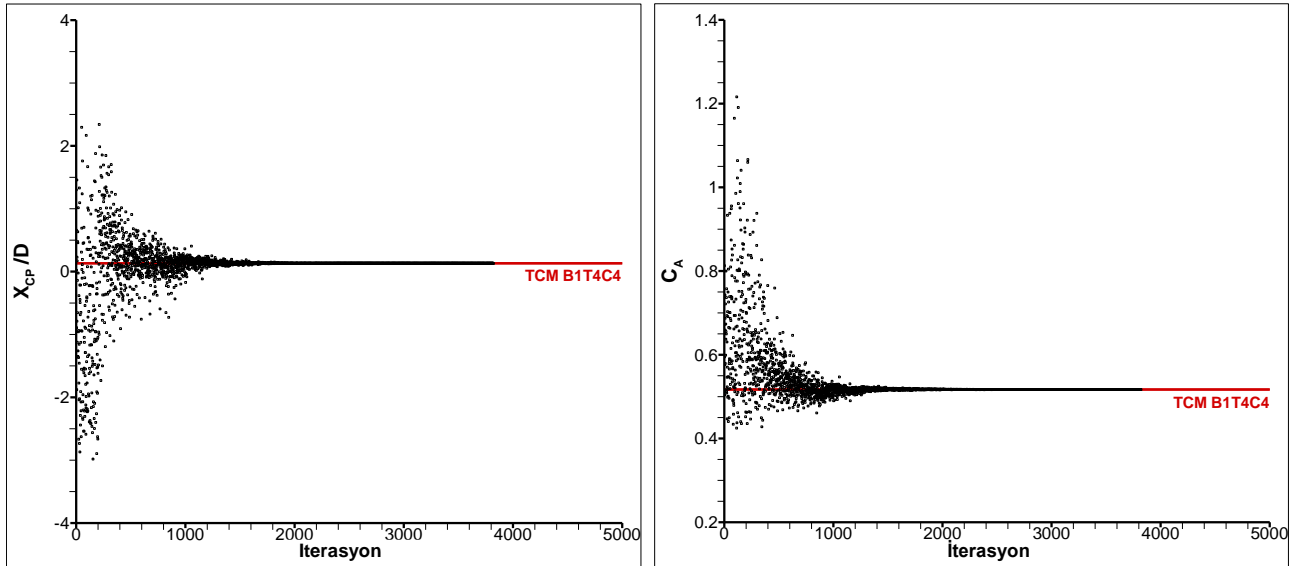
Tablo 5: Optimum ve TCM B1T4C4 Füze Geometrisi Değerleri

	Optimum Konf.	TCM B1T4C4
XLE [cm]	20.33	20.32
SSPAN [cm]	5.95	5.94
RCHORD [cm]	9.13	9.14
TR	0.62	0.63

Optimizasyon süresince tasarım aracı tarafından değerlendirilen konfigürasyonların aerodinamik performans parametreleri ve hedef fonksiyonu değişimleri Şekil 5-7’de gösterilmiştir.



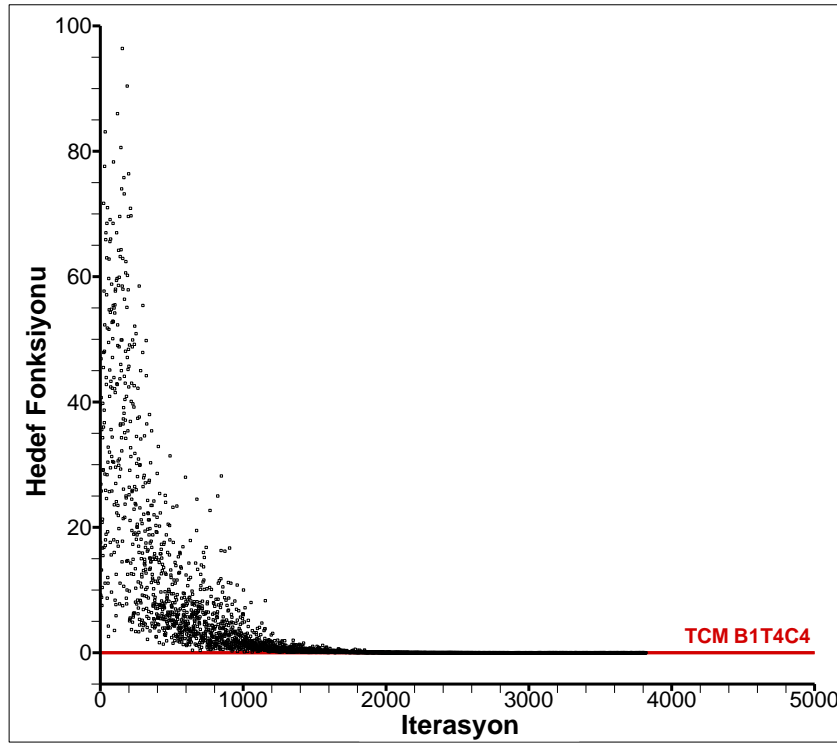
Şekil 5: Normal Kuvvet Katsayısının ($M=1.75$, $\alpha=16^\circ$) ve Basınç Merkezi Konumunun ($M=1.75$, $\alpha=4^\circ$) Optimizasyon Süresince Değişimi



Şekil 6: Basınç Merkezi Konumunun ($M=1.75$, $\alpha=16^\circ$) ve Eksenel Kuvvet Katsayısının ($M=1.75$, $\alpha=0^\circ$) Optimizasyon Süresince Değişimi

SONUÇ

Bu çalışmada, füze/roket tasarım problemleri için hızlı bir şekilde, tasarım uzayındaki en iyi aerodinamik performansa sahip füze/roket konfigürasyonunu belirleyen bir tasarım aracı geliştirilmiştir. Geliştirilen tasarım aracında; stokastik bir optimizasyon metodu olan adaptif kontrollü rastlantısal tarama yöntemi ile aerodinamik hızlı tahmin aracı Missile DATCOM beraber kullanılmıştır. Tasarım aracı bir optimizasyon test fonksiyonu kullanılarak doğrulanmış, ardından tersine mühendislik yaklaşımı ile “NASA Tandem Control Missile” (TCM) için aerodinamik tasarım en iyileştirmesi uygulaması yapılmıştır. Tasarım aracından elde edilen sonuçların belirlenen hedef aerodinamik performans parametreleri ile uyumluluğu gösterilmiştir.



Şekil 7: Optimizasyon Süresince Hedef Fonksiyonun Değişimi

KAYNAKÇA

- Brachetti, P., De Felice Ciccoli, M., Di Pillo, G. ve Lucidi, S., 1996. *A New Version of the Price's Algorithm for Global Optimization*, Journal of Global Optimization, Cilt. 10, s. 165-184
- Fleeman, E.L., 2001. *Tactical Missile Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston
- Khalid, M., Dujardin, A., Hennig, P., Leavitt, L., Leopold, F. ve Mendenhall, M., 2004. *Application of Various Turbulence Models to Investigate the Aerodynamic Performance of a NASA Dual Control Missile*, AIAA 22nd Applied Aerodynamics Conference, Rhode Island
- Lesieutre, D., Love, J. ve Dillenius, M., 2002. *Recent Applications and Improvements to the Engineering Level Aerodynamic Predictions Software MISL3*, AIAA 40th Aerospace Meeting and Exhibit, Reno
- Mendenhall, M. R., Leavitt, L. D. ve Leopold, F., 2005. *Experimental Test Cases, Assesment of Turbulence Modeling for High-Speed Vehicles*, RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) TG-082
- Molga, M. and Smutnicki, C., 2005. *Test Functions for Optimization Needs*, <http://www.zsd.ict.pwr.wroc.pl/files/docs/functions.pdf> adresinden Haziran 2013'te alınmıştır
- Price W.L., 1978. *A Controlled Random Search Procedure for Global Optimization*, Towards Global Optimization 2, Amsterdam
- Vukelich S. R., Stoy S. L., Burns A. K., Castillo J. A. ve Moore M. E., 1988. *Missile DATCOM Volume I – Final Report*, Missouri
- Yang Y. R., Jung S. K., Cho T. H. ve Myong R. S., 2012. *Aerodynamic Shape Optimization System of a Canard-Controlled Missile Using Trajectory-Dependent Aerodynamic Coefficients*, Journal of Spacecraft and Rockets, Cilt. 49, s. 243-249