

## SÜPERSONİK BİR FÜZE ÜZERİNDEKİ AERODİNAMİK YÜKLERİN AÇIK KAYNAKLI HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ VE ARAÇLARI KULLANILARAK TAHMİN EDİLMESİ

Şeyda ÖZTÜRK-KIRIŞLI<sup>1</sup>

Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi, Sivas

Mustafa KAYA<sup>2</sup>

Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Hesaplama Akışkanlar Dinamiği (HAD), füzelere etki eden aerodinamik kuvvetleri doğru bir şekilde tahmin etmek için kullanılan etkili bir hesaplama aracıdır. Küresel kör konik burun konili füze modelleri için koni uzunluğu, füze çapı, füze uzunluğu ve Mach sayısının parametreleri kaldırma ve moment katsayıları açısından analiz edilmiştir. 4 Parametrelili Box Behnken Deney Tasarımı (İng: Design of Experiment, DOE) yöntemi kullanılarak farklı füze modelleri oluşturulmuştur. Sabit bir hücum açısı altında 25 farklı füze tasarımı incelenmiştir. Oluşturulan modellerin etrafındaki daimî-hâl türbülanslı akış alanları, Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemlerinin çözülmesiyle hesaplanmıştır. Türbülans viskozitesini hesaplamak için genişletilmiş duvar fonksiyonuna sahip Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. İncelenen durumlar için sürüklenme ve moment katsayısı değerlerinin önemli ölçüde farklılık gösterdiği gözlemlenmiştir. Üstelik bu dört parametrenin şok dalgasının oluşumu ve özellikleri üzerinde belirgin bir etkisi vardır.*

### GİRİŞ

Günümüzde gelişen siyasi stratejiler ile birlikte tüm dünyada olduğu gibi Türkiye’de de savunma sanayi büyük önem kazanmıştır. Savunma teknolojilerini geliştirmek amacıyla, son zamanlarda güdümlü mühimmatların silah menzilin artırılabilecek tasarım ve yaklaşımların araştırılmasına büyük önem verilmektedir. Bu yapıların tasarım sürecine ilişkin bilgi birikimi her zaman olduğundan daha da fazla gelişmeye ve yaygınlaşmaya başlamıştır.

Füze tasarımının kritik bir yönü burun konisinin aerodinamik performansıdır. Birkaç çalışma, kanat konfigürasyonları, hücum açısı ve şekil optimizasyonu gibi parametrelere odaklanarak füzelerin aerodinamik özelliklerinin değerlendirilmesi ve optimizasyonunu araştırmıştır. Şumnu ve Güzelbey, kanat ve kuyruk yüzgeci konfigürasyonlarını dikkate alarak füzelerin aerodinamik verimliliğini artırmak için HAD simülasyonları ve harici şekil optimizasyonu gerçekleştirmiştir [Şumnu, Güzelbey ve Öğütücü, 2020]. Gaonkar ve grubu [Gaonkar, Menon ve Srinivas, 2019], hücum açısını değiştirerek sayısal simülasyonlar yoluyla kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini optimize ederek süpersonik bir füzenin aerodinamik performansını artırmayı amaçlamıştır. Ukirde ve grubu [Ukirde, Pawar, Rahane, Sagar ve Shinde, 2023], aerodinamik özelliklerin iyileştirilmesine vurgu yaparak füzelerin aerodinamik şekil optimizasyonu için çok amaçlı bir genetik algoritma kullanmıştır. Rosema [Rosema,2015], füze gövdeleri için çeşitli yüzgeçlerin aerodinamik çalışmasını inceleyerek füze tasarımının optimizasyonuna katkıda bulunmuştur. Kim ve grubu [Kim, Yun, Moon ve Jung, 2003], uzunlamasına aerodinamik kuvvetlere ve momentlere odaklanarak, kanatçıklı füze yapılandırılmaları için tahmini metodolojileri değerlendirmek üzere bir kıyaslama çalışması yürüttüler. Ageev ve Pavlenko [Ageev ve Pavlenko, 2016], aerodinamik kontrol yüzeylerindeki gelişmeleri sergileyen aktif spoiler’lı akıllı füze kanatçıkları geliştirdiler. Ek olarak, Tanil ve grubu [Tanil, Platin ve Mahmutyazicioglu, 2009], süpersonik hızlarda dönen gövdelerdeki aerodinamik

<sup>1</sup> Araştırma görevlisi, Uzun Müh. Böl., E-posta: seydaozturk@sivas.edu.tr

<sup>2</sup> Doç. Dr., Havacılık ve Uzun Müh. Böl., E-posta: mukaya@ybu.edu.tr

sürtünmeyi en aza indirmeyi hedefleyerek, gelişmiş performans için sürtünmeyi azaltmanın önemini vurguladılar. Dahası, Khalil ve Ahmed [Khalil and Ahmed, 2023], kavramsal tasarımda füzelerin dış konfigürasyon optimizasyonunu araştırarak aerodinamik konfigürasyonların boyutlandırılması için yöntemlere vurgu yaptılar. Kim ve grubu [Kim, Kim and Park, 2013], aeroelastisitenin taktik füzelerin uçuş performansı ve dağılımı üzerindeki etkisini araştırdılar. Despirito ve Sahu [Despirito ve Sahu, 2001], uçuş yönünü tersine çevirme gerektiren çevik füzeler için aerodinamik bir eğim kontrol tasarımı önerdiler. Süpersonik rejimde ızgara kanatçıklarına sahip füzeler için aerodinamik katsayıları tahmin etmek için viskoz CFD hesaplamalarını kullandılar.

Kim ve grubu [Kim, Kim and Park, 2013], aerodinamik ayarlamalar için kontrol yüzeylerinin kullanımını sergileyen aktif spoiler'lı akıllı füze kanatçıkları geliştirdiler. Carpenter ve grubu [Carpenter, Hartfield ve Burkhalter, 2011], geleneksel yöntemlere bir alternatif sunarak füze aerodinamik performansını hızla karakterize etmek için istatistiksel öğrenme tekniklerini kullanan kapsamlı bir yaklaşım önerdiler. Chen ve grubu [Chen, Xian ve Li, 2014], akışkan akışı ve yapısal deformasyonlar arasındaki etkileşimi vurgulayarak ince bir roketin aeroelastik hesaplamalarına odaklandılar. Şumnu [Şumnu, 2023] tarafından yapılan bir çalışmada, farklı Mach sayılarında ve hücum açılarında aerodinamik performansı karşılaştırmak için çeşitli kanat konfigürasyonları incelendi. Palacios ve grubu [Palacios ve Smith, 2014], yüzeydeki girdapların aerodinamik üzerindeki etkisini göstererek rotor kanatlarındaki aktif Gurney kanatçıklarının uygulamasını araştırdılar. Tang ve grubu [Tang, Muppidi, Bose, Norman, Tanimoto ve Clark, 2015], süpersonik şişirilebilir aerodinamik yavaşlatıcı için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanarak aerodinamik modelleri doğruladılar. Lucia ve grubu [Lucia, Beran ve Silva, 2004], aeroelastik sistem geliştirme için entegre Volterra teorisini ve uygun ortogonal ayrıştırmayı yaptı. Ayrıca, Heavy ve grubu [Heavy, Johnson ve Taylor, 2002], mermi aerodinamiği için çok disiplinli HAD ve yapısal dinamik analizinin kullanımını vurguladı. Siddiqui ve grubu [Siddiqui, Khan ve Khan, 2019], gelişmiş taktik savaş uçakları için kavramsal tasarımları karşılaştıran bir hesaplamalı aerodinamik çalışması yürüttü. Cai ve grubu [Cai, Zhang, Wang ve Huang, 2019], süpersonik kanatçıkların aeroelastik davranışını analiz ederek dinamik yüklerde atalet kuvvetlerinin önemini vurguladı.

Süpersonik füzelerin aerodinamik davranışının incelenmesi, bu yüksek hızlı mermilerin tasarımında ve geliştirilmesinde kritik bir bileşendir, çünkü verimlilikleri, kararlılıkları ve performansları uçuş sırasında karşılaştıkları karmaşık akış olaylarından büyük ölçüde etkilenir [Vaughn, 2006].

Son yıllarda, bir nesne üzerindeki süpersonik akışın incelenmesinin, bu nesnenin aerodinamik özelliklerini analiz etmek için bir kriter olarak önem kazandığı belirtilmiştir. "Aerodinamik özellik" ifadesi, nesnenin, karşılaştığı nesne üzerinde yarattığı kuvvetler ve momentler açısından akışın yüksek hızından ne kadar etkilendiğini ifade eder [Mishra, Naveed, Shivam, Chandrashekar, Hrithik and Kumar, 2022]. Önemli menzillere ulaşmak için, Vasile ve diğerleri, mevcut çalışmada uçuş aracı tasarımlarına uygun aerodinamik performans (yüksek kaldırma-sürüklenme oranı) sağlayan etkili bir tasarım aracı geliştirmeyi amaçlamıştır. Güdümlü mühimmatlar, genellikle temel bir kavramla başlayan ve performans gereksinimleri karşılanana kadar sürekli olarak değiştirilen yinelemeli bir süreç kullanılarak tasarlanır [Vasile, Bryson ve Fresconi, 2020]. Güdümlü mühimmat akış analizlerinin büyük çoğunluğu sayısal yöntemler ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak tamamlanmaktadır [Pathan, Dabeer ve Khan, 2018].

Paul ve grubu düşük doğruluklu kodların güdümlü mühimmatlar için aerodinamik katsayıları tahmin etme doğruluğu üzerindeki kısıtlamaları daha derinlemesine anlamayı amaçladı ve düşük (yarı deneysel), orta (görünmez CFD) ve yüksek doğruluk (Navier-Stokes CFD) seviyelerinde kullanılan tahmin teknolojilerini karşılaştırdı. Performansları dört farklı konfigürasyonda ve farklı Mach sayısı rejimlerinde değerlendirdiler. Genel bir kanard kontrollü ses altı mermi, NASA Strake-Tail Missile, The Air-Force Finner Missile (AFF) ve Laboratory Test Vehicle (LTV) konfigürasyonları düşük bir hücum açısına, düşük Mach sayısına ve tüm metodolojiler için en fazla "+" yöne sahiptir. Ancak, DATCOM girdap modelleri düşük Mach sayılarında girdap-kanat etkileşimi de dahil olmak üzere bazı doğrusal olmayan akış fiziğini tahmin edebilse de, daha yüksek Mach sayılarında değişken geometriler için bunu başaramadılar [Paul, Vasile ve Despirito, 2021].

Mevcut çalışmada, kavramsal tasarımı yapılan füzenin burun çapı sabit kalırken, füze uzunluğu, burun konisi uzunluğu, burun konisi çapı ve Mach sayısı parametreleri değiştirildi. Bu modeli

oluşturmak için gerekli veri noktaları, Box-Behnken deneysel tasarım yaklaşımıyla seçildi ve 3 boyutlu Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsü kullanılarak çözüldü.

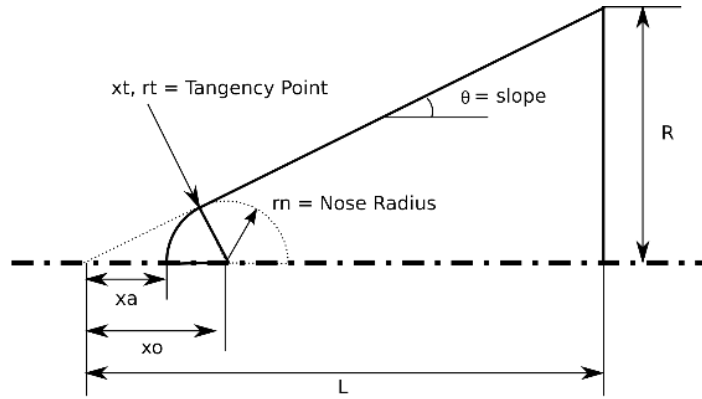
## YÖNTEM

### SU2

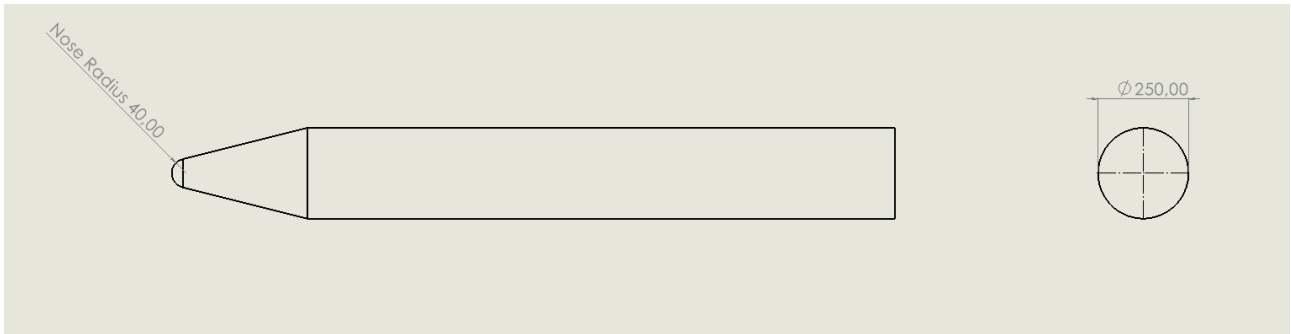
Bu çalışmadaki tüm hesaplamalar Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen açık kaynaklı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği programı olan SU2 (*İng: Stanford University Unstructured*) kullanılarak yapılmıştır. SU2, çoklu fizik analizi ve optimizasyon zorluklarını ele almak için yapısız ağ (*İng: unstructured grid*) topolojilerini kullanmak üzere tasarlanmış açık kaynaklı bir hesaplamalı analiz ve tasarım programıdır. Yapısız ağlardaki kısmi diferansiyel denklem (*İng: Partial Differential Equation*) tabanlı problemleri çözmek için tasarlanmıştır [Economon, Palacios, Copeland, Lucaczyk ve Alonso, 2016].

### Füze Geometrisi

Bu çalışmada sayısal analiz için kullanılan geometriler, küresel köreltilmiş konik burun konisine (*İng: spherically blunted conic nose cone*) sahip bir füze şeklindedir. Analizlerde değerlendirilen füzelerin tümü aynı burun konisine sahip ancak farklı boyutlarda olacak şekilde tasarlanmıştır. Çalışmada kullanılan parametre değerleri Tablo 2'de verilmiştir. Bu çalışmadaki tüm füzelerin burun konisi yarıçapı ( $r_n$ ) sabit ve 0,004 m olacak şekilde hesaplamalar yapılmıştır. Şekil 1, küresel konik burun konisi modelinin özelliklerini göstermektedir. Burun konisinin taban yarıçapı Şekil 1'de gösterilmiştir. Burun konisi çapının ( $D$ ) 0,25 m, burun konisinin toplam uzunluğunun ( $L$ ) 0,5 m ve füze uzunluğunun ( $L_b$ ) 2 m olduğu Durum 22 için füzenin çizimi Şekil 2'de gösterilmiştir.



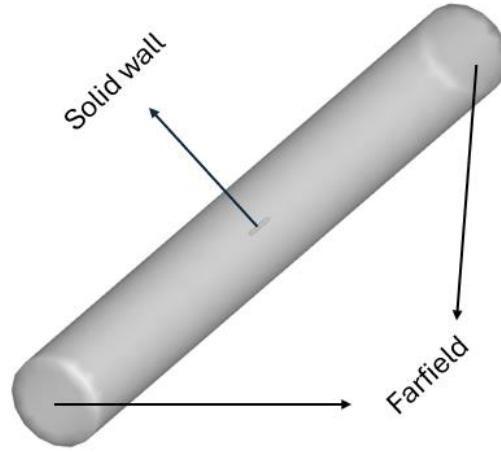
Şekil 1. Küresel olarak köreltilmiş burun konisi geometrisi



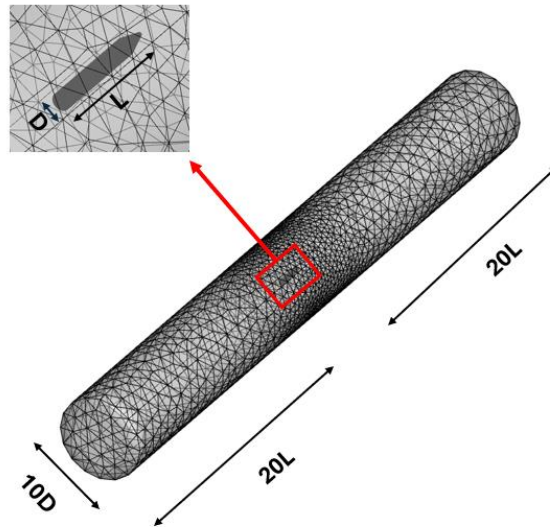
Şekil 2. Füzenin üst ve sağ görünümü (Durum 22)

### Sınır Şartları

Tüm durumlar için füze yüzeyine duvar (*İng: solid wall*), kalan tüm kontrol hacmi yüzeylerine uzak alan sınır koşulu (*İng: far field boundary condition*) verilip, akış alanının şeması Şekil 3'te verilmiştir. Silindirik uzak alan sınırını temsil etmek için yukarı ve aşağı akış (*İng: upstream and downstream*) füze modellerinin toplam uzunluğunun 20 katı, radyal yönde ise füze yarıçapının 10 katı olarak ayarlanmış ve akış alanına ait ölçülendirme şeması Şekil 4'te gösterilmiştir. Füze geometrileri, adiyabatik ve kaymayan duvar sınır koşulunun (*İng: no slip wall boundary condition*) uygulandığı katı sınır olarak modellenmiştir. Katı yüzeydeki akışkan hızını füze hızına ayarlayarak kaymayan özellikler elde edilmiştir. Uzak alan sınır koşulundaki akış değişkenleri, serbest akış değerlerine dayalı Riemann değişmezleri kullanılarak tahmin edilmiş ve kontrol hacminin kalan tüm yüzeylerine uygulanmıştır.



Şekil 3. Akış alanı



Şekil 4. Akış alanı ölçüleri

## Deney Tasarım Yöntemi

Box-Behnken deney tasarımı (DOE), birden fazla değişkeni aynı anda optimize ederken gerekli deney sayısını en aza indirmek için yanıt yüzeyi metodolojisinde (RSM) kullanılan istatistiksel bir yöntemdir [Gumustas, Çağlayan, Onur ve Özkan, 2018]. Bu tasarım, araştırmacıların iş yükünü ve deney maliyetini azaltan bir tasarım oluşturarak çeşitli faktörlerin bir süreç veya sonuç üzerindeki etkilerini verimli bir şekilde incelemelerine olanak tanır [Wen, Yuan, Jia, Li ve Yin, 2021]. Box-Behnken tasarımı, her değişkenin belirli seviyelerini stratejik olarak seçerek araştırmacıların tasarım alanını etkili bir şekilde keşfetmelerini ve araştırılan değişkenler için optimum koşulları belirlemelerini sağlar [Anaklı, 2023]. Box-Behnken tasarımının temel avantajlarından biri, diğer deneysel tasarımlara kıyasla ihtiyaç duyulan deney sayısını azaltma yeteneğidir ve bu da onu optimizasyon çalışmaları için pratik ve verimli bir araç haline getirir [Ba-Abbad, Chai, Takriff, Benamor ve Mohammad, 2015].

Bu çalışmada analiz için toplam dört füze tasarım parametresi seçilmiştir. Füze tasarım değişkenleri için değer aralığı, minimum, orta ve maksimum sınırlarını içeren veriler Tablo 1'de sunulmaktadır.

**Tablo 1.** Box-Behnken deney tasarımının minimum, maksimum ve orta girdi değerleri

Parametre	Minimum Değer	Orta Değer	Maximum Değer
<b>L<sub>b</sub> (m)</b>	1.25	2.00	2.75
<b>D (m)</b>	0.25	0.35	0.45
<b>L (m)</b>	0.35	0.50	0.65
<b>M</b>	0.70	0.85	1.00

Daha önce de belirtildiği ve Tablo 1'de görüldüğü üzere füze konfigürasyonunu tanımlayan dört parametre bulunmaktadır:

Füze toplam uzunluğu,  $L_b$

Burun konisi taban çapı,  $D$

Burun konisi uzunluğu,  $L$

Mach Sayısı,  $M$

Bu değerlere göre Box-Behnken deney tasarımı yöntemi dört parametre için 25 deneysel durum önermektedir. 4 Parametrelili Box Behnken Deney Tasarımı yöntemi değerleri Tablo 2'de gösterilmiştir.

**Tablo 2.** 4-Parametrelili Box Behnken Deney Tasarımı

Case	$L_b$ (m)	$D$ (m)	$L$ (m)	$M$
1	1.25	0.25	0.50	0.85
2	2.75	0.25	0.50	0.85
3	1.25	0.45	0.50	0.85
4	2.75	0.45	0.50	0.85
5	2.00	0.35	0.35	0.70
6	2.00	0.35	0.65	0.70
7	2.00	0.35	0.35	1.00
8	2.00	0.35	0.65	1.00
9	2.00	0.35	0.50	0.85
10	1.25	0.35	0.50	0.70
11	2.75	0.35	0.50	0.70
12	1.25	0.35	0.50	1.00
13	2.75	0.35	0.50	1.00
14	2.00	0.25	0.35	0.85
15	2.00	0.45	0.35	0.85
16	2.00	0.25	0.65	0.85
17	2.00	0.45	0.65	0.85
18	1.25	0.35	0.35	0.85
19	2.00	0.35	0.35	0.85
20	1.25	0.35	0.65	0.85

21	2.75	0.35	0.65	0.85
22	2.00	0.25	0.50	0.70
23	2.00	0.45	0.50	0.70
24	2.00	0.25	0.50	1.00
25	2.00	0.45	0.50	1.00

## UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRMELER

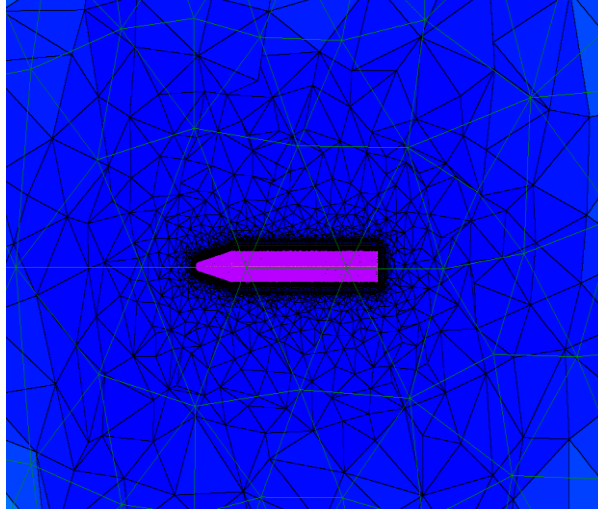
### Ağ Bağımsızlık Çalışması

Deney tasarımı analizleri öncesinde bir çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmış, bu sonuçlara dayanarak hesaplamalarda kullanılacak çözüm ağı sayısı belirlenmiştir. Tablo 3'te, gerçekleştirilen ağ bağımsızlık çalışmasının bulguları sunulmuştur. Bu amaçla çeşitli çözünürlüklerde beş ayrı ağ incelenmiştir. En ince ağ yapısında (*İng: fine mesh*) yaklaşık 5 milyon hücre ve en kaba ağ yapısında (*İng: coarse mesh*) 600 bin hücre oluşturulmuştur. Tablo 3'te, yaklaşık iki milyon hücre içeren ağın çözümü ile elde edilen sonuçlarla, en ince ağın analizinden elde edilen sonuçların neredeyse aynı olduğunu görülmektedir. Bu nedenle, çalışmada incelenen tüm durumlar için, yaklaşık 2 milyon ağ sayısının yeterli olacağına karar verilmiştir. Her bir ağ sayısı yaklaşık bir milyon düğüm içermektedir. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmış olup  $y+$  değeri 1'e yakın olacak şekilde çözüm ağı oluşturulduğu için ilk hücre yüksekliği katı sınırlara ortogonal yönde sabit ve  $1.3 \times 10^{-6}$  m olarak hesaplanmıştır. İlk hücreyi takip eden sonraki hücreler için 1.2'lik bir büyüme hızı seçilmiş ve sınır tabaka (*İng: boundary layer*) için toplam 50 katman üretilmiştir.

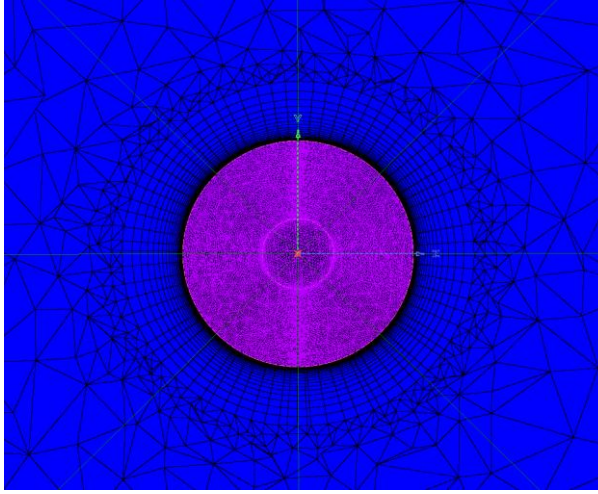
**Tablo 3.** Ağ bağımsızlık çalışması sonuçları

Ağ	Hücre Sayısı	Sürüklenme Katsayısı ( $C_D$ )	Hesaplama Süresi
1	$0.6 \times 10^6$	0.0638	55 dk
2	$1.2 \times 10^6$	0.0656	105dk
3	$1.9 \times 10^6$	0.0618	156 dk
4	$2.8 \times 10^6$	0.0618	235 dk
5	$5.4 \times 10^6$	0.0618	300 dk

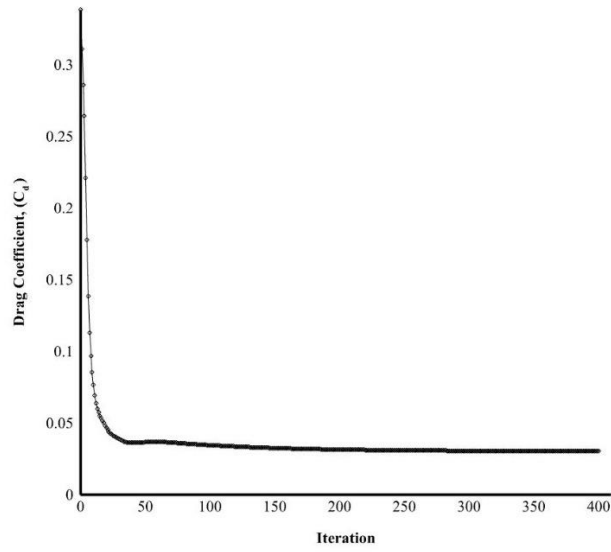
Bu çalışmada kullanılan tüm ağlar yirmi beş farklı durum için ayrı ayrı oluşturulmuştur. Bu ayarlara göre oluşturulan tipik bir ağ yapısı Şekil 5'te gösterilirken, füze etrafında oluşturulan örnek sınır tabaka çözüm ağı ise Şekil 6'da gösterilmiştir. Şekil 7'de ise belirtilen çözüm yaklaşımlarına uygun olarak yapılan HAD analizlerinden elde edilen sürüklenme katsayısına (*İng: Drag Coefficient,  $C_D$* ) ait tipik bir yakınsama geçmişi grafiği verilmiştir.



Şekil 5. Geometri ve akış alanı üzerindeki 3B yapısız ağ



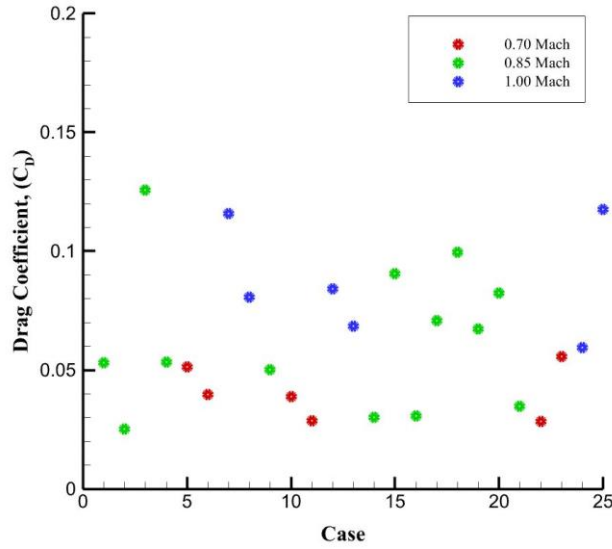
Şekil 6. Sınır tabaka çözüm ağı



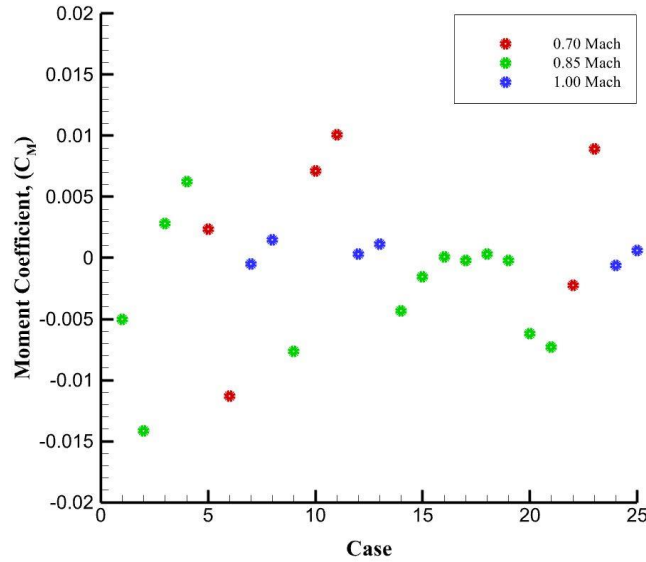
Şekil 7. Sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) yakınsama grafiği



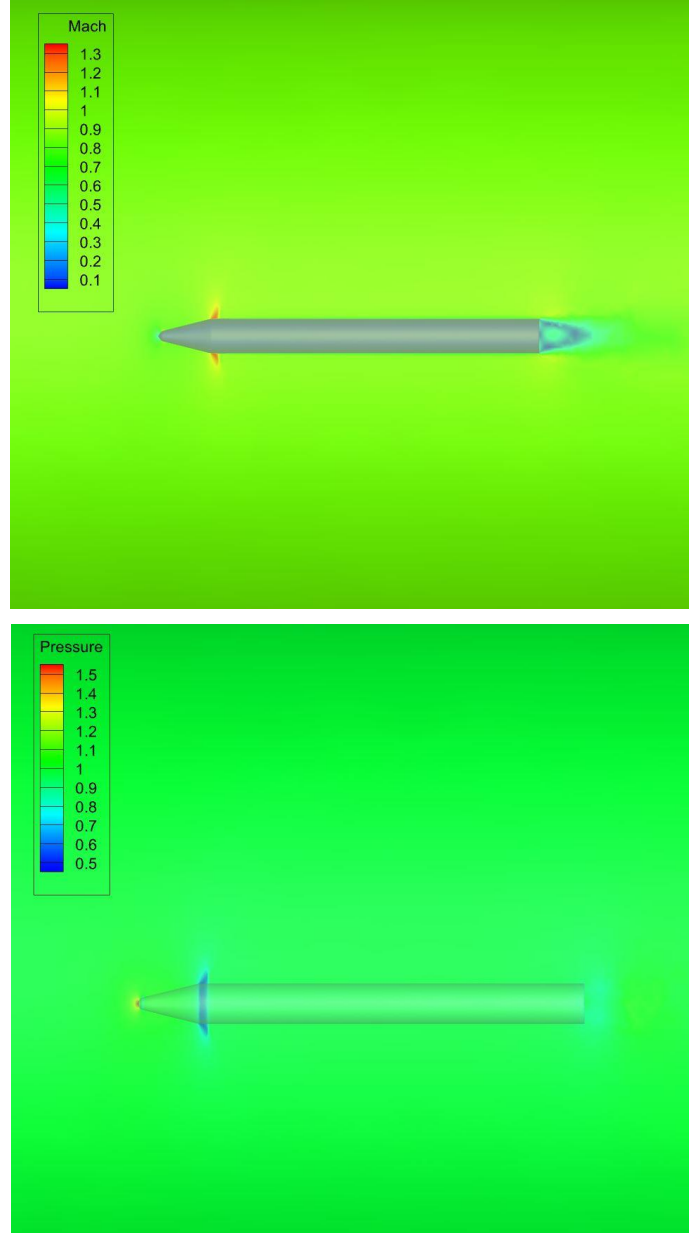
Analizler 0.70, 0.85 ve 1.00 Mach hızlarında gerçekleştirilmiştir ve 25 farklı durum için elde edilen sürüklenme ( $C_D$ ) ve moment ( $C_M$ ) katsayıları sırasıyla Şekil 8 ve Şekil 9'da gösterilmiştir. En düşük sürüklenme katsayısı Durum 2, en yüksek sürüklenme katsayısı Durum 3'te elde edilmiştir. En düşük ve en yüksek sürüklenme katsayılarının elde edildiği Durum 2 ve Durum 3'ün mach ve basınç akış alanları Şekil 11 ve Şekil 12'de görselleştirilmiştir. En yüksek moment katsayısı Durum 11, en düşük moment katsayısı Durum 2 sonucunda elde edilmiştir. Durum 9 tüm parametrelerin orta değerine karşılık gelmektedir. Deney tasarımı sonucunda oluşturulan ve sayısal analizlerle elde edilen tüm sonuçlar Tablo 4'te verilmiştir.



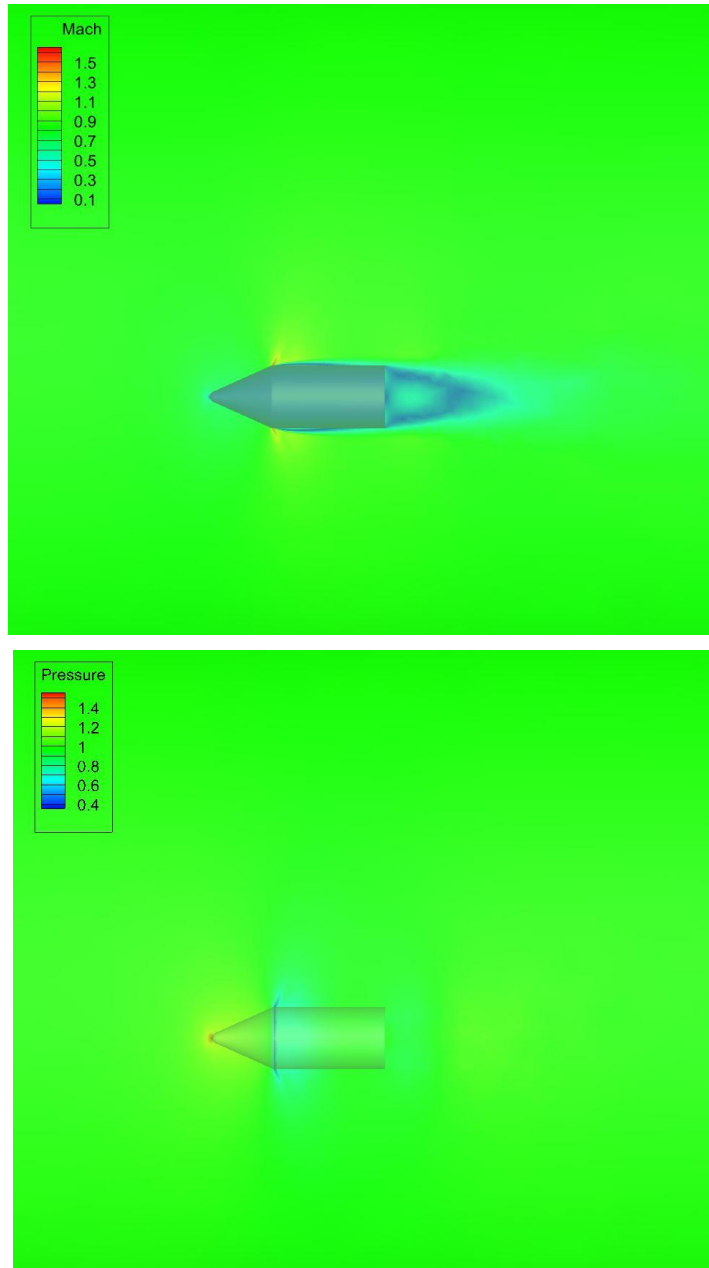
Şekil 8. Tüm durumlar için elde edilen Sürüklenme ( $C_D$ ) katsayıları



Şekil 9. Tüm durumlar için elde edilen Moment ( $C_M$ ) katsayıları



**Şekil 10.** Durum 2 için Mach ve basınç akış alanı



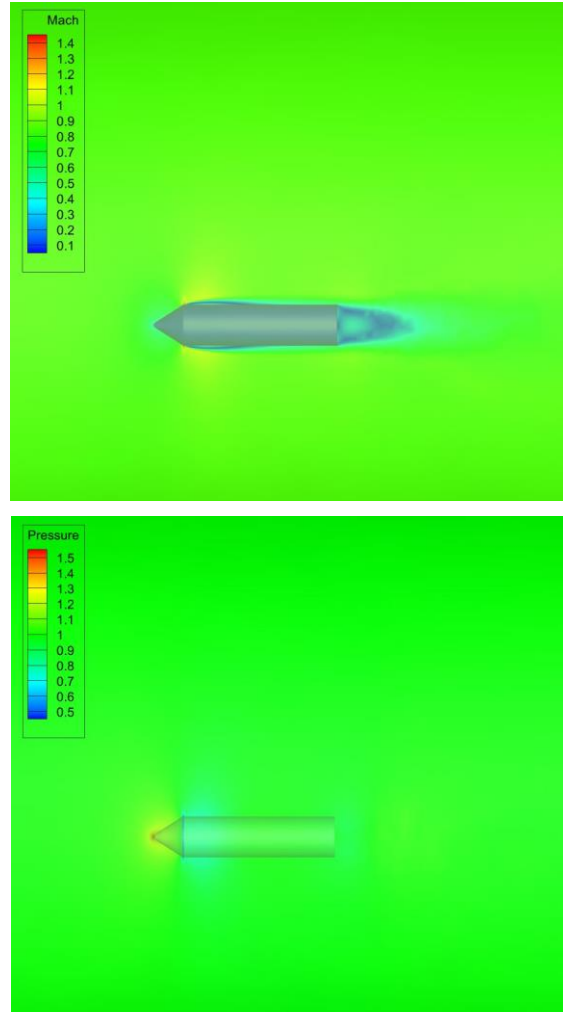
Şekil 11. Durum 3 için Mach ve basınç akış alanı

**Tablo 4.** Tüm durumlara ait parametre ve sonuçlar

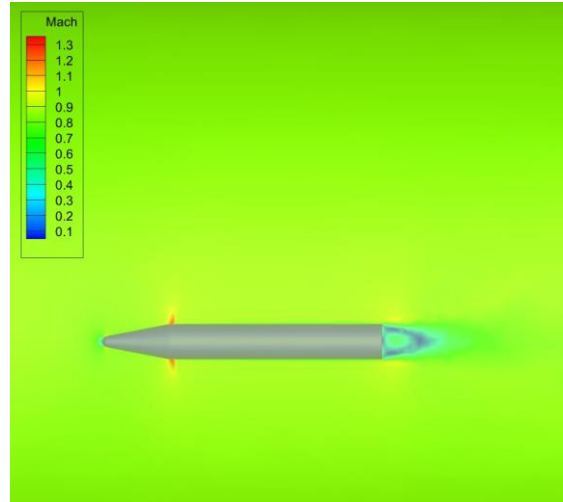
Case	$L_b(m)$	$D(m)$	$L(m)$	M	$C_M$	$C_D$
1	1.25	0.25	0.50	0.85	-0.005	0.053
2	2.75	0.25	0.50	0.85	-0.005	0.025
3	1.25	0.45	0.50	0.85	0,003	0.125
4	2.75	0.45	0.50	0.85	0,006	0.053
5	2.00	0.35	0.35	0.70	-0.012	0.051
6	2.00	0.35	0.65	0.70	-0.007	0.039
7	2.00	0.35	0.35	1.00	-0.001	0.116
8	2.00	0.35	0.65	1.00	0.002	0.081
9	2.00	0.35	0.50	0.85	-0.008	0.050
10	1.25	0.35	0.50	0.70	0.007	0.039
11	2.75	0.35	0.50	0.70	0.010	0.029
12	1.25	0.35	0.50	1.00	0.001	0.084
13	2.75	0.35	0.50	1.00	0.001	0.068
14	2.00	0.25	0.35	0.85	-0.004	0.030
15	2.00	0.45	0.35	0.85	-0.002	0.091
16	2.00	0.25	0.65	0.85	0.001	0.030
17	2.00	0.45	0.65	0.85	-0.001	0.071
18	1.25	0.35	0.35	0.85	0.001	0.010
19	2.00	0.35	0.35	0.85	-0.001	0.067
20	1.25	0.35	0.65	0.85	-0.006	0.082
21	2.75	0.35	0.65	0.85	-0.007	0.035
22	2.00	0.25	0.50	0.70	-0.002	0.028
23	2.00	0.45	0.50	0.70	0.009	0.055
24	2.00	0.25	0.50	1.00	-0.001	0.059
25	2.00	0.45	0.50	1.00	0.001	0.118

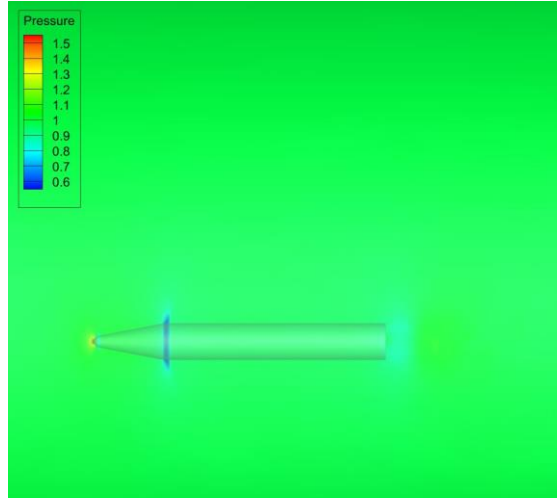
Burun konisi uzunluğunun burun çapına bölünmesiyle elde edilen L/D oranı incelik oranı (*Ing: fineness ratio*), füze tasarımında aerodinamik performans, denge, manevra kabiliyeti ve yapısal dayanıklılık açısından dikkatli bir şekilde dengelenmesi gereken bir parametredir. Tasarım süreci sırasında, optimum incelik oranı füzenin görev profili, uçuş hızı, menzili ve operasyonel gereksinimleri dikkate alınarak belirlenir. Yüksek bir incelik oranı (ince ve uzun bir yapı) daha düşük sürüklenmeyle sonuçlanır ve füzenin daha yüksek hızlara ulaşmasını sağlayabilir. Box Behnken deney tasarımının sunduğu durumlardan en düşük incelik oranına sahip Durum 15 (L/D=0.78) iken en yüksek incelik oranına sahip Durum 16 (L/D=2.60) olmuştur. Durum 15 ve

Durum 16'nın sayısal analizinin bir sonucu olarak elde edilen Mach ve basınç akış alanları sırasıyla Şekil 12 ve Şekil 13'te gösterilmektedir.



**Şekil 12.** Durum 15 için Mach ve basınç akış alanı

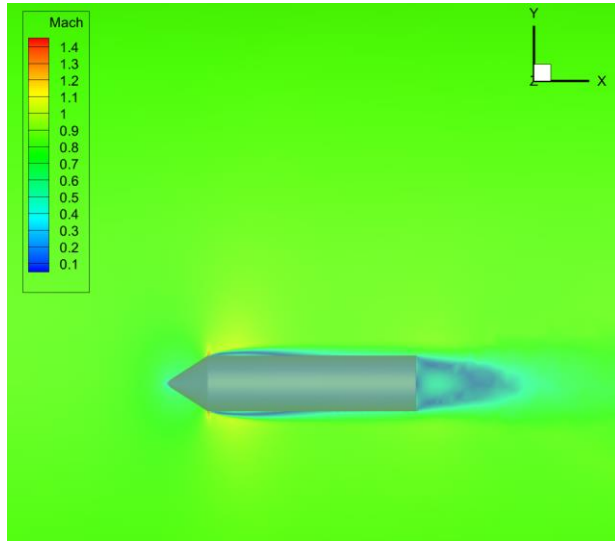


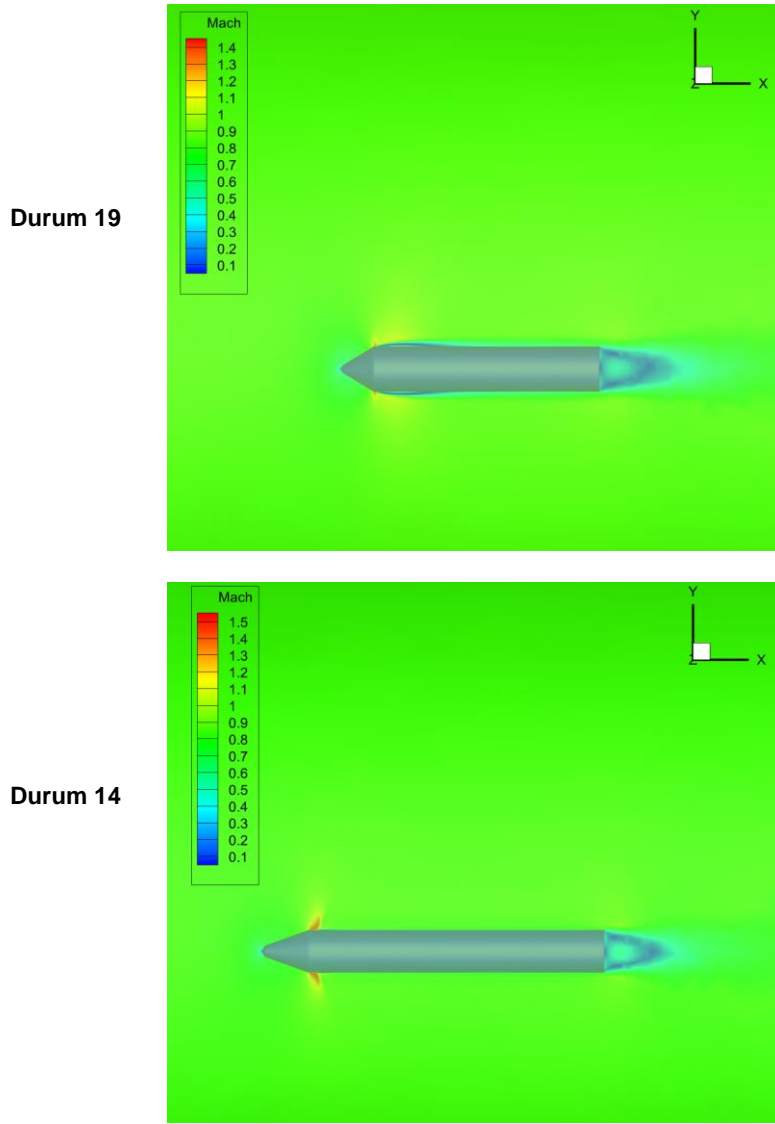


**Şekil 13:** Durum 16 için Mach ve basınç akış alanı

Tablo 4 incelendiğinde, Durum 14, 15 ve 19'un tüm parametrelerinin aynı yalnızca burun konisi çapının farklı olduğu görülmektedir. Analiz sonuçlarından elde edilen verilere göre burun konisi çapının artmasıyla sürükleme katsayısının da arttığı gözlemlenmiştir. Şekil 14'te verilen bu üç duruma ait görsellerden, Durum 14'te akış ayrılması, daha yüksek Mach sayısı ve dolayısıyla daha büyük basınç değişimlerine bağlı olarak en belirgin seviyede gerçekleştiği görülmektedir. Ayrıca Durum 14'te diğer durumlara karşın, burun konisinin bittiği bölgede belirgin bir şok dalgası oluşumu gözlemlenmektedir.

**Durum 15**





**Şekil 14.** Durum 14, 15 ve 19 için akış alanının Mach Sayısı

## SONUÇ

Bu çalışmada, füzelerin aerodinamik karakteristiklerini araştırmak için küresel olarak köreltilmiş konik burun konisine sahip füze modellerinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizi yapılmıştır. Küresel köreltilmiş konik burun konisi olan savaş başlığı modelleri; koni uzunluğu, füze çapı, füze toplam uzunluğu ve Mach sayısı gibi çeşitli parametrelerin sürükleme ve moment katsayıları üzerindeki etkisini araştırmak için derinlemesine bir analiz yürütülmüştür. 4 Parametrelili Box Behnken Deney Tasarımı yönteminin kullanımıyla, farklı füze şekilleri incelenmiş ve füzelerin farklı konfigürasyonlar altındaki aerodinamik performansına ışık tutulmuştur. Çalışma, sürükleme ve moment katsayısı değerlerinde önemli farklılıklar olduğunu ortaya koyarak, bu parametrelerin füzelerin aerodinamik davranışını etkilemedeki hassasiyetini göstermiştir. Ayrıca, füze etrafındaki daimî-hâl türbülanslı akış alanlarının analizi, füze geometrisi ile hava akışı arasındaki karmaşık etkileşimleri açıklığa kavuşturmuş ve Spalart-Allmaras türbülans modeli türbülans viskozitesini doğru bir şekilde yakalamada etkili olduğunu kanıtlamıştır. Ek olarak, çalışma koni uzunluğunun, füze çapının, füze uzunluğunun ve Mach sayısının şok dalgalarının oluşumu ve özellikleri üzerindeki etkisinin altını çizerek, bu parametrelerin füzelerin aerodinamik performansını şekillendirmedeki önemini vurgulamıştır. Genel olarak, bu çalışmadan elde edilen bulgular füze

aerodinamiğinin daha derin bir şekilde anlaşılmasına katkıda bulunmuş ve süpersonik uçuş rejimlerinde füze tasarımı ve performansını optimize etmek için önemli veriler sağlamıştır.

Gelecekteki çalışmalar için, farklı burun konisi modelleri ile doğrulama çalışmaları yürütülebilir. Mevcut çalışma, farklı Mach sayıları ve farklı hücum açıları gibi farklı akış rejimleri altında simüle edilebilir. Mevcut çalışmaya ızgara veya sarılı kanatçıklar gibi farklı tipte kanatçıklar eklenerek, kanatçıkların füze yapısı üzerindeki aerodinamik etkileri aynı akış rejimleri altında gözlemlenebilir. Modellerdeki ve sonuçlardaki farklılıklar, farklı optimizasyon yöntemleri uygulanarak araştırılabilir.

## Kaynaklar

- Ageev, N. and Павленко, A. (2016). Minimization of body of revolution aerodynamic drag at supersonic speeds. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 88(2), 246-256.
- Anakli, D. (2023). Removal of reactive red120 from aqueous solutions by graphene oxide/zirconium oxide nanocomposites. *Chemical Engineering & Technology*, 47(2), 327-334.
- Ba-Abbad, M., Chai, P., Takriff, M., Benamor, A., & Mohammad, A. (2015). Optimization of nickel oxide nanoparticle synthesis through the sol-gel method using box-behnken design. *Materials & Design*, 86, 948-956.
- Cai, H., Zhang, Y., Wang, Q., & Huang, X. (2019). Aeroelastic behavior analysis of supersonic fins: Significance of inertia forces in dynamic loads. *AIAA Journal*, 57(1), 29-38.
- Carpenter, M., Hartfield, R., & Burkhalter, J. (2011). A comprehensive approach to cataloging missile aerodynamic performance using surrogate modeling techniques and statistical learning.
- Chen, G., Xian, W., & Li, Y. (2014). Reduced-order-model-based placement optimization of multiple control surfaces for active aeroelastic control. *International Journal of Computational Methods*, 11(06), 1350081.
- Despirito, J. and Sahu, J. (2001). Viscous cfd calculations of grid fin missile aerodynamics in the supersonic flow regime.
- Economon, T. D., Palacios, F., Copeland, S. R., Lukaczyk, T. W., & Alonso, J. J. (2016). SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. *AIAA Journal*, 54(3), 828-846.
- Gaonkar, A., Menon, P., & Srinivas, G. (2019). Aerodynamic performance enhancement of supersonic 2d missile using ansys. *Universal Journal of Mechanical Engineering*, 7(6A), 1-11.
- Gumustas, M., Caglayan, M., Onur, F., & Ozkan, S. (2018). Simultaneous determination and validation of emtricitabine, rilpivirine and tenofovir from biological samples using lc and ce methods. *Biomedical Chromatography*, 32(4).
- Heavy, M., Johnson, R., & Taylor, D. (2002). Multidisciplinary CFD and structural dynamics analysis in understanding projectile aerodynamics. *Journal of Aerospace Engineering*, 16(4), 174-183.
- Khalil, M. and Ahmed, M. (2023). Flight performance and dispersion analysis for a flexible tactical missile. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 60(4), 1297-1307.
- Kim, S., Yun, C., Moon, S., & Jung, S. (2003). Development of smart missile fins with active spoiler. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 14(7), 423-428.
- Kim, Y., Kim, B., & Park, J. (2013). Aerodynamic pitch control design for reversal of missile's flight direction. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, 228(9), 1519-1527.
- Lucia, D. J., Beran, P. S., & Silva, W. A. (2004). Reduced-order model development using proper orthogonal decomposition and Volterra theory. *AIAA Journal*, 42(6), 1181-1190



- Mishra, N. K., Naveed, M. B., Shivam, D., Chandrashekhar, S., Hrithik, P., & Kumar, P. S. P. (2022). Numerical Investigation of Supersonic Flow Past Circular Cross-Section Bodies. *AIP Conference Proceedings*, 2446.
- Palacios, J., & Smith, E. (2014). Application of active Gurney flaps in rotor blades. *Aerospace Science and Technology*, 39, 1-9.
- Pathan, K. A., Dabeer, P. S., & Khan, S. A. (2018). Optimization of area ratio and thrust in suddenly expanded flow at supersonic Mach numbers. *Case Studies in Thermal Engineering*, 12, 696–700.
- Paul, J. L., Vasile, J. D., & Despirito, J. (n.d.). (2021). *Comparison of Aeroprediction Methods for Guided Munitions*.
- Rosema, C. (2015). A comparison of predictive methodologies for missile configurations with strakes.
- Siddiqui, M. A., Khan, Z. H., & Khan, Z. A. (2019). Computational aerodynamics study comparing conceptual designs for advanced tactical fighter aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 87, 213-225.
- Şumnu, A. (2023). The effects of different wing configurations on missile aerodynamics. *Journal of Thermal Engineering*, 9(5), 1260-1271.
- Şumnu, A., Güzelbey, İ., & Öğücü, O. (2020). Aerodynamic shape optimization of a missile using a multiobjective genetic algorithm. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 1-17.
- Tang, C., Muppidi, S., Bose, D., Norman, J., Tanimoto, R., & Clark, I. (2015). Post-flight aerodynamic and aerothermal model validation of a supersonic inflatable aerodynamic decelerator.
- Tanil, C., Platin, B., & Mahmutyazicioglu, G. (2009). External configuration optimization of missiles in conceptual design.
- Ukirde, K., Pawar, S., Rahane, D., Sagar, B., & Shinde, T. (2023). Aerodynamic study of various fins for missile body. *International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology*, 11(2), 1240-1252.
- Vasile, J. D., Bryson, J. T., & Fresconi, F. E. (2020). Aerodynamic design optimization of long range projectiles using missile DATCOM. *AIAA Scitech 2020 Forum, 1 PartF*.
- Vaughn, M. E. (2006). An application of vorticity confinement to missile aerodynamic design. 24th Applied Aerodynamics Conference. AIAA 2006-3866.
- Wen, Z., Yuan, Q., Jia, S., Li, Z., & Yin, X. (2021). Multi-objective optimization of forth flotation process: an application in gold ore. *Sustainability*, 13(15), 8314.