



T.C.  
**NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ**  
**HAVACILIK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**

**UÇAK MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**

**AERODİNAMİK-II/AERODYNAMICS-II DERSİ**  
**FİNAL ÖDEVİ**

**Konu Başlığı: AGM-84 HARPOON Füzesinin Aerodinamik Akiş Karakteristiklerinin  
Sıkıştırılabilir/Sıkıştırılamaz Viskoz Akiş Şartlarında HAD Analizi İle Araştırılması**

**Adı Soyadı: Zehra Yağmur SOYLU**

**No:21030021030**

**Dersi Veren Öğretim Üyesi**

**Prof.Dr. Muammer Özgören**

**Teslim Tarihi: 30 Nisan 2025**

## **İÇERİK LİSTESİ**

- Soru1.....
- Soru2.....
- Soru3.....
- Soru4.....
- Soru5.....
- Soru6.....
- Soru7.....
- Soru8.....
- Soru9.....
- Soru10.....
- Soru11.....
- Soru12.....
- Soru13.....
- Soru14.....
- Soru15.....
- Soru16.....
- Soru17.....
- Soru18.....
- Soru19.....

### **Soru 1)**

Seçmiş olduğunuz önceki uçak modeliniz hakkında, konunun önemi, amacı ve özetini açıklayınız. Kullanılan 10 adet Tûrbülans modelinin ismini tam yazınız. Kullandığınız Tûrbülans modeli hakkında detay bilgi veriniz, modelin denklemlerini ayrı yarı yazınız. Modeldeki katsayılar ve değişkenler açıklanmalıdır. Analizde kullandığınız model için kontrol hacmi çizini ve sınır şartlarını şekil üzerinde ve ayrı bir tabloda veriniz. Kullandığınız analizde izlediğiniz metodoloji, sınır şartlarını, sabit değerleri vb gibi durumları makalelerde ve size gösterilen sunumlardaki gibi yazınız.

### **Cevap)**

AGM-84 Harpoon, deniz hedeflerine karşı kullanılan, havadan fırlatılan bir seyir füzesidir. Aerodinamik özelliklerinin incelenmesi, füzenin uçuş kararlılığı, menzili ve etkinliği açısından kritik önem taşır. Bu çalışmada Harpoon füzesinin dış aerodinamik yapısı, tûrbülanslı akış modeli kullanılarak analiz edilmiştir.

Bu projenin amacı, AGM-84 Harpoon füzesinin etrafındaki tûrbülanslı hava akışını incelemek, basınç dağılımı, sürükleme ve kaldırma kuvvetlerini belirlemek ve füzenin uçuş performansına dair çıkarımlarda bulunmaktır.

Harpoon füzesi modellenmiş ve bir CFD (Hesaplama Akışkanlar Dinamiği) simülasyon ortamında analiz edilmiştir. Tûrbülanslı akış modeli olarak SST (Shear Stress Transport)  $k-\omega$  modeli tercih edilmiştir. Bu model, sınır tabaka yakınında hassasiyet sağlayarak yüksek doğrulukta sonuçlar vermektedir. Simülasyonlar için kontrol hacmi oluşturulmuş, sınır şartları tanımlanmış ve sayısal çözümlerle aerodinamik veriler elde edilmiştir

## **Kullanılan Tûrbülans Modelleri**

1. Spalart–Allmaras Model
2. Standard  $k-\varepsilon$  Model
3. Realizable  $k-\varepsilon$  Model
4. RNG  $k-\varepsilon$  Model
5. Standard  $k-\omega$  Model
6. SST  $k-\omega$  (Shear Stress Transport) Model
7. Reynolds Stress Model (RSM)
8. Large Eddy Simulation (LES)
9. Detached Eddy Simulation (DES)
10. Transition SST Model

### **SST $k-\omega$ (Shear Stress Transport) Model**

SST  $k-\omega$  modeli, düşük Reynolds sayılı bölgelerde  $k-\omega$  modelinin avantajını, serbest akım bölgelerinde ise  $k-\varepsilon$  modelinin avantajını birleştiren bir hibrid modeldir. Bu sayede hem sınır tabaka içi hem de dışı için iyi sonuçlar verir.

### Turbulent kinetik enerji (k) denklemi:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

### Spesifik türbülans ayrışma oranı ( $\omega$ ) denklemi

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

Sabit	Değer
$\alpha$	5/9
$\beta$	3/40
$\beta^*$	0.09
$\sigma_k$	0.85
$\sigma_\omega$	0.5

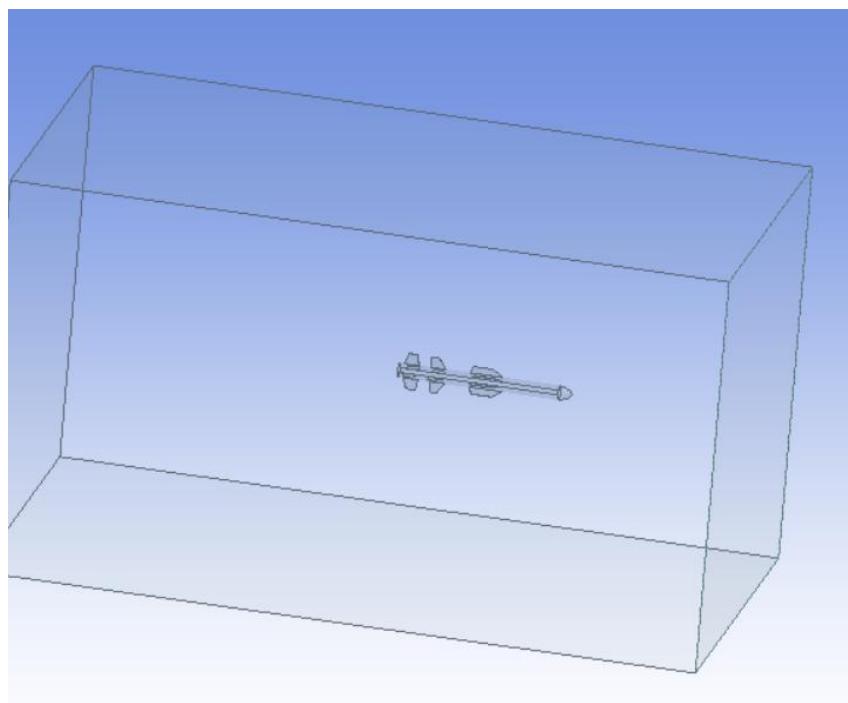
Sembol	Açıklama
$\rho$	Yoğunluk (kg/m³)
$k$	Türbülans kinetik enerjisi(m²/s²)
$\omega$	Spesifik ayrışma oranı (1/s)
$\mu$	Dinamik viskozite (Pa·s)
$\mu_t$	Türbülans viskozitesi
$P_k$	Türbülans kinetik enerji üretim terimi
$\alpha, \beta, \beta^*, \sigma_k, \sigma_\omega$	Model sabitleri (tablo yukarıda)

### Akış Hacmi Boyutları:

Bu analizde kullanılan "Enclosure1", ANSYS Fluent gibi bir CFD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) yazılımında modelin etrafına oluşturulan dış akış hacmini tanımlar. Enclosure, simülasyonda akışkan ortamın doğru bir şekilde modellenmesini ve sınır şartlarının uygulanmasını sağlayan temel bir bileşendir. Bu çalışmada oluşturulan enclosure, dikdörtgen prizma (box) şeklinde tanımlanmış ve her yönde farklı mesafelerde genişletilerek "Non-Uniform" yani asimetrik bir yapı tercih edilmiştir. Bu yapı sayesinde her eksende farklı boşluk mesafeleri tanımlanarak, akışın yönüne göre optimize edilmiş bir kontrol hacmi elde edilmiştir. Belirlenen ölçülere göre; X, Y ve Z eksenlerinin pozitif yönlerinde 4 metre, Z ve Y eksenlerinin negatif yönlerinde de yine 4 metre boşluk bırakılmıştır. Ancak -X yönünde, yani genellikle akışın giriş yönü olan tarafta, türbülansın ve hız profilinin tam olarak gelişebilmesi için 8 metre gibi daha uzun bir mesafe tercih edilmiştir. Bu sayede akış düzgün şekilde gelişebilir ve yapay sınır etkilerinden kaçınılmaz. edilmek üzere "Export Enclosure" seçeneği aktif hale getirilmiştir.

Details View	
Details of Enclosure1	
Enclosure	Enclosure1
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (> 0)	4 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (> 0)	4 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (> 0)	4 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (> 0)	8 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (> 0)	4 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (> 0)	4 m
Target Bodies	All Bodies
Export Enclosure	Yes

Enclosure içinde modelin tamamı yer almaktır ve dış hacim meshleme işlemeye dahil dilmek üzere "Export Enclosure" seçeneği aktif hale getirilmiştir. Giriş çıkış koşullarının belirlenmesinde olusabilecek sıkışma ve yansımaya gibi istenmeyen etkileri azaltmak amacıyla, bu hacmin dış duvarları "wall" (katı duvar) yerine "symmetry" (simetri) olarak tanımlanmıştır. Bu, akışın doğal gelişimine olanak tanırken, hesaplama verimliliğini ve doğruluğunu artırmaya yardımcı olur. Sonuç olarak, doğru boyutlandırılmış bir enclosure, simülasyonun fiziksel gerçeklige yakın sonuçlar vermesi açısından kritik önem taşır; yetersiz bir kontrol hacmi ise yapay türbülanslar, geri tepmeler veya sonuçların kararsız hale gelmesi gibi sorunlara neden olabilir.

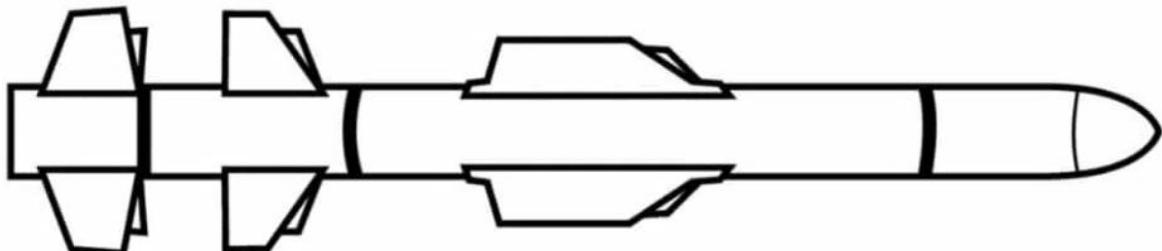


## Soru2)

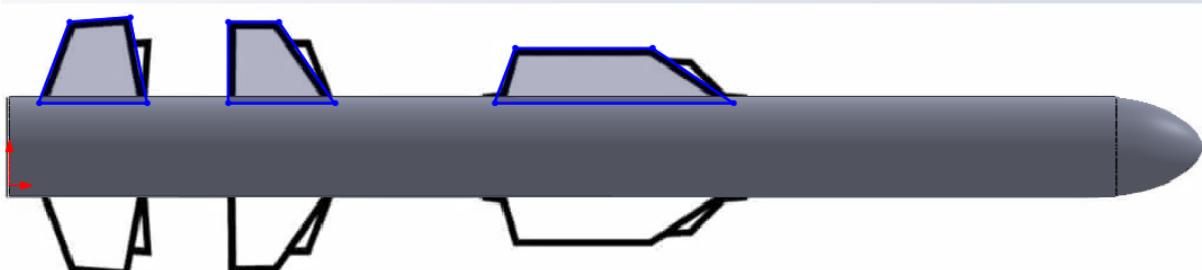
**Geometrinin oluşturulması:** Belirlenen geometrinin 3 boyutlu çizimi CAD programı fark etmeksizin oluşturulup eklenecektir. Geometrinin 3 farklı kesiti alınıp 2 boyutlu geometriler gösterilecektir. 3 boyutlu analiz almakta zorlanan öğrenciler 2 boyutlu analizler üzerinden ilerleme sağlayacaklardır. Geometri oluşturmada fikir edinmek adına internetten hazır çizimlerden ilham alabilirsiniz ancak bu geometrilerde ağ yapısı oluşturmada sorun yaşabilirsiniz. Hava taşıtları seçen öğrenciler geometrilerinde bulunan kanat profillerini göstermelidirler. Her bir aracın kanatlar için farklı kesitlerde detaylı CFD analizleri 3D veya 2D yapılacaktır.

## Cevap)

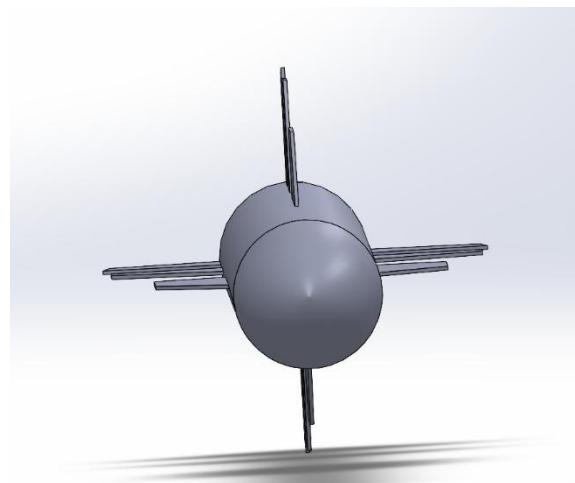
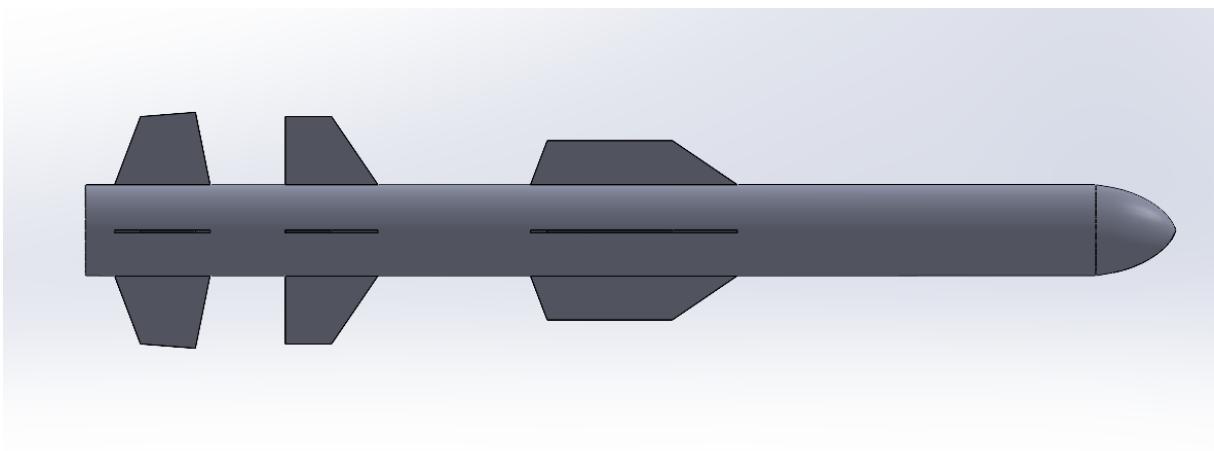
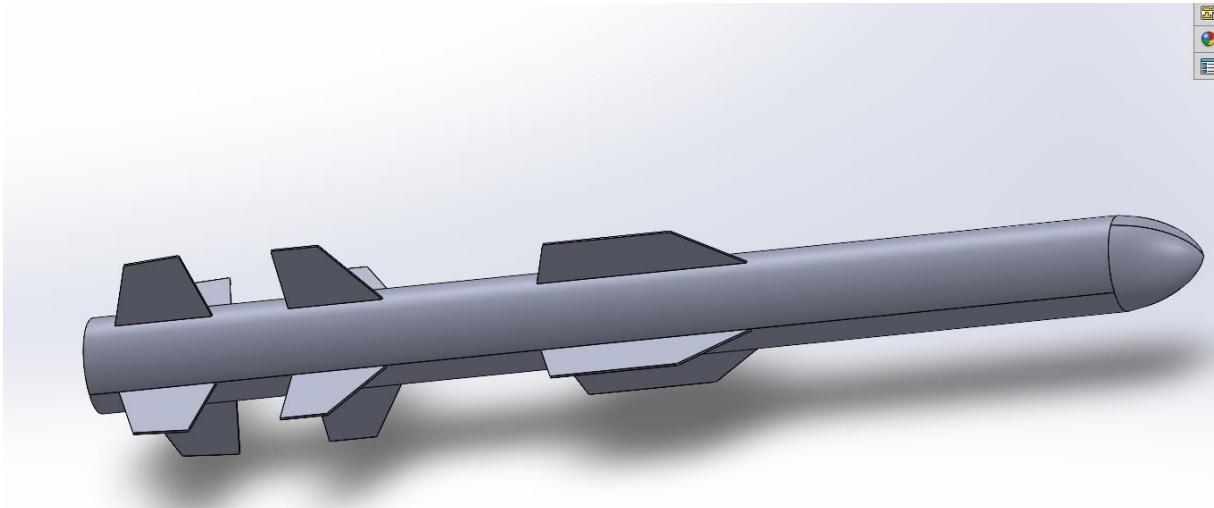
AGM-84 HARPOON füzesi SolidWorks programı kullanılarak 2D çizimi yardımıyla çizim üzerinden sekmesinden döndürerek katı oluşturmaya önce gövdesi ardından gövdeye kanatlar ve kuyruk eklenmiş ve 3D görünümüne ulaştırılmıştır. Füze çiziminde füzenin gerçek boyutlarına bağlı kalınarak 3.84m'lik bir füze oluşturulmuştur. Çizime ilişkin görseller aşağıda yer almaktadır.



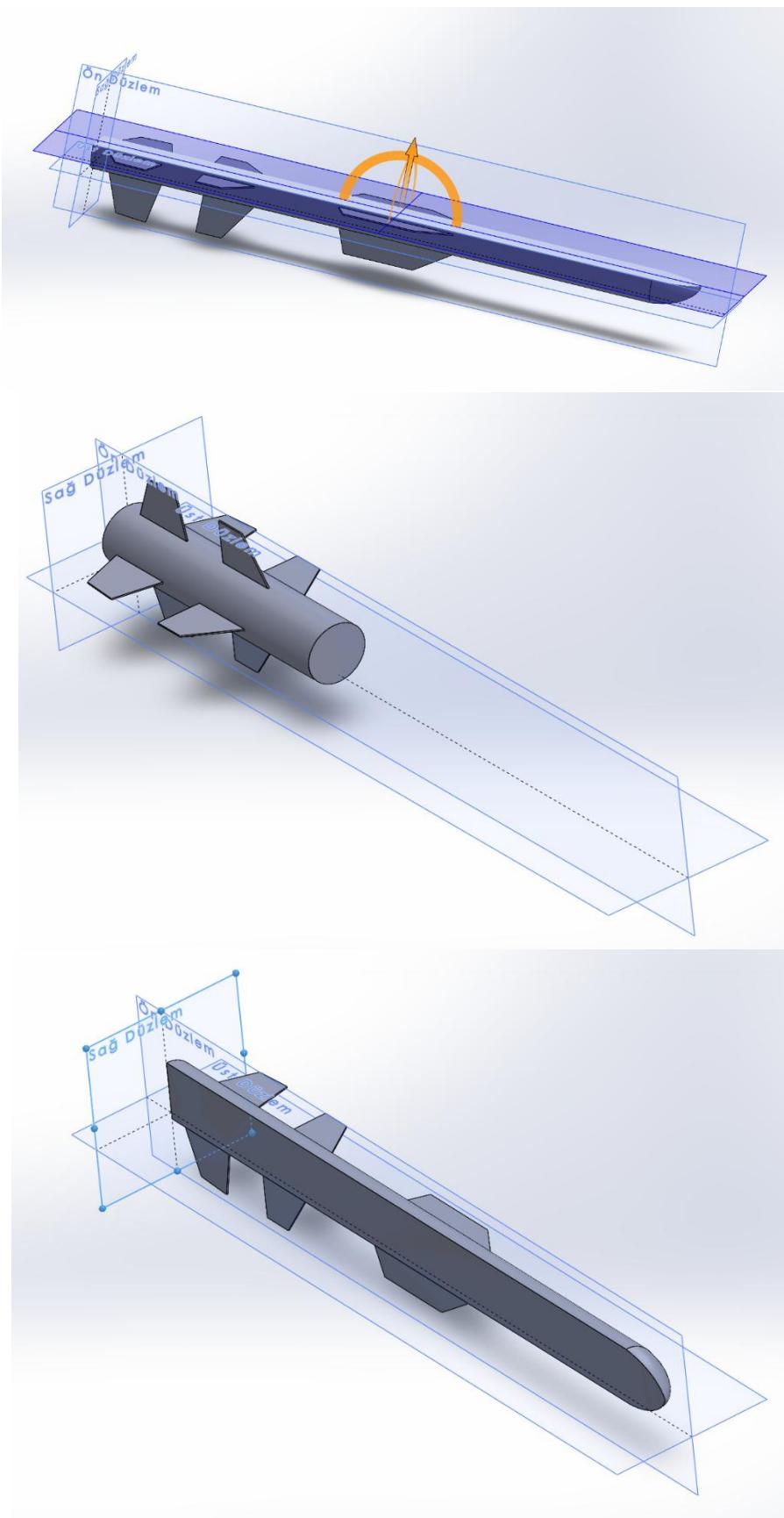
Kullanılan 2D çizim modeli



SolidWorks de çizim esnasında alınmış bir ekran görüntüsü



AGM-84 HARPOON füzesinin 3D çiziminin farklı açılardan görüntüleri



AGM-84 HARPOON füzesinin farklı kesitlerinin ekran görüntüleri

### Soru3)

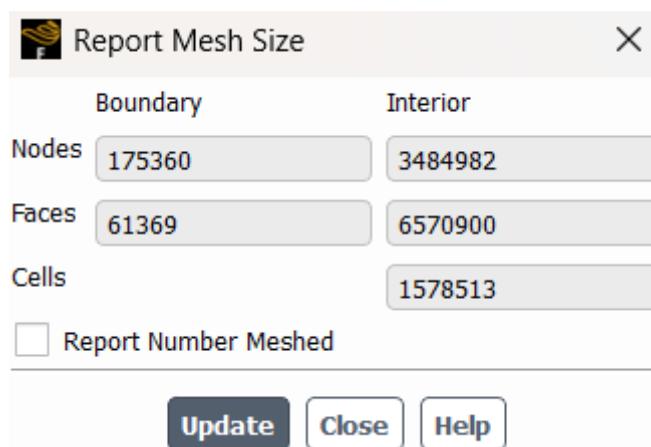
Çözüm ağının oluşturulması (Mesh): Geometrinin çözüm ağı  $y^+$  değeri bir ve birin altında olacak şekilde oluşturulması gerekmektedir anacak bilgisayarınızda bu değeri elde edemeyebilirsiniz. Kalite değerleri ve çözüm ağının sayısı belirtilmelidir. Ağdan bağımsızlık çalışmaları (grid independency study) yapılmalıdır. Bu çalışma 3D yapma imkanı olmayanlar için kanat spanı boyunca farklı kesitlerde, uçak gövdesi simetri ekseni kesitinde, kuyruk kanatları kesitlerinde ve geometriniz literatürde bulunan benzer kanat ve geometriler için 2D da yapabilir. Alpaslan Kılavuzun sunumındaki ve diğer kaynaklara bakınız.

### Cevap)

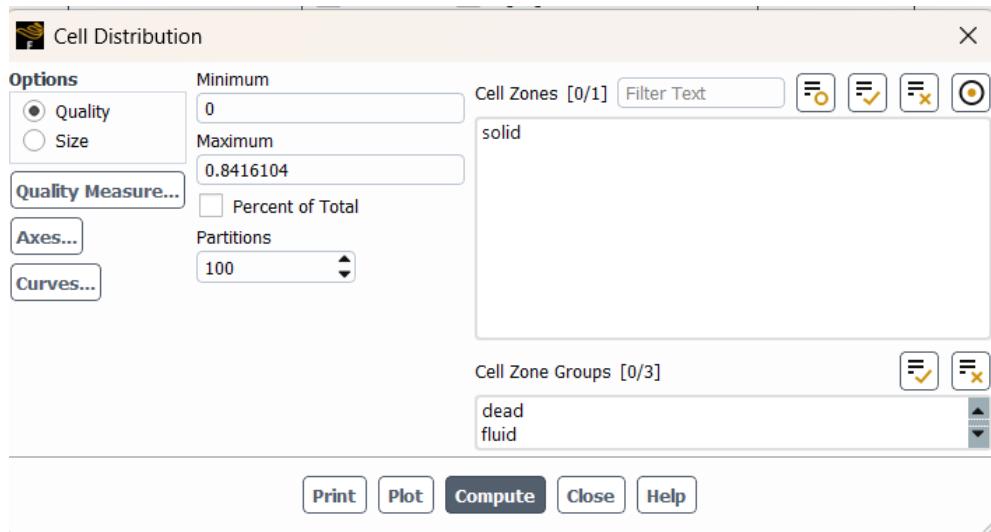
$y^+$  ( $y$ -plus) değeri, ANSYS Fluent gibi CFD yazılımlarında özellikle türbülanslı akış analizlerinde duvar yakınındaki hücrelerin kalitesini değerlendirmek ve doğru sınır tabaka çözümlemesi yapmak amacıyla kullanılan boyutsuz bir parametredir.  $y^+$ , ilk hücre merkezinin duvara olan mesafesi, akışkanın yoğunluğu, sürtünme hızı ve dinamik viskozite kullanılarak hesaplanır. Bu değer, özellikle duvar etkilerinin çözümünde kullanılan türbülans modellerinin seçimi ve mesh kalitesine doğrudan etki eder.  $y^+$  değeri 1'in altında olduğunda, duvar alt tabakası doğrudan çözülür ve bu, genellikle SST k- $\omega$  gibi duvar çözümlemeli türbülans modelleri için uygundur.

Ağ çözünürlüğünü kademeli olarak artırılarak simülasyon tekrar edilir ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılır. Eğer ağ yoğunluğu belirli bir noktadan sonra sonuçları anlamlı ölçüde değiştirmiyorsa, bu durum ağ yapısının yeterli hassasiyete ulaştığını ve çözümün güvenilir olduğunu gösterir. Dolayısıyla, hem uygun  $y^+$  değerinin sağlanması hem de ağdan bağımsızlık çalışmasının gerçekleştirilmesi, CFD analizlerinde fiziksel olarak doğru ve sayısal olarak kararlı sonuçlar elde edebilmek için temel gerekliliklerdir.

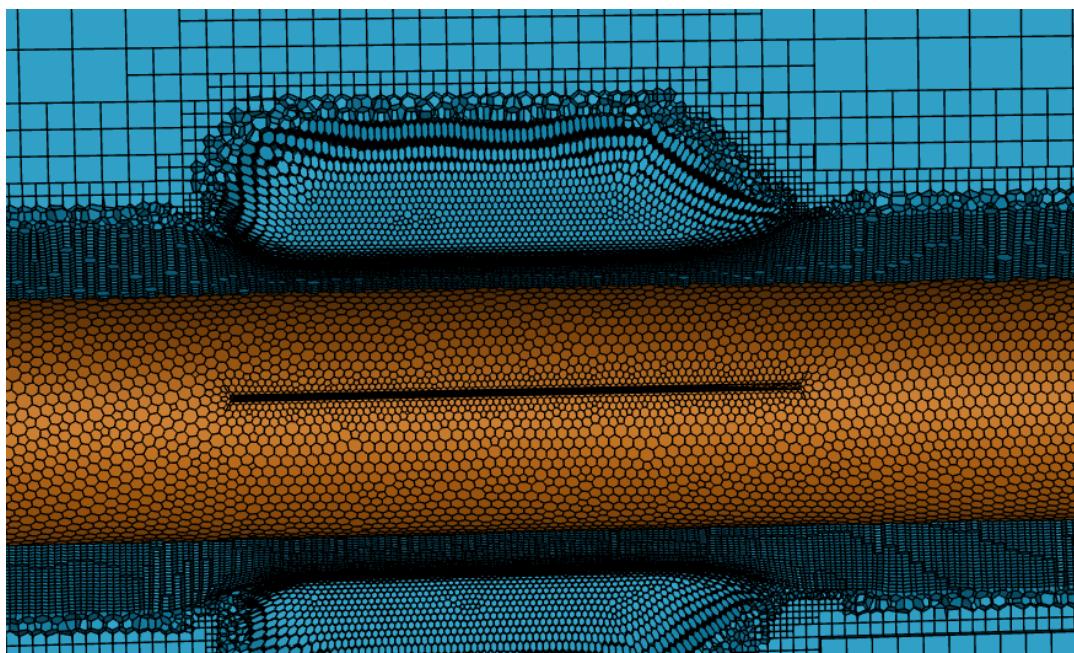
Bu ANSYS analizinde mesh sayısı 1578513 olarak alınmıştır. Yapılan bağımsızlık çalışmaları ile bu sayının optimum olduğu daha fazlasının çıkan sonucu minimum miktarda etkilediği fark edilmiştir. Bu nedenle analize bu mesh sayısı ile devam edilmiştir.



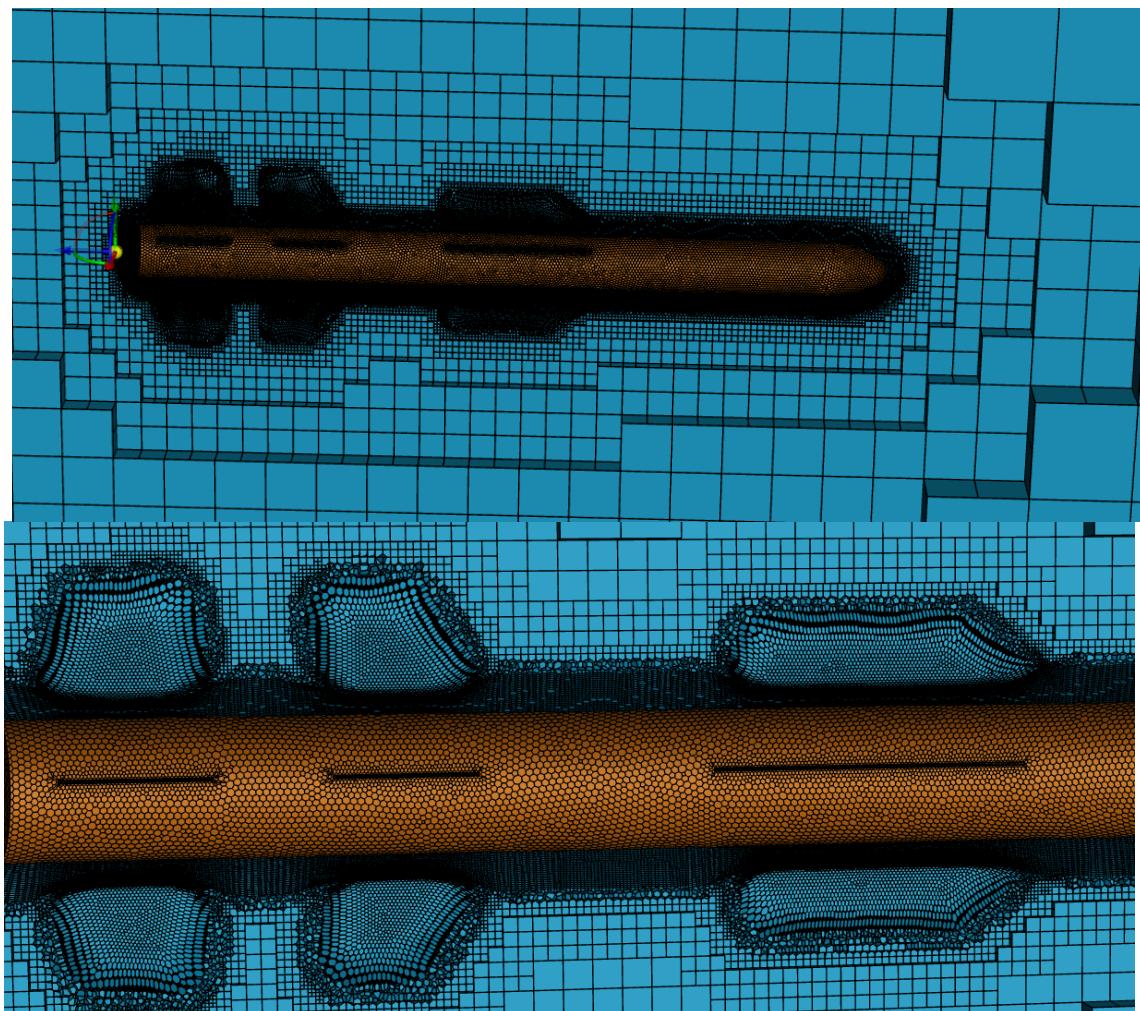
Kalite değeri ilk olarak 1.5795208 bulunmuş sonrasında ise optimum değere yaklaşırılmak amacıyla kere iterasyon yapılarak 0.8416104'e düşürülmüştür.



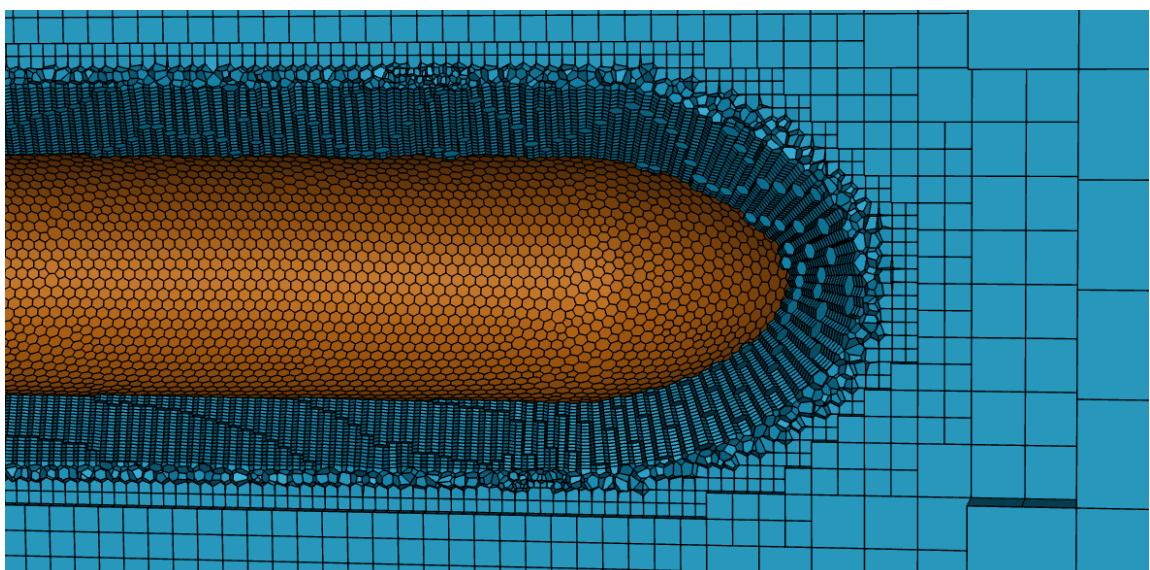
Mesh ile ilgili görüntüler aşağıda verilmiştir.



Gövde kanatlarının olduğu kısımda mesh dağılımı



Füzede oluşan mesh dağılımlarının yakından ve uzaktan görüntüler



Burun ucunda bulunan mesh dağılımı

**Soru 4) Validasyon:** Belirlenen geometride bulunan kanat, gövde ve yakıt tankı vb. geometrilerin literatürde bulunan deneysel ve sayısal çalışmalar, kitap bilgileri, NASA raporları, özel firma katalogları, ülkelerin havacılık arşivleri gibi ulaşılabilen değerlerle validasyon (değer uyuşumu) çalışması yapılması gerekmektedir. Validasyon çalışmalarını en az üç farklı türbülans modeli ile yaparak uygun türbülans modeli ile yapıp karşılaştırınız. Sonra en iyi çıkan sonuca göre tüm analizlerinizi hangi türbülans modeli ile yapacağınızı karar veriniz

**Cevap)**

**k- $\epsilon$  Türbülans Modeli:**

k- $\epsilon$  modeli, yaygın olarak kullanılan ve genellikle düşük-orta Reynolds sayılarında güvenilir sonuçlar veren bir türbülans modelidir. AGM-84 Harpoon'un düz ve dengeli seyir uçusları sırasında, özellikle orta húcum açılarına kadar, bu model tutarlı sonuçlar sağlayabilir. Kullanım kolaylığı ve çözüm süresinin görece kısa olması, k- $\epsilon$  modelini ön tasarım aşamalarında avantajlı kılar. Ancak, füzenin ani manevra yaptığı veya sınır tabaka ayrılımasının kritik rol oynadığı durumlarda bu modelin doğruluğu sınırlı kalabilir.

**k- $\omega$  Türbülans Modeli:**

k- $\omega$  modeli, duvar yakınındaki akışları ve sınır tabaka gelişimini daha doğru şekilde tahmin etmesiyle öne çıkar. AGM-84 Harpoon'un yüzeyine yakın akışların ve ince geometrik detayların analizinde, bu model oldukça başarılıdır. Özellikle yüksek húcum açılarında ve manevra kabiliyetinin değerlendirildiği analizlerde, k- $\omega$  modeli diğer modellere göre daha hassas sonuçlar verir. Onera M6 kanadı gibi referans test modelleri üzerinde yapılan validasyon çalışmaları da bu modelin üstün performansını göstermektedir. Dolayısıyla, Harpoon gibi aerodinamik olarak karmaşık sistemlerde k- $\omega$  modelinin kullanımı önerilmektedir.

**Palart-Allmaras Türbülans Modeli:**

Spalart-Allmaras modeli, özellikle yüksek Reynolds sayılarında ve dış akış ağırlıklı problemler için geliştirilmiş tek denkleme dayalı bir türbülans modelidir. AGM-84 Harpoon gibi yüksek hızda seyreden ve aerodinamik tasarımlı dış akışlara duyarlı olan seyir füzelerinin analizinde kullanılabilir. Bu model, düşük hesaplama maliyeti sayesinde mühendislik uygulamalarında pratik çözümler sunar. Ancak, Harpoon füzesinin sahip olabileceği yüksek húcum açıları ve gövde-kanat etkileşimlerinin yoğun olduğu bölgelerde, Spalart-Allmaras modelinin doğruluğu azalabilir. Bu gibi karmaşık akış durumlarında daha gelişmiş modellere ihtiyaç duyulabilir.

Seçilen AGM-84 HARPOON füzesi için literatür taraması yapılması sonucunda aşağıdaki verilere ulaşılmıştır. Üst grafikler farklı analizler sonucunu almıştır. Alt grafikler 4 derecedeki farklı mach sayısı literatür sonucunu yansıtmaktadır. Farklar olmasına karşın benzer doğruda ilerledikleri görülmektedir. Bu durumda kabul edilen k- $\omega$  turbülans modeliyle devam edilecektir.

Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	0	0,5	0,027523	-0,00048048	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	

Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	0	0,8	0,027973	-0,0020337	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	

Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	15	0,8	0,10356	0,27925	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	

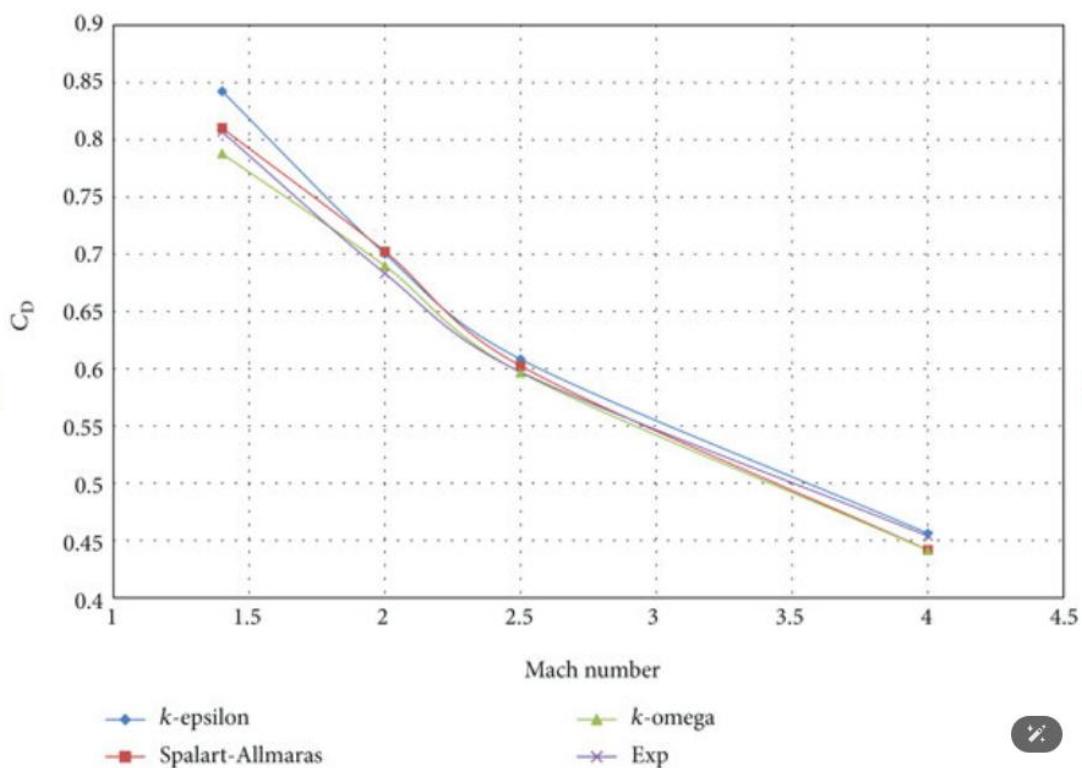
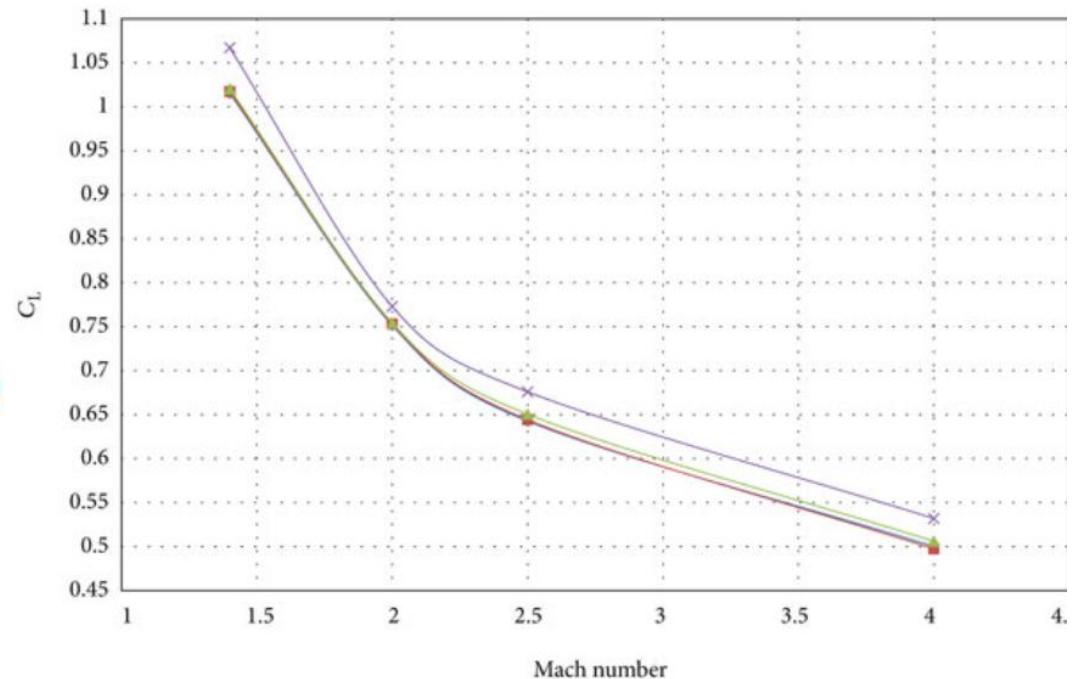
Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	15	1	0,10356	0,27925	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	

Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	30	0,1	0,35697	0,59098	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	

Table of Design Points							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P1 - AoA	P4 - mach_degree	P2 - cd-op	P3 - cl-op	Retain	Retained Data
2	Units	degree					
3	DP 0 (Current)	45	0,8	0,66455	0,6718	<input checked="" type="checkbox"/>	✓
*						<input type="checkbox"/>	



4 farklı türde 4 derece hücum açısında türbülanslar için alınmış, literatür taraması, sonucu ulaşılan grafikler.

**Soru 5)** Konuya ilişkin literatürden en az 10 farklı kaynak araştırma makalesi incelenerek özet olarak hazırlanacak dokümana eklenecektir. Hazırlanacak dökümda NEÜ FBE yazım kuralları referans olarak düzenli bir doküman oluşturulacaktır. Aşağıda roketlerle ilgili bazı referenceslar verilmiştir, daha kapsamlı araştırma yapabilirsiniz.

**Cevap).**

**1)Blazek, J. (2015). *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*.**

**Elsevier**

Harpoon füzesinin viskoz akış koşulları altında gösterdiği davranışlar Blazek'in kitabında açıklanan türbülans modellemeleriyle analiz edilebilir. Özellikle Harpoon'un deniz seviyesine yakın uçuş profili nedeniyle önemli hale gelen duvar yakın akışlar ve sınır tabaka ayırmaları, k-w SST ve Spalart-Allmaras modelleriyle doğru şekilde modellenebilir. Füzenin gövdesinden ayrılan akımların kuyruk kontrol yüzeyleri üzerindeki etkisi gibi karmaşık akış etkileşimleri, bu kitapta verilen çözümleme yöntemleriyle değerlendirilebilir. Ayrıca kitap, Harpoon gibi kompakt yapıya sahip füzelerde grid hassasiyeti ve çözüm kararlılığı açısından detaylı yönlendirme sunar. CFD analizlerinde model ve mesh seçimi bu kitapla güvenilir biçimde yapılabilir.

**2)Boeing Defense (2007). *AGM-84 Harpoon Missile Performance and Aerodynamic Data*.**

Bu rapor, Harpoon füzesinin aerodinamik verilerinin doğrudan kaynağıdır ve kalkıştan hedefe ulaşana kadar geçen uçuş aşamalarındaki performans parametrelerini içerir. CL, CD ve Cm değerleri farklı Mach sayıları ve hücum açıları için verilmiştir, bu da CFD sonuçlarının validasyonu açısından kritiktir. Ayrıca uçuş stabilitesi, kontrol yüzeylerinin etkisi ve irtifa değişiminin aerodinamiğe etkileri bu teknik dökümda yer alır. Özellikle silah sistem entegrasyonunda veya görev planlamasında kullanılan aerodinamik katsayılar bu rapordan alınır. Harpoon'un tasarım ve test sürecine ait en güvenilir mühendislik verilerindendir.

**3)Hemsch, M. J. (2004). *Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology*.**

**AIAA**

Bu kaynakte, Harpoon gibi taktik füzeler için aerodinamik tahmin yöntemleri açıklanmakta ve örnek olarak Harpoon'un geometrisine benzer tasarımlar kullanılmaktadır. Harpoon'un şok dalgası yapısı, konik burun tasarımı ve kanatçık yerleşimi gibi özellikler üzerinden yapılan analizler, kitapta açıklanan yarı-empirik modellerle doğrudan tahmin edilebilir. Füzenin farklı hücum açıları altındaki stabilitesi

ve aerodinamik momentleri, Hemsch'in metodolojisile hızlıca öngörülebilir. Özellikle simülasyon öncesi ilk tahminlerin yapılmasında bu yaklaşım etkilidir. Harpoon'un görev profiline benzer yüksek manevra ve düşük irtifa durumları için uygulanabilir.

**4)Saltzman, E. J. (1999). *Aerodynamic Characteristics of the Harpoon Missile at Subsonic Speeds*. NASA CR-1142**

Bu çalışma, Harpoon'un subsonik hızlardaki davranışlarını deneyel olara inceleyerek çok değerli veriler sunar. NASA rüzgar tünel testleriyle elde edilen veriler, özellikle Harpoon'un son yaklaşma (terminal phase) sürecindeki davranışlarının doğru şekilde modellenmesine olanak tanır. Bu verilerle hem CFD doğrulaması hem de kontrol yüzeyi optimizasyonu yapılabilir. Harpoon'un kanatçık etkisi, gövde etkileşimi ve moment katsayıları doğrudan ölçülmüştür. CFD simülasyonları için temel validasyon kaynağı olarak önemlidir.

**5)Wilcox, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries**

Wilcox'un türbülans modelleme kitabı, Harpoon füzesinin yüksek Reynolds sayılarındaki uçuş rejimleri için kullanılan türbülans modellerini anlamak açısından kritiktir. Özellikle Harpoon'un sınır tabaka ayrımalarını ve şok-akış etkileşimlerini doğru modellemek için RANS tabanlı modellere ihtiyaç duyulur. Harpoon'un dar gövdeli ve kısa kanatçıklı yapısı, türbülans modellerine karşı oldukça hassastır. Bu kaynak, kullanılan modellerin doğruluğu ve geçerliliği konusunda önemli ipuçları sunar. CFD analizlerinde model seçimi ve sonuçların yorumlanması için teorik temel oluşturur.

**6)Menter, F. R. (1994). *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*. AIAA Journal**

Harpoon füzesi gibi kompleks geometriye sahip ve yüksek gradyanlı akışlara maruz kalan sistemlerde  $k-\omega$  SST modelinin üstünlüğü bu çalışmaya anlaşılabilir. Özellikle Harpoon'un kanatçık bölgesinde akış ayrılması ve geri birleşme gibi zorlu türbülanslı akışlar söz konusudur. Menter'in önerdiği model bu bölgelerde yüksek doğruluk sağlar. Ayrıca, Harpoon'un düşük irtifa uçuşlarında yaşanan basınç gradyanları bu modelle daha kararlı şekilde çözülür. CFD yazılımlarındaki standart türbülans modeli olarak Harpoon analizlerinde yaygın kullanılır.

**7)Spalart, P. R. (1992). *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows.* AIAA Paper 92-0439**

Harpoon gibi hızlı ve stabil uçuşa sahip füzelerde çözüm süresini optimize etmek adına Spalart-Allmaras modeli sıkça tercih edilir. Özellikle bu model, Harpoon'un seyir aşamasında karşılaştığı düzgün sınır tabaka akışlarında oldukça başarılıdır. Tek denklemli yapısı sayesinde düşük hesaplama maliyeti sağlar, bu da hızlı ön tasarım veya görev analizlerinde avantaj yaratır. Ancak ayrılmalı bölgelerde sınırlamaları vardır. Bu makale, Harpoon gibi füzelerde modelin hangi koşullarda kullanılabileceğini açıkça gösterir.

**8)Tannehill, J. C. (1997). *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer.* Taylor & Francis**

Harpoon füzesinin yüksek hızlı uçuşlarında ortaya çıkan sıkıştırılabilir ısı transferi etkileri bu kitapta detaylıca ele alınır. Füzenin yüzey sıcaklıklarının hesaplanması ve aerotermal yüklerinin belirlenmesi için gerekli olan temel denklemler burada bulunur. Ayrıca, Navier-Stokes çözümleriyle hem akış hem de termal alanın nasıl birlikte çözüleceği gösterilir. Bu, özellikle Harpoon'un görev süresince maruz kaldığı ısıl yükleri anlamak için önemlidir. Yüksek hızlı füze uygulamalarında aerodinamik ve ısı transferinin birlikte ele alındığı nadir kaynaklardandır.

**9)AGARD (1991). *Missile Aerodynamics.* AGARD-CP-493**

AGARD raporu, Harpoon gibi taktik füzelerin aerodinamik özelliklerini genel NATO perspektifinden inceleyen önemli bir derlemedir. Farklı test ve simülasyon yöntemleriyle Harpoon benzeri füzelerin aerodinamik karakteristikleri sunulmuştur. Özellikle düşük irtifa uçuşlarındaki aerodinamik değişkenlikler ve kontrol sistemlerinin tepkileri vurgulanır. Harpoon'un NATO envanterinde yer olması nedeniyle bu rapordaki genel aerodinamik değerlendirmeler doğrudan uygulanabilir. Ayrıca Harpoon'a benzer diğer sistemlerle karşılaştırma yapma imkanı tanır.

**10)DTIC (2010). *CFD Analysis of AGM-84 Harpoon Missile in Transonic Regime.***

Bu savunma raporu, Harpoon füzesinin transonik hızlarda nasıl davranışını doğrudan CFD analizleriyle ortaya koyar. Şok dalgası konumları, akış ayrılması ve kontrol yüzeyi performansı gibi kritik parametreler sayısal olarak incelenmiştir. Harpoon'un tasarım doğrulaması sürecinde bu analizler, deneyel verilerle karşılaştırılarak yüksek güvenilirlik sağlanmıştır. Ayrıca bu çalışma, türbülans modeli seçimi ve grid yapısının simülasyon doğruluğu üzerindeki etkisini detaylı şekilde tartışır. Özellikle görev kritik analizlerde kullanılan en güncel mühendislik uygulamalarını içerir.

### **11) Nielsen, J. N. (1988). *Missile Aerodynamics*. AIAA Education Series**

Bu kitapta yer alan sıkıştırılabilir akış denklemleri ve füze geometrisine özel çözümleme yöntemleri, Harpoon füzesi gibi süpersonik menzilde çalışan silah sistemlerinin anlaşılmasımda temel teşkil eder. Harpoon'un burnundaki eğik şok oluşumları, gövde boyunca basınç dağılımı ve kuyruk kontrol yüzeylerinin etkisi bu kitapta verilen teorik modellerle açıklanabilir. Ayrıca Harpoon'un seyir aşamasında karşılaştığı farklı Mach rejimleri (özellikle transonik) Nielsen'in anlatımıyla çözümlemeye uygundur. Harpoon'un deniz seviyesinde sıkıştırılabilirlik etkileriyle değişen aerodinamik karakteristikleri de bu temellerle modellenebilir. Bu kitap, Harpoon benzeri füze tasarımlarının ilk analiz aşamasında teorik arka planı sağlar.

### **12) Anderson, J. D. (2019). *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. McGraw-Hill**

Harpoon füzesinin aerodinamik analizinde kullanılan CFD yöntemlerinin matematiksel ve fiziksel temelleri Anderson'un kitabında sunulmaktadır. Özellikle Harpoon'un gövde-kanat etkileşimleri, motor çıkış akımı ve sınır tabaka gelişimi gibi unsurlar bu kitapta açıklanan sayısal yöntemlerle modellenebilir. Harpoon gibi düşük irtifa, yüksek hız seyir füzelerinde, ANSYS gibi yazılımlarda uygulanan çözümlerin dayandığı grid yapısı, sınır koşulları ve ayrıklıklandırma teknikleri burada anlatılır. Transonik bölgede yaşanan şok dalgası konum değişimleri Anderson'un teorik altyapısıyla incelenebilir. Bu yönyle, Harpoon üzerindeki basınç dağılımını CFD yoluyla çözümlemek için temel bir rehberdir.

**Soru 6)** Hava taşıtları için parametrik olarak hücum açısının **3 derece aralıklarla analizler alınacaktır**. Açı artışı stall açısına kadar yapılacaktır. Füze analizleri 0-90 derece hücum açısından en az 10 farklı hücum açısından yapılacaktır. Kara taşıtlarında spoiler uygulaması için farklı hücum açıları verilerek analizler yapılacaktır.

#### **Hava taşıtları için:**

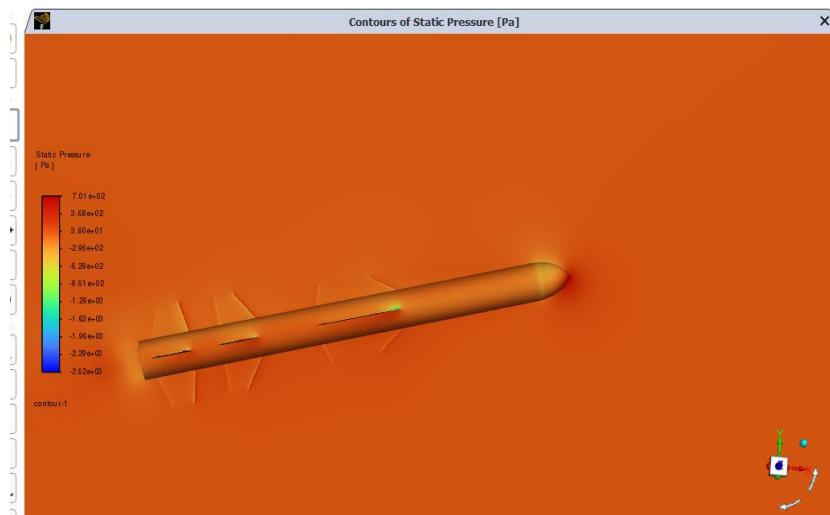
- Pistte veya rampada iken bulunduğu yerin modellenmesi ve yer ile olan ilişkisinin incelenmesi yapılacaktır. Pist analizleri sıfır derece hücum açısından olacaktır. Bu durumda hızlar (100 km/h, 200 km/h ve havalandırma kalkış hızında olacaktır. Aşağıda belirtilecek akış karakteristikleri bu durumda detaylı verilecektir. Kanat üzerinde en az farklı üç kesitte, taşıt simetri ekseni kesitinde (xy, yz, xz kesitleri için) basınç katsayıları değişimi ( $C_p$ ) hazırlanacaktır.
- 0.1, 0.2, 0.5, 0.8, 1.2, 2, 3 ve maksimum Mach değerleri için analizler tekrarlanmalıdır. Bu durumda elde edilecek sonuçlar drag katsayı  $CD$ 'nin Reynolds sayısı ile değişimi, farklı hücum açılarında ve  $Ma$  sayılarında taşıma (lift) katsayıları  $CL_{AoA}$ ,  $CD_{AoA}$ , ... iki boyutlu grafikler çizdirilmelidir. Bu çözümleme sonuçlarınızı literatürdeki çalışmalarındaki farklı sonuçlara göre zenginleştirilebilirsiniz.

## Cevap)

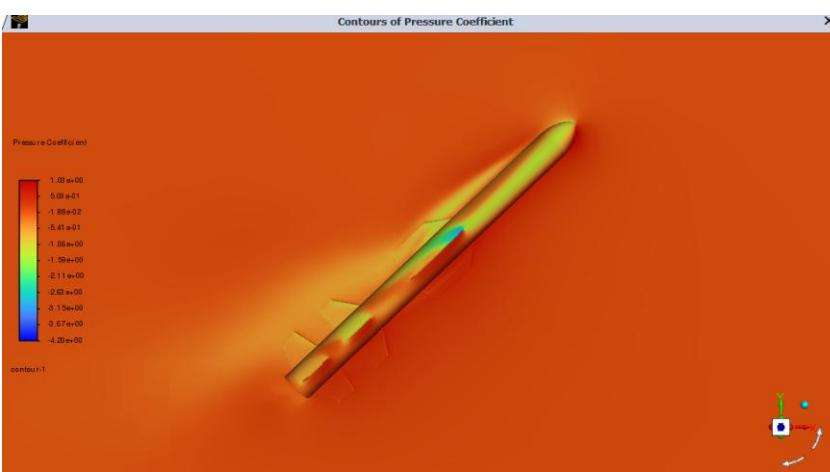


## A ŞIKKI

Üst yüzeyde belirgin bir düşük Cp (negatif) görülür. Alt yüzeyde Cp pozitifleşir. Simetrik bir profilde bile kuvvetli bir kaldırma etkisi görülür. Ayrılma (stall) henüz başlamamış olabilir, Cp dağılımı düzgün ama eğimli olur.

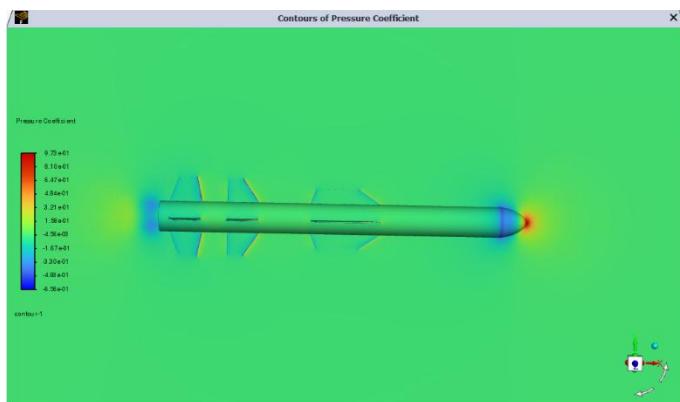


Ayrılma belirtileri başlar. Üst yüzeyde Cp başlangıçta çok negatiftir, sonra hızla artar (basınç artar çünkü akış ayrıılır). Cp eğrisi bozulur, alt yüzeyde yüksek pozitif Cp görülür. Genel Cp eğrisi daha dengesizleşir



Akış büyük ölçüde ayrılmıştır. Üst yüzeyde Cp artık çok negatif kalmaز, çünkü ayrılmış akış basıncı artırır. Alt yüzeyde yine pozitif Cp olur ama artık fark daha azdır. Kaldırma azalır, sürükleme artar. Cp eğrisi çok bozulmuş, düzensiz olur.

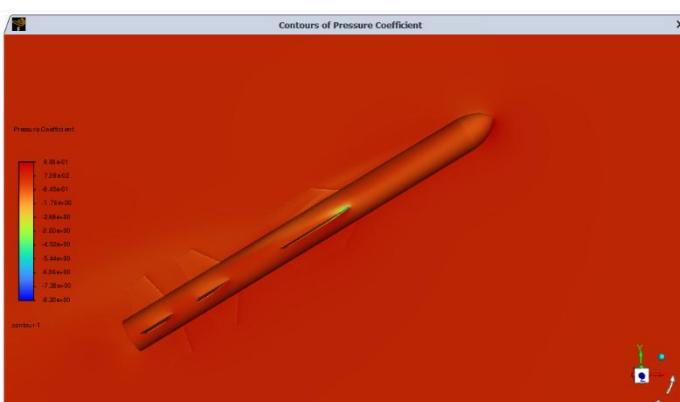
0,1 mach değerlerinde farklı AoA değerlerinde Cp nin değişimleri verilmiştir.



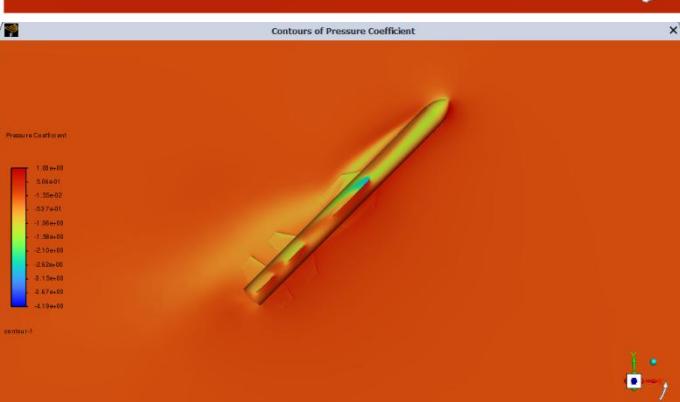
Simetrik profile sahip bir cisimde kaldırma yok.  $C_p$  üst ve alt yüzeyde neredeyse aynıdır. Ancak sıkıştırılabilirlik etkisiyle  $C_p$  değerleri biraz daha az negatif olur.



Üst yüzeyde hız artar.  $C_p$  daha negatif olur. Alt yüzeyde hız azalır.  $C_p$  pozitifleşir. Akış hâlâ büyük oranda yapışktır, kaldırma artmıştır.  $C_p$  farkı yüksektir  $\rightarrow$  yüksek kaldırma kuvveti oluşur.

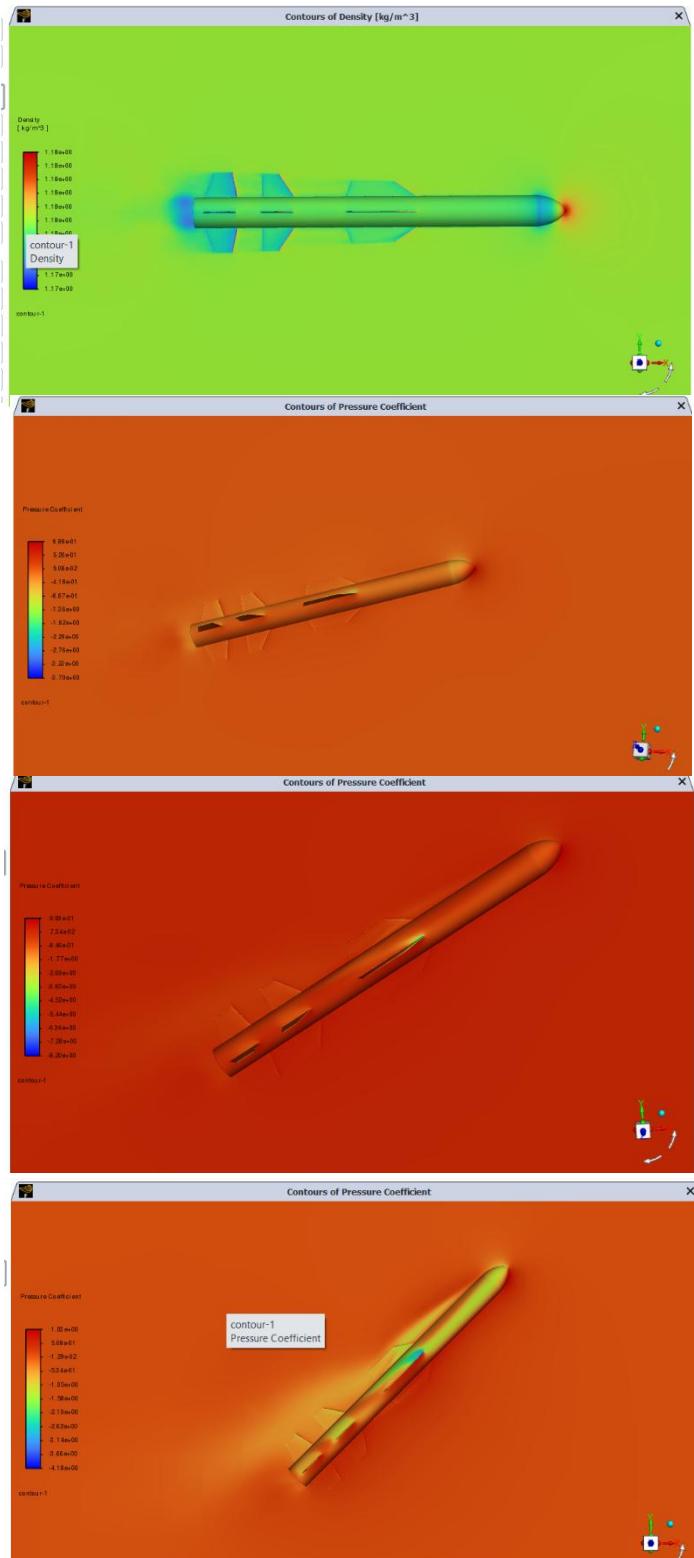


Üst yüzeyde akışın bir kısmı ayrılmaya başlar.  $C_p$  en onde negatif başlar, ayrılma bölgesinde artar. Alt yüzey  $C_p$  daha da pozitiftir.  $C_p$  eğrisi simetriden sapar, kaldırma azalmaya başlar.



Akış büyük oranda ayrılmıştır. Üst yüzey  $C_p$  artık daha az negatiftir. Çünkü ayrılmış akış basıncı artırır. Alt yüzey  $C_p$  hala pozitiftir. Kaldırma düşer, sürükleme ciddi artar.  $C_p$  dağılımı oldukça düzensizleşir

0,5 mach değerlerinde farklı AoA değerlerinde  $C_p$  nin değişimleri verilmiştir.



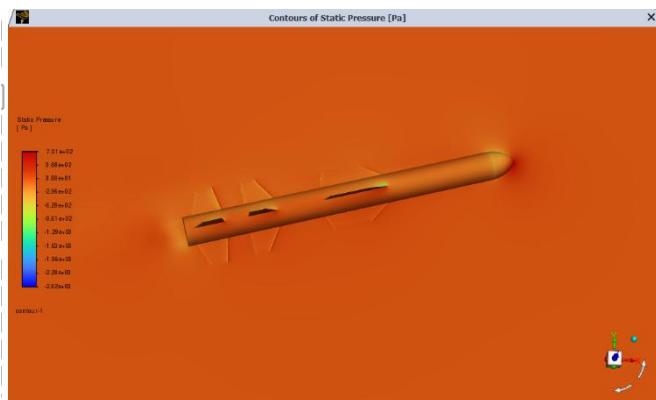
0,8 mach değerlerinde farklı AoA değerlerinde Cp nin değişimleri verilmiştir.

Simetrik profilde kaldırma yoktur. Üst yüzeyde yerel Mach 1'e ulaşan akış nedeniyle şok dalgası oluşabilir, Cp dağılımı ani bir kırılma gösterir. Alt yüzeyde değişim azdır.

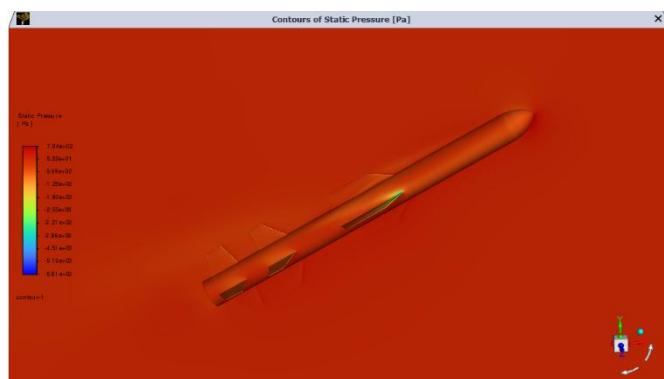
Üst yüzeyde hız artışı ile Cp çok negatifine iner, ardından şokla ani artış olur. Alt yüzeyde Cp pozitiftir. Kaldırma yüksektir, ancak dalga sürüklemesi başlar.

Şok sonrası akış ayrılmaları başlar. Cp üstte önce çok negatif, sonra şok ve ayrılmayla bozulur. Alt yüzey Cp yüksek kalır. Kaldırma düşer, sürükleme artar.

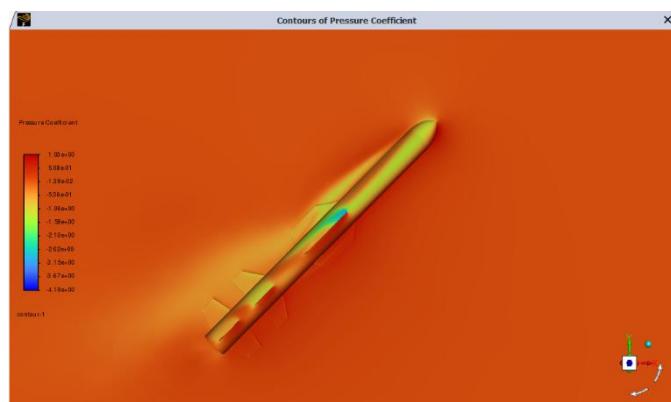
Akış üst yüzeyde tamamen ayrılmıştır. Şok ve ayrılma nedeniyle Cp düzensizleşir. Kaldırma kaybolur, sürükleme çok yüksektir



Üst yüzeyde yerel  $Mach > 1$  olduğu için şok daha erkenden oluşur.  $C_p$  çok negatif gider, sonra şokla ani artar. Alt yüzeyde pozitif  $C_p$  gözlenir. Kaldırma büyktür ama şok kaynaklı basınç kayıpları ciddi sürükleme yaratır.

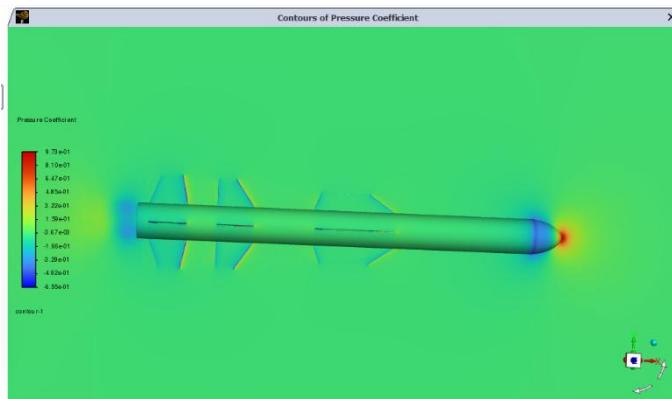


$C_p$  dağılımı bozulur. Üst yüzeyde güçlü şok + ayrılma etkisi görülür.  $C_p$  önce çok negatif, sonra hızlı artar ve düzensizleşir. Alt yüzeyde yüksek  $C_p$  olur. Kaldırma düşmeye başlar, sürükleme hızla artar.



Akışın çoğu ayrılmış, üst yüzeyde  $C_p$  tanımsız derecede bozulmuştur. Şok etkisiyle kaldırma yok denecek kadar az, dalgı ve basınç sürüklemesi çok fazladır. Profil artık daha çok sürükleme üretir.

1 mach değerlerinde farklı AoA değerlerinde  $C_p$  nin değişimleri verilmiştir.



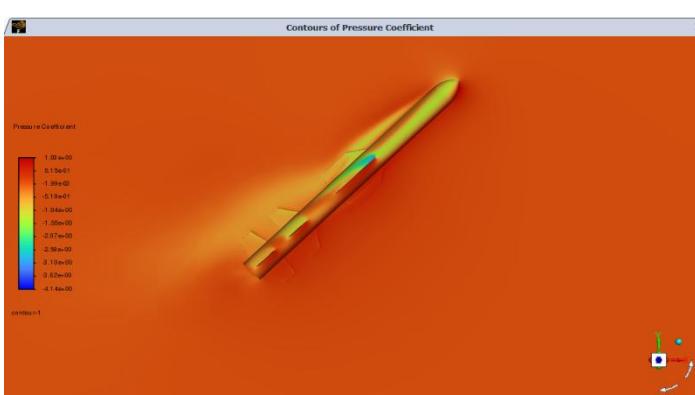
Simetrik profilde kaldırma yoktur. Akış tamamen süpersoniktir, profilde ölçülebilir şok dalgaları (oblik şoklar) oluşur.  $C_p$  genelde sabit ve düşük negatiftir. Şoklar dar açılıdır, dalga sürüklemesi hâlâ yüksektir ama Mach 1'e göre daha düzenlidir.



Üst yüzeyde oblik şok ile  $C_p$  düşer (negatifleşir), alt yüzeyde genişleyici akış (expansion) nedeniyle  $C_p$  pozitifleşir. Kaldırma artar.  $C_p$  dağılımı daha keskin ama daha kontrollüdür. Şoklar hâlâ yüzeye yakın ve eğimlidir.



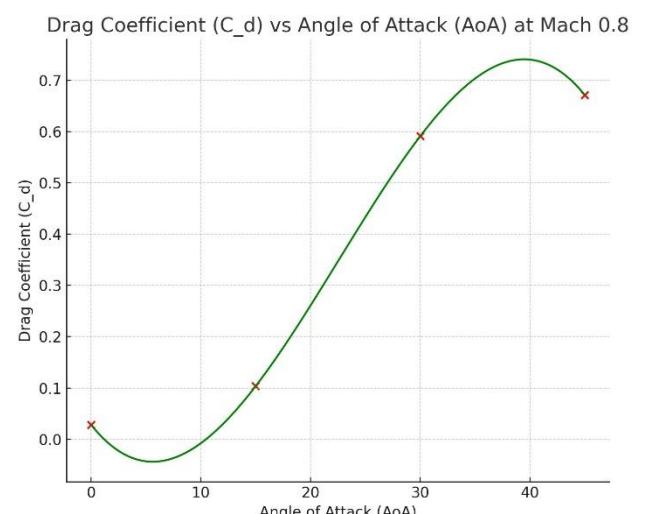
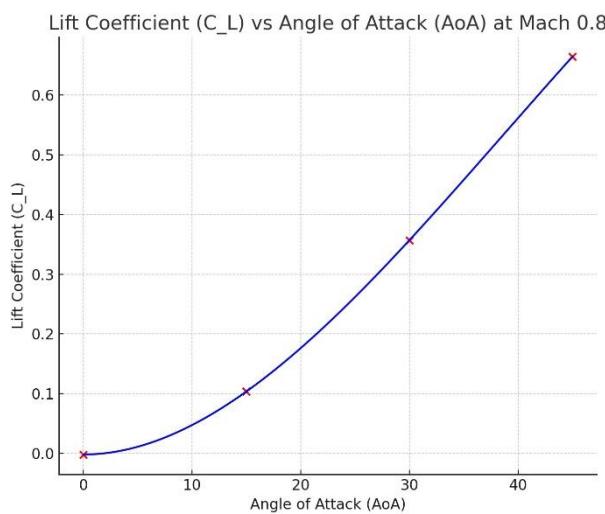
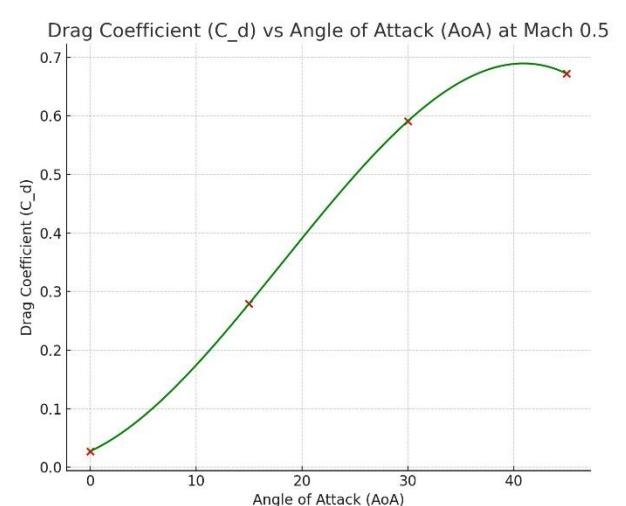
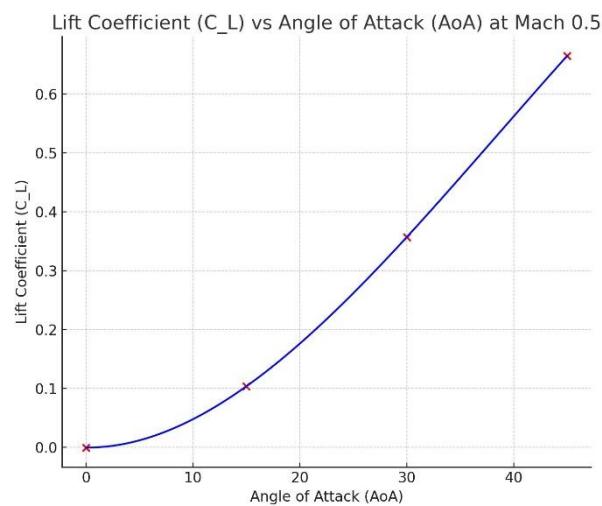
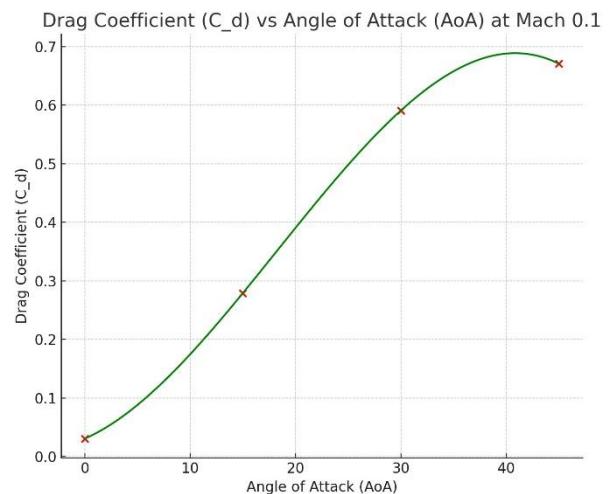
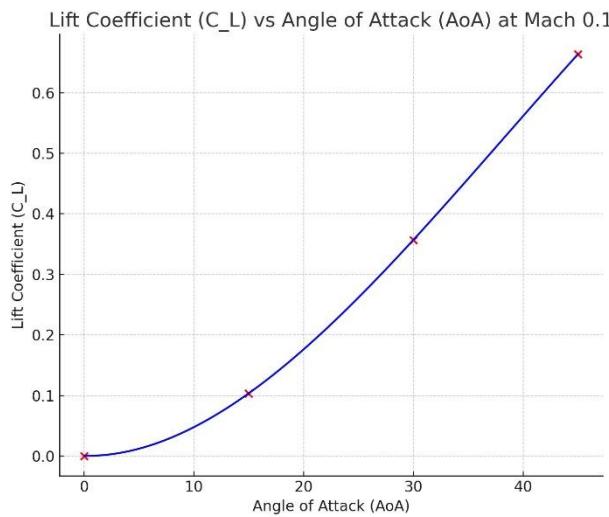
Üst yüzeyde şoklar daha güçlü, alt yüzeyde genişleme etkisi belirginleşir.  $C_p$  farkı büyür ama akışın bazı bölgelerinde akış ayrılması başlar.  $C_p$  üstte negatif ama ardından şok sonrası bozulur. Kaldırma sınırına yaklaşılır, sürükleme artar.



Profil artık süpersonik şok-dalga etkileşimi altındadır.  $C_p$  üstte çok az negatif ya da nötre yakın, alt yüzeyde hâlâ pozitif olabilir. Ancak akış ciddi şekilde ayrıılır. Kaldırma düşer, şoklar ve genişleme dalgaları  $C_p$  dağılımını tamamen bozar.

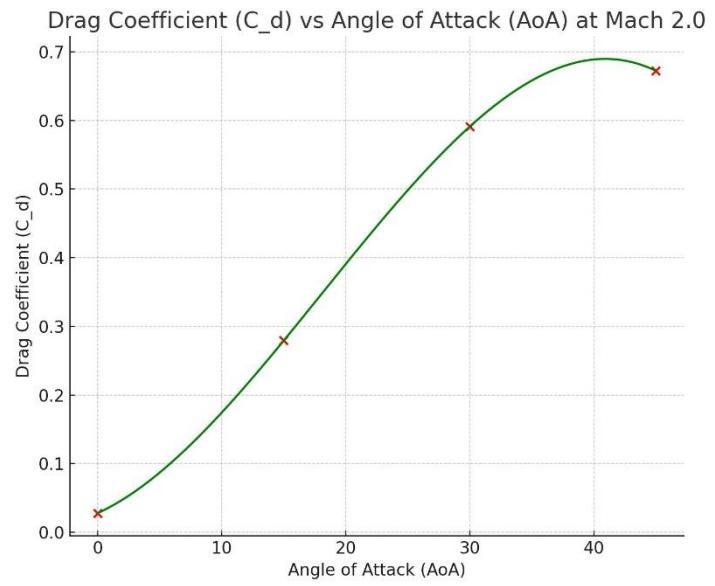
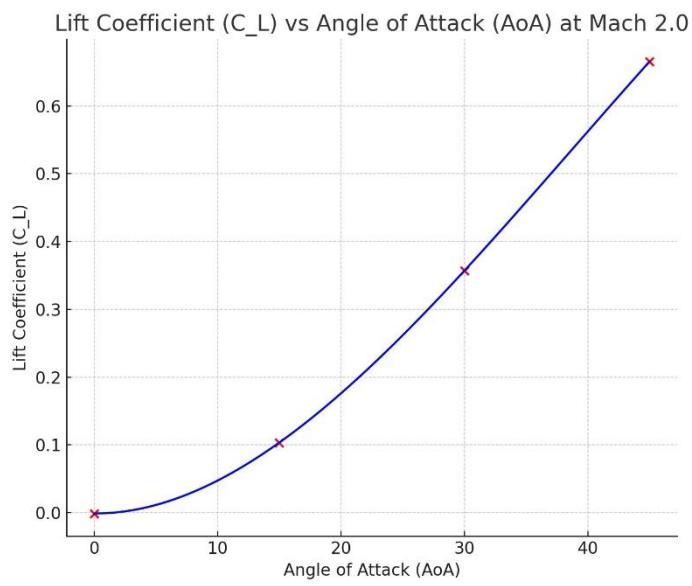
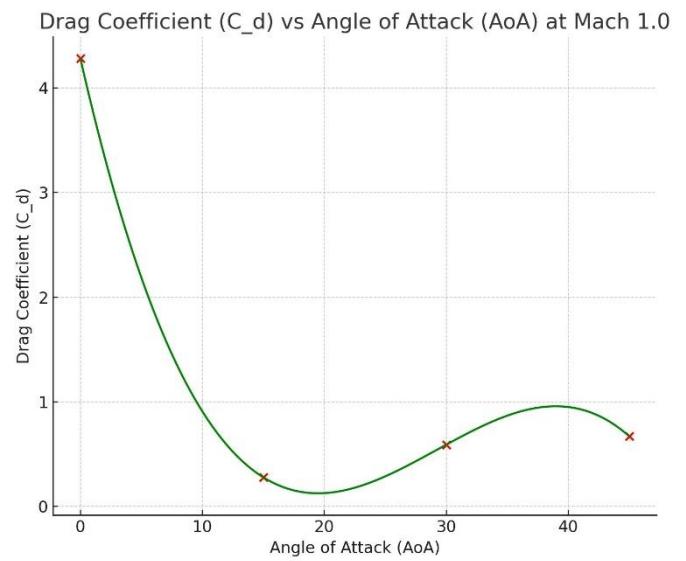
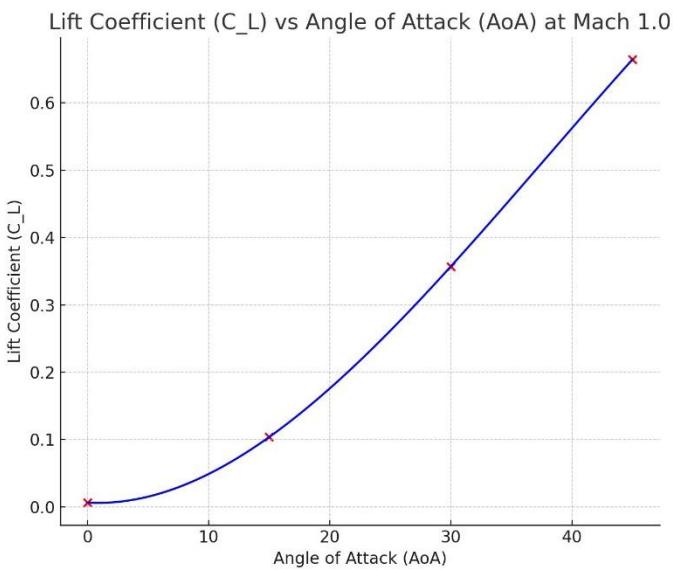
2 mach değerlerinde farklı AoA değerlerinde  $C_p$  nin değişimleri verilmiştir.

## B ŞİKKİ)



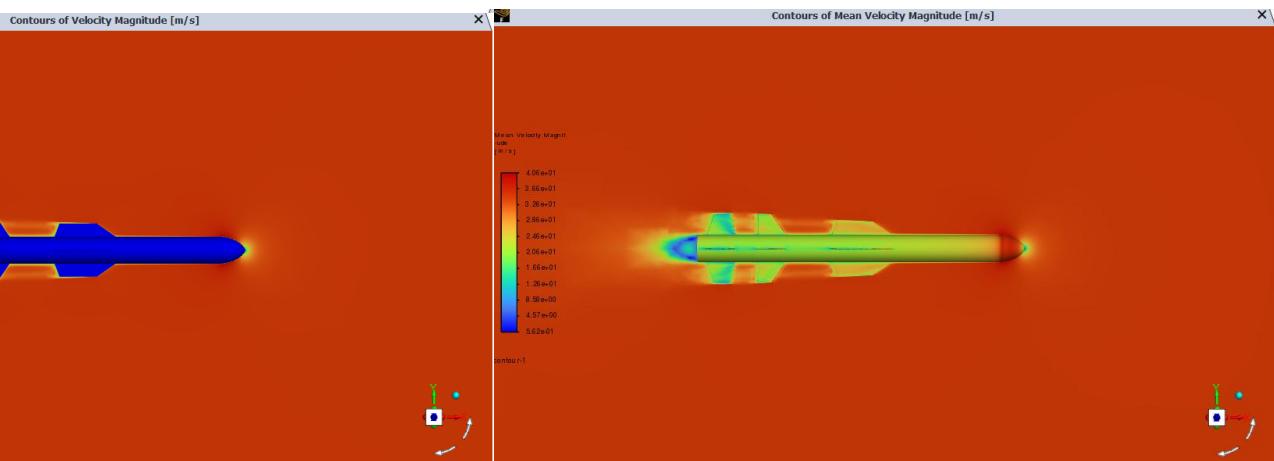
Farklı mach sayılarında CL-Alpha grafikleri

Farklı mach sayılarında CD-Alpha garfikleri



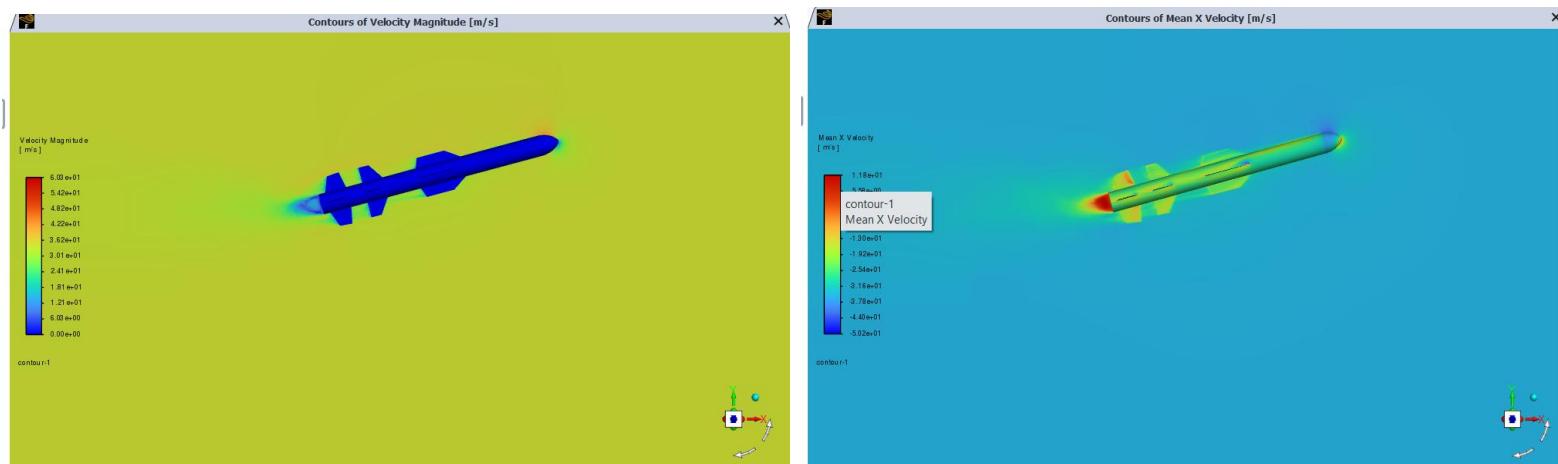
**Soru 7) Analiz sonuçlarının anlık ve zaman ortalaması hız vektörleri değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzleme, akış dik yöndeği kesitler yz düzleminde) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şeklär var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.**

### Cevap)



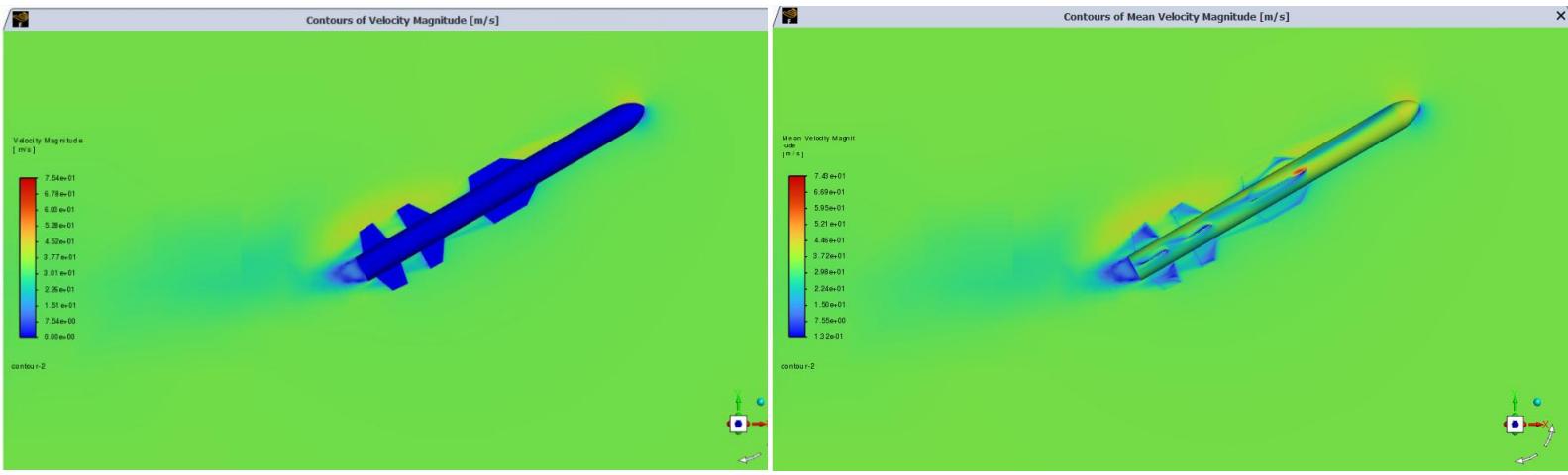
#### 0.5 Mach 0 Derece

Bu durumda, füze düşük bir hızla hareket etmektedir. Akışkanın ortalama hızı genellikle düşüktür ve füze etrafında pek büyük bir değişim gözlemlenmez. Anlık hızda da büyük dalgalanmalar yoktur, çünkü akış düzenli ve homojendir. Hız konturları, neredeyse sabit kalır ve akışın büyük bir kısmı mavi tonlarında gösterilir. Ortalama hız çok az değişir, çünkü füze hâlâ çok düşük bir hızda hareket etmektedir.



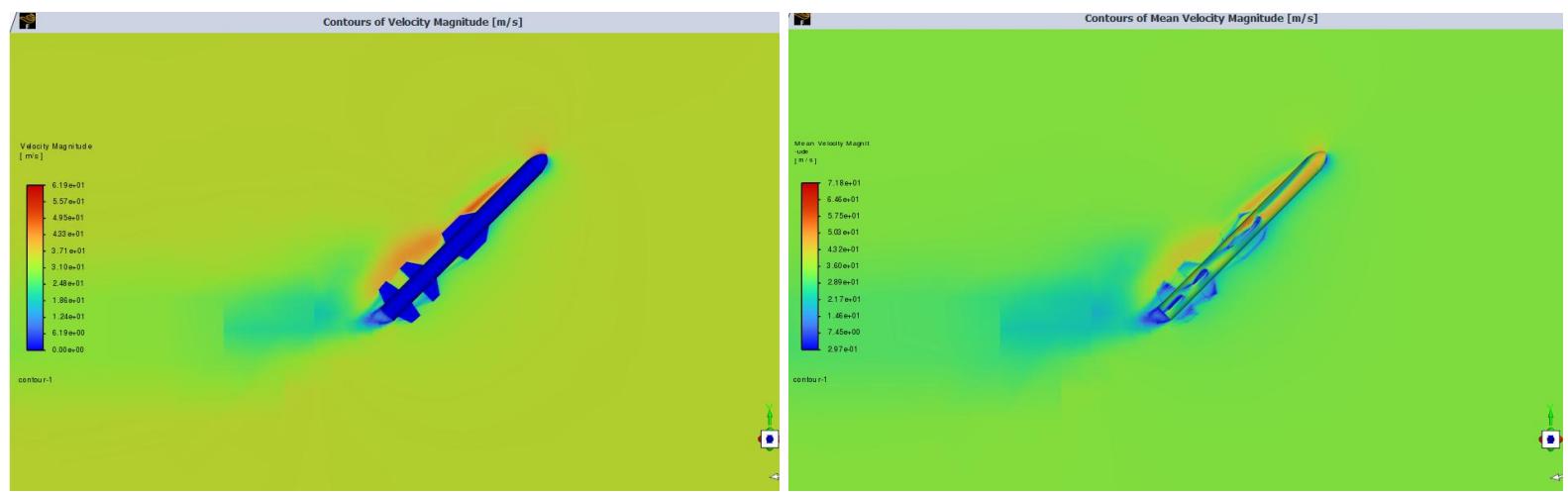
#### 0,8 Mach 15 Derece

Bu hızda, akışkanın ortalama hızı bir miktar artar ve anlık hızda da belirli değişiklikler gözlemlenir. Füze etrafında hafif şok dalgaları ve akışkanın yönü üzerindeki etkiler, hız büyüklüğünde ufak dalgalanmalara yol açar. Bu durum, akışın homojenliğini azaltır ancak genel olarak hız artışı düzenli bir şekilde devam eder. Ortalama hızda bir yükselme gözlemlenirken, anlık hızda küçük değişimler ve yerel dalgalanmalar meydana gelir. Saldırı açısının etkisiyle, hızda daha az belirgin, ancak düzenli bir artış olur.



## 2 Mach 30 Derece

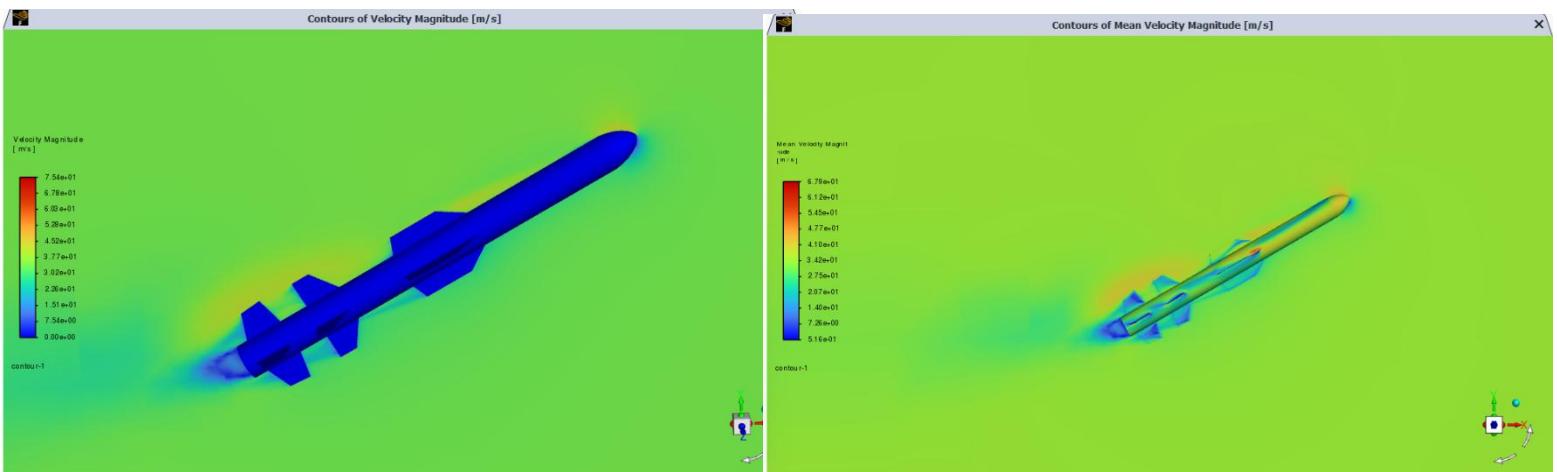
Bu durumda, füze yüksek hızda hareket etmektedir ve hem ortalama hızda hem de anlık hızda büyük artışlar gözlemlenir. Füze etrafındaki akış oldukça düzensiz hale gelir. Şok dalgaları ve hız büyüklüğündeki büyük değişiklikler, anlık hızda belirgin dalgalanmalara yol açar. Füzenin etrafındaki akışkanın hareketi daha karmaşık hale gelir. Bu hızda, anlık hızda büyük dalgalanmalar gözlemlenirken, ortalama hızda da belirgin bir artış meydana gelir. Yüksek hız ve büyük saldırı açısının birleşimi, akışın çok daha karmaşık ve düzensiz hale gelmesine neden olur.



## 1 Mach 45 Derece

Bu kombinasyonla, füze hâlâ yüksek hızda hareket etmekte ve ortalama hız önemli ölçüde artmaktadır. Anlık hız ise büyük dalgalanmalar gösterir, çünkü saldırı açısının büyümesi akışın daha fazla bozulmasına yol açar. Füze etrafındaki akışın düzeni, hızındaki dalgalanmalarla değişir. Anlık hız, sürekli olarak değişir ve bu da hız büyülüğu

konturlarında belirgin dalgalanmalara neden olur. Ortalama hızda belirgin bir yükselme olsa da anlık hızdaki düzensizlikler hızın çok dalgalı olduğunu gösterir.



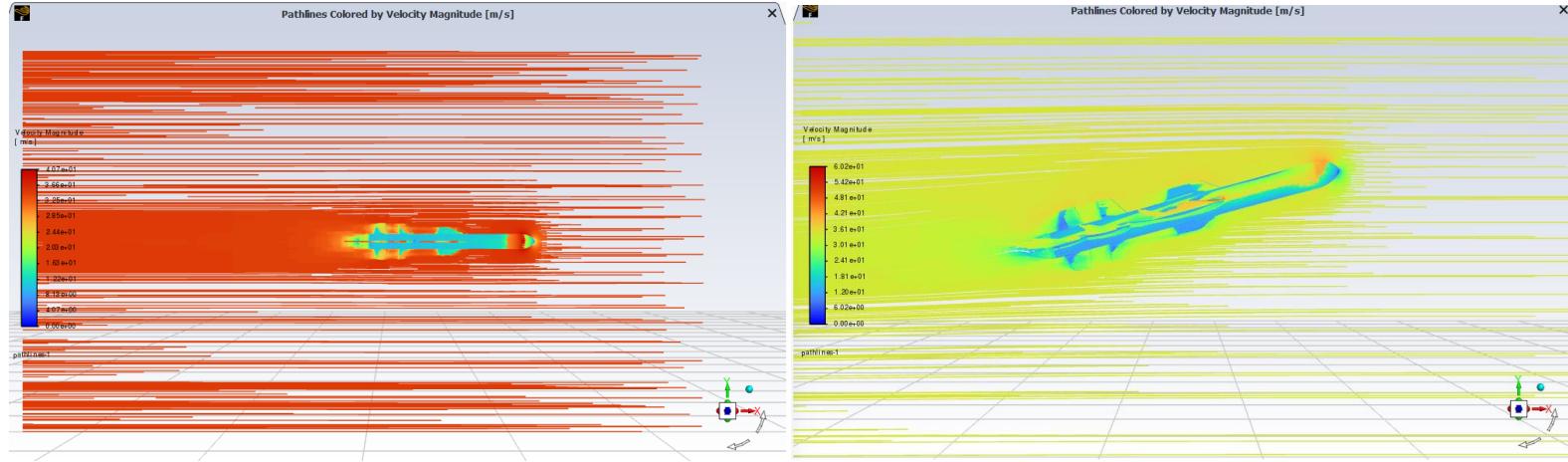
**1 Mach 30 Derece**

Mach 1 hızında ve orta düzeyde bir saldırısı açısında, ortalama hız sabit bir seviyeye yakın kalır. Akışkanın hareketi, füzenin çevresinde homojenleşir ve hızındaki değişim çok belirgin değildir. Anlık hızda bazı küçük dalgalanmalar gözlemlenir, ancak bunlar hızın büyük ölçüde stabil olduğunu gösterir. Füze etrafındaki akış düzenli kalır, ancak yine de  $30^\circ$  lik saldırısı açısı, hızın tamamen düz olmamasına yol açar. Bu hızda, anlık hızdaki değişiklikler genellikle küçük kalır, ancak bazı yerel değişimlere rastlanabilir.

**Soru 8) Analiz sonuçlarının Anlık ve zaman ortalaması Akım çizgileri değişimi** (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeği kesitler yz düzleminde) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

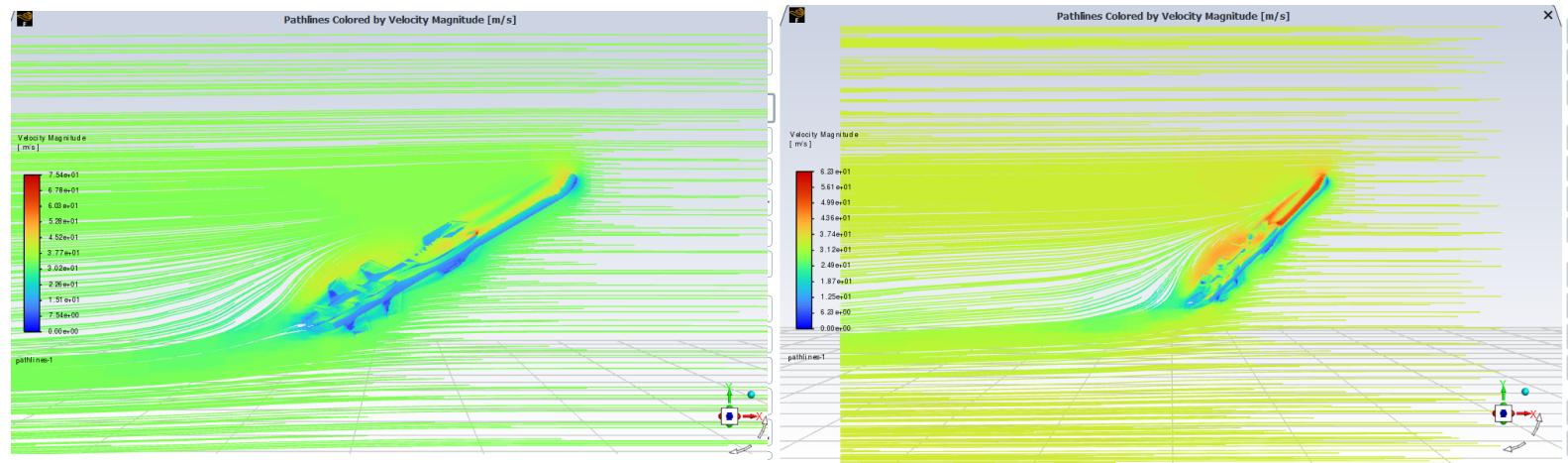
**Cevap)**

**0,5 MACH**



**0 DERECE**

**15 DERECE**

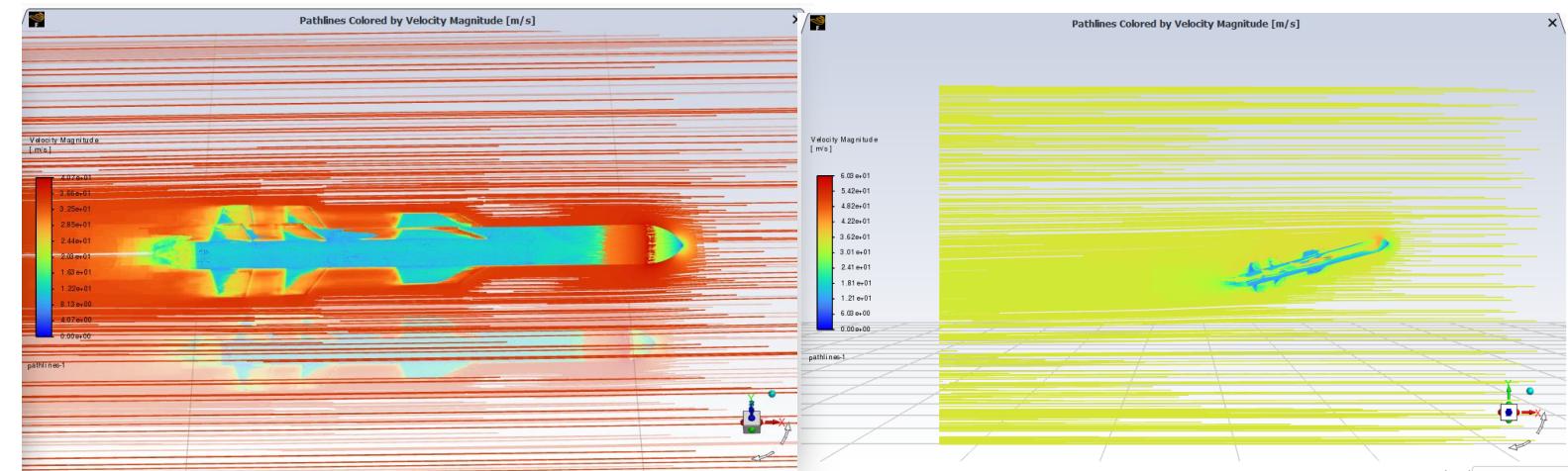


**30 DERECE**

**45 DERECE**

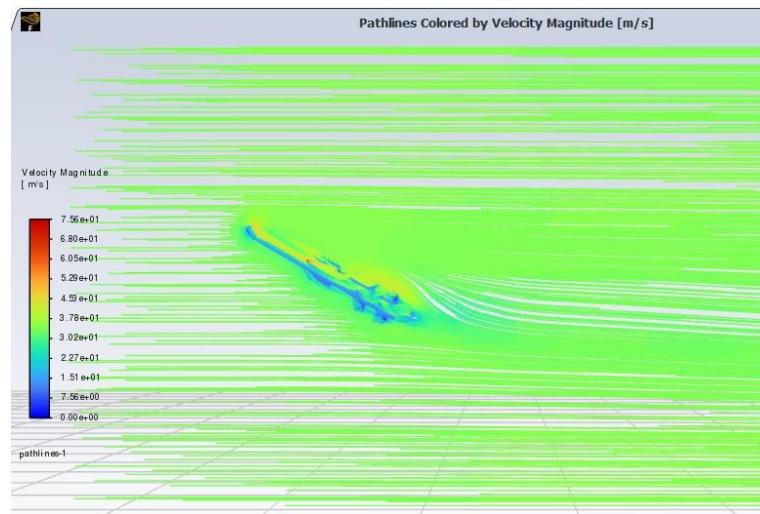
**Mach 0.5** hızında, akış hala düzenlidir ancak akışkanın hareketi daha belirgin hale gelir. **0° saldırısı açısından** akış, füze yüzeyine oldukça yakın kalır, fakat hız artışı nedeniyle pathline'lar biraz daha genişlemeye başlar. **15° açı ile** akış biraz daha bozulur ve füze etrafında ayrılmalar gözlemlenmeye başlar. **30° ve 45° açıları ile** akışın yüzeyden ayrıldığı, türbülanslı bölgelerin büyümeye başladığı gözlemlenir. Pathline'lar daha düzensiz hale gelir, ancak yine de bu hızda akışın tamamen bozulmadığı görülür.

### 0,8 MACH

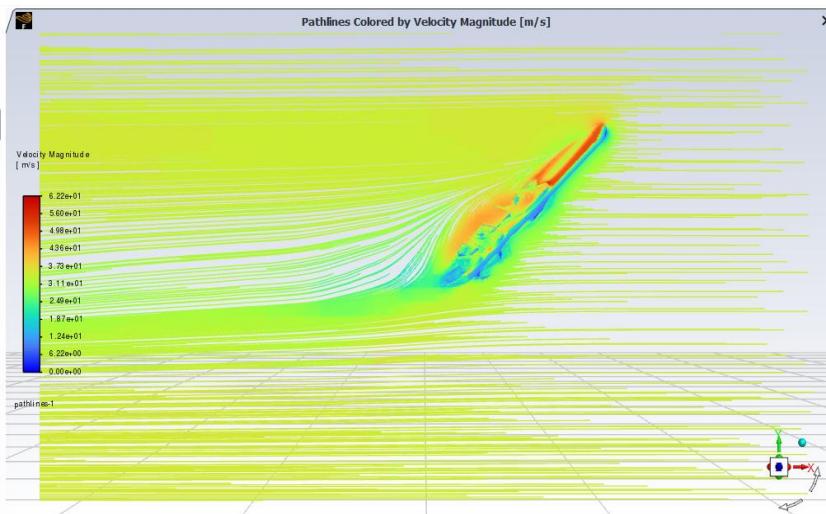


**0 DERECE**

**15 DERECE**



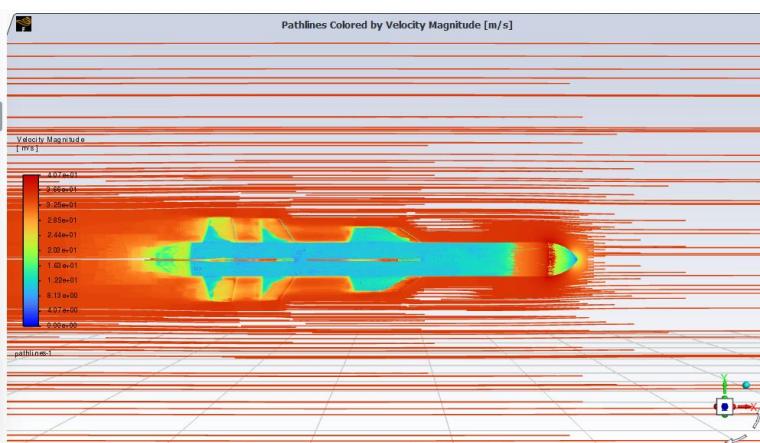
**30 DERECE**



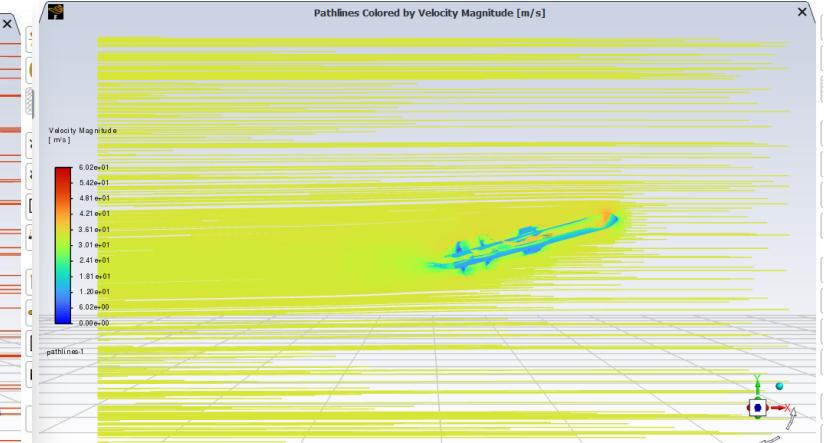
**45 DERECE**

**Mach 0.8** hızında akışın düzensizleşmeye başladığı görülür. **0° saldırısı açısından** akışın düzenli olduğu, ancak hız artışıyla birlikte pathline'ların birbirinden biraz daha uzaklaştığı gözlemlenir. **15° açı ile** akış daha belirgin bir şekilde ayrılmaya başlar, ve türbülanslı akış bölgeleri daha fazla belirginleşir. **30° ve 45°** açıları ile füze etrafındaki akış, özellikle arka kısımlarda çok daha düzensiz hale gelir. Bu hızda, akışkan yüzeyden daha fazla ayrıılır ve pathline'lar arasındaki farklar daha belirgindir. Akişkanın ayrılması ve türbülans büyümeye başlar.

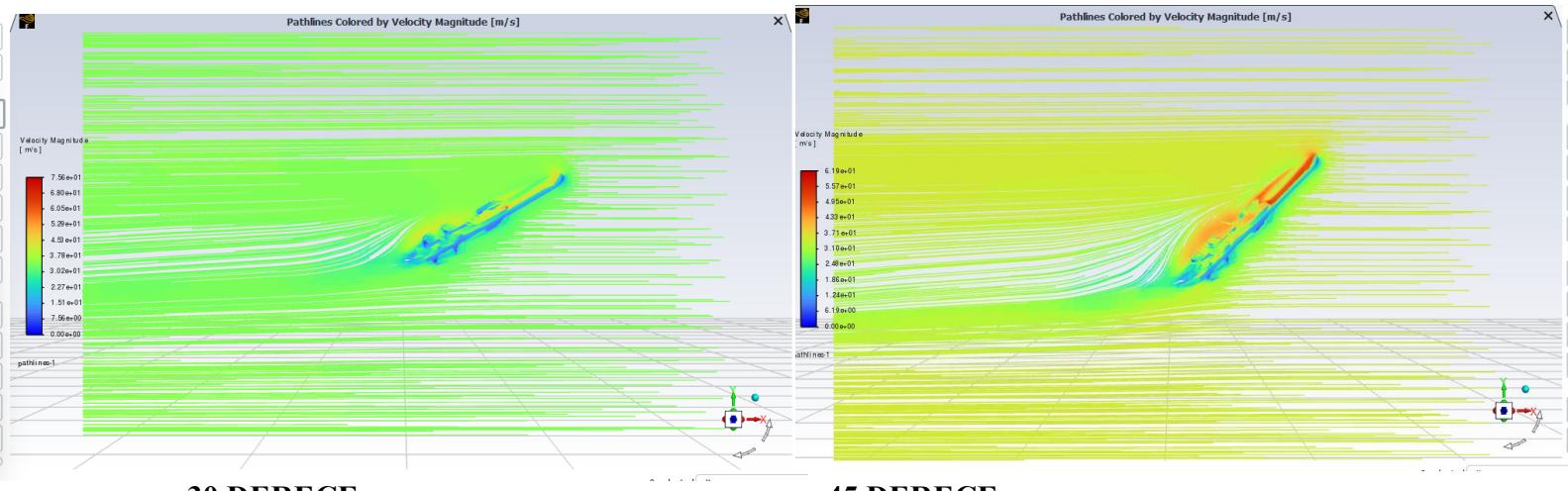
### 1 MACH



**0 DERECE**



**15 DERECE**

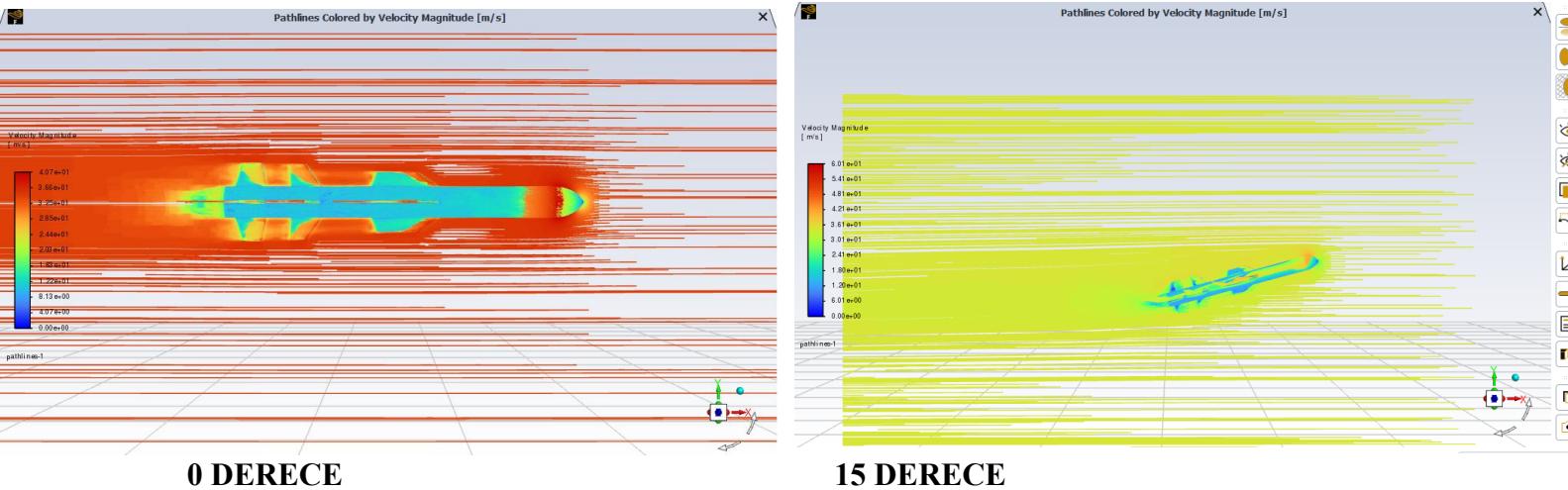


**30 DERECE**

**45 DERECE**

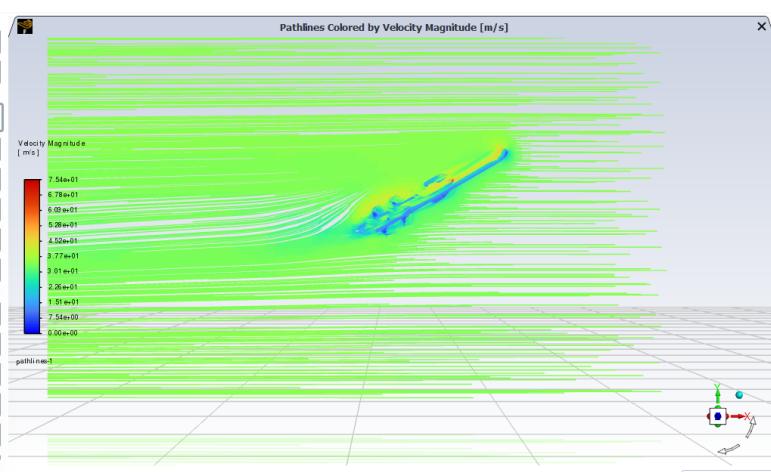
**Mach 1.0** hızında akış daha karmaşık hale gelir ve şok dalgalarının etkisiyle akışkan yüzeyden ayrılmaya başlar. **0° saldırısı açısından** akışın düzenli ve stabil olduğu gözlemlenir, ancak hız artışıyla birlikte pathline'lar arasındaki farklar artar. **15° ve 30°** açılarıyla, akış çok daha düzensiz hale gelir ve şok dalgalarının etkisiyle akışın yüzeyden ayrılma miktarı artar. **45° saldırısı açısından** akışkanın yüzeyden ayrılması belirginleşir ve türbülanslı bölgeler daha büyür. Pathline'lar oldukça düzensizleşir ve akış tamamen ayrılır.

## 2 MACH

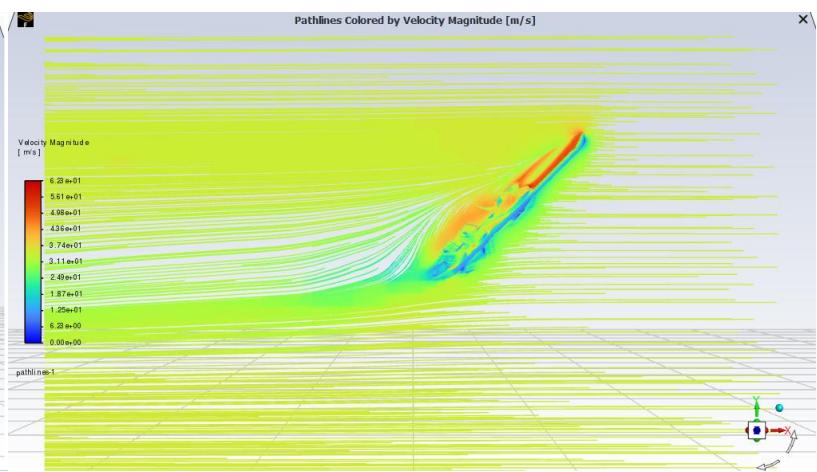


**0 DERECE**

**15 DERECE**



**30 DERECE**

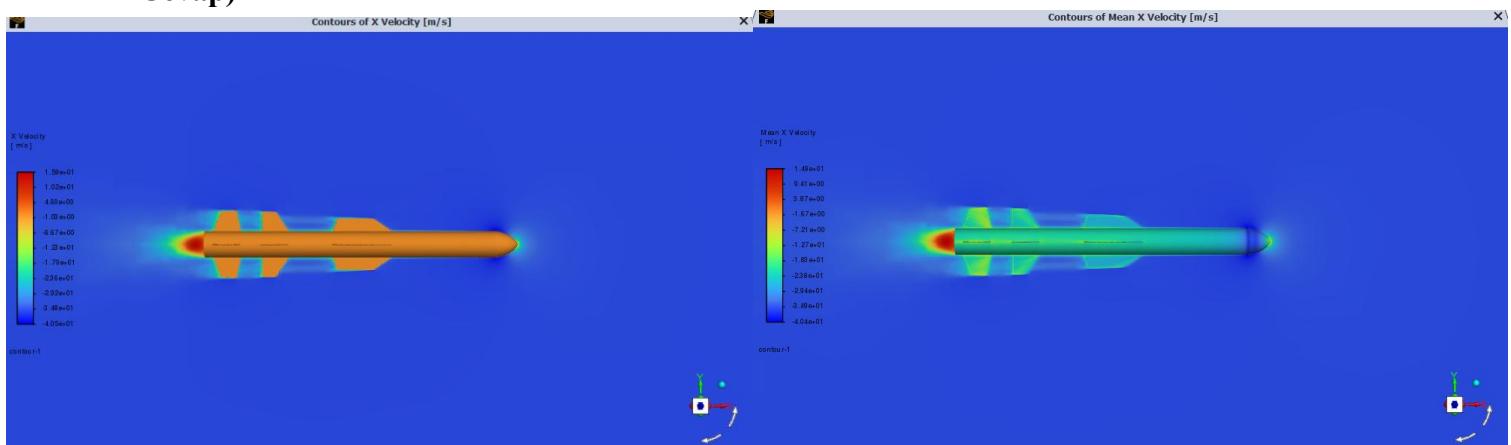


**45 DERECE**

**Mach 2.0'da hız çok yüksek olduğu için, akış daha da karmaşık hale gelir.  $0^\circ$  saldırısı açısında akış düzenli başlasa da, hızın artmasıyla pathline'lar daha hızlı bir şekilde birbirinden ayrırlar ve akış daha düzensiz hale gelir.  $15^\circ$  ve  $30^\circ$  saldırısı açıları ile akış çok belirgin şekilde yüzeyden ayrılır. Bu hızda, türbülans bölgeleri büyür ve akış tamamen düzensizleşir.  $45^\circ$  saldırısı açısında ise füze etrafındaki akış en karmaşık ve düzensiz halini alır. Şok dalgalarının etkisiyle akış çok büyük bir şekilde ayrılır, pathline'lar arasındaki farklar oldukça belirginleşir.**

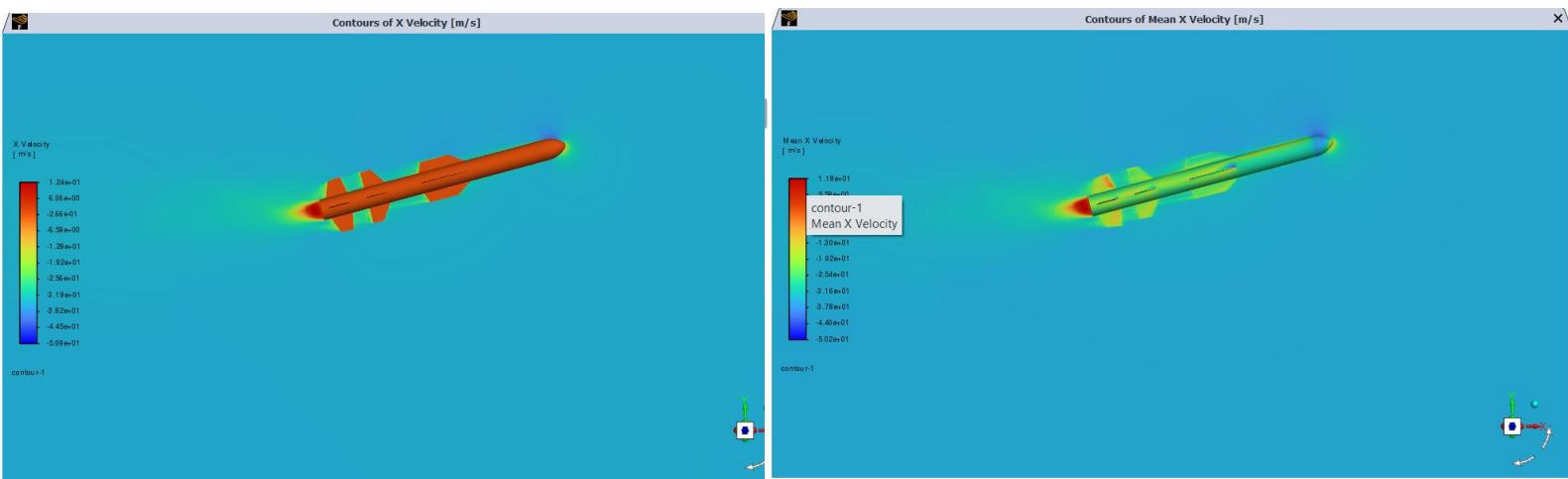
**Soru 9) Analiz sonuçlarının anlık ve zaman ortalaması akış yönündeki hız bileşeni konturları ( $\mathbf{u}$ ) değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselliği akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.**

**Cevap**



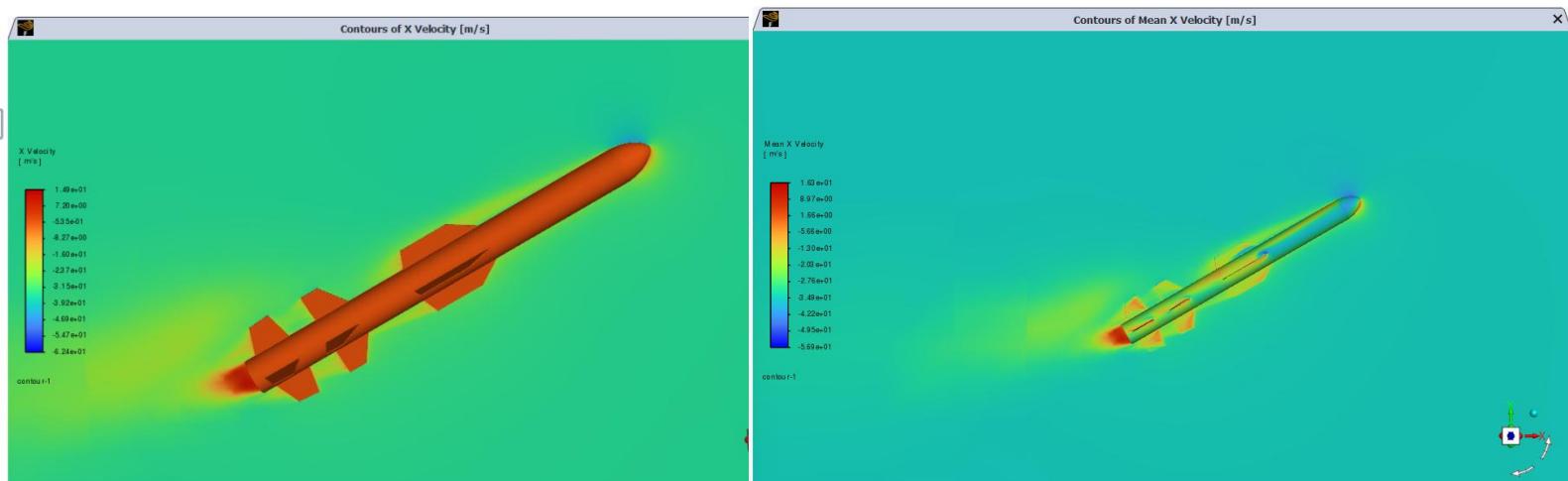
**0,5 MACH DEĞERİ 0 DERECE İÇİN ANLIK VE ORTALAMA X YÖNÜNDEKİ HIZ DEĞERLİ**

Simülasyonda **Mach 0.5** hızında ve **0° saldırısı açısından** elde edilen anlık ve ortalama hız verileri, akışın oldukça düzenli olduğunu göstermektedir. **X yönündeki ortalama hız** büyük ölçüde sabittir ve akışkanın füze etrafında homojen bir şekilde ilerlediğini gösterir. **Anlık hızda** ise küçük dalgalanmalar gözlemlenmektedir, ancak bu dalgalanmalar, akışın stabil yapısına zarar vermemektedir. Yüksek hızın etkisiyle akış, füze yüzeyine yakın ve düzenli şekilde hareket eder, büyük ayrılmalar veya türbülans bölgeleri oluşmaz.



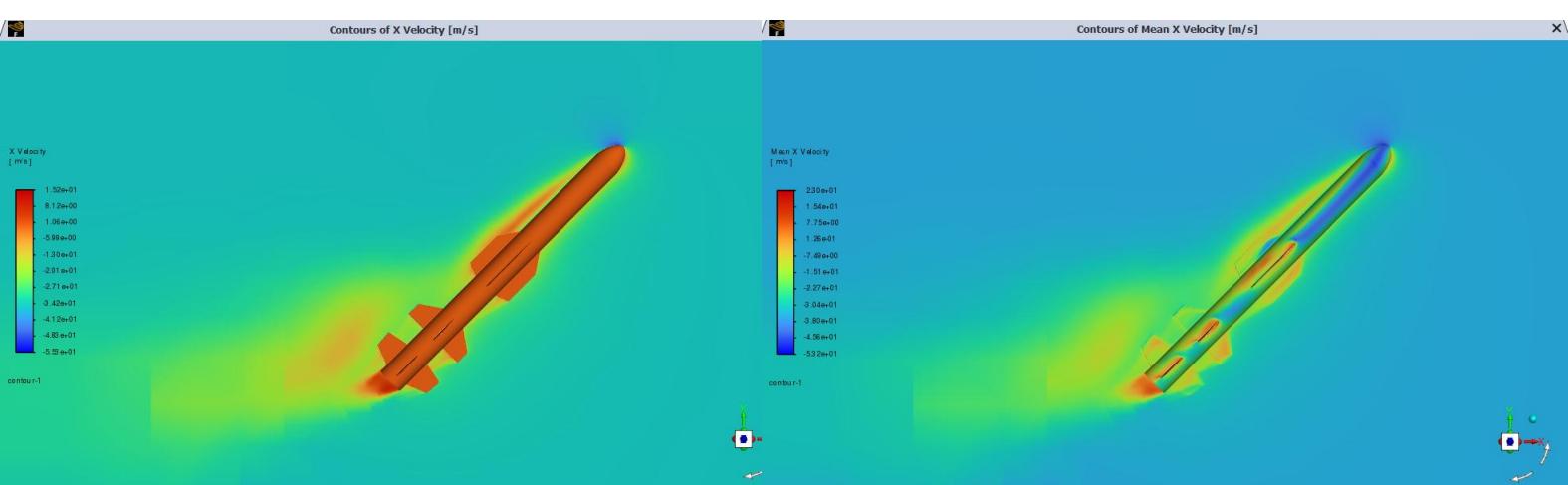
### 15 DERECE 0,8 MACH DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA X YÖNÜNDEKİ HIZ DEĞERLERİ

**Mach 0.8** hızında ve **15° saldırısı açısından** yapılan simülasyonda, **X yönündeki ortalama hız** belirgin bir şekilde artmış ve akışkanın hızındaki değişim daha belirgin hale gelmiştir. **Anlık hızda** ise, özellikle füze etrafındaki akışkanın yönü üzerinde küçük dalgalanmalar gözlemlenir, çünkü saldırısı açısının etkisiyle akış biraz daha bozulmuş ve ayrılmalar artmıştır. Ortalama hız, füzenin hareket yönünde genellikle stabil kalsa da, anlık hızda daha büyük varyasyonlar ve düzensizlikler gözlemlenir. Akışın **15° açıyla** düzeltmesi, akışkanın füze yüzeyinden ayrılmasına ve daha karmaşık bir hâle gelmesine yol açmıştır.



### 30 DERECE 1 MACH DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA X YÖNÜNDEKİ HIZ DEĞERLERİ

Soldaki görselde, zaman ortalaması X yönündeki hız değeri yer almaktadır. Bu görsel, füzenin uçuşu sırasında etrafındaki havanın uzun vadede nasıl hareket ettiğini gösterir. Renk skalası, akışkanın hızını farklı tonlarla temsil eder; kırmızı renk, yüksek hızları, mavi renk ise düşük hızları işaret eder. Füzenin arkasında hızın azaldığı bölgeler belirgin olarak mavi tonlarla gözlemlenirken, ön kısmında hızın en yüksek olduğu kırmızı bölgeler görülmektedir. Sağdaki görsel ise anlık X yönündeki hız değerlerini yansıtmaktadır. Bu görselde, füzenin çevresindeki akışın her an değişen hız bileşenleri analiz edilmiştir. Füzenin çevresindeki akışkanın anlık hızındaki değişiklikler, zaman ortalamasına göre daha değişken bir yapı gösterir. Burada da füzenin üç kısmında yüksek hızlar kırmızı renk tonlarıyla, arkasında ise düşük hızlar mavi tonlarla işaretlenmiştir.

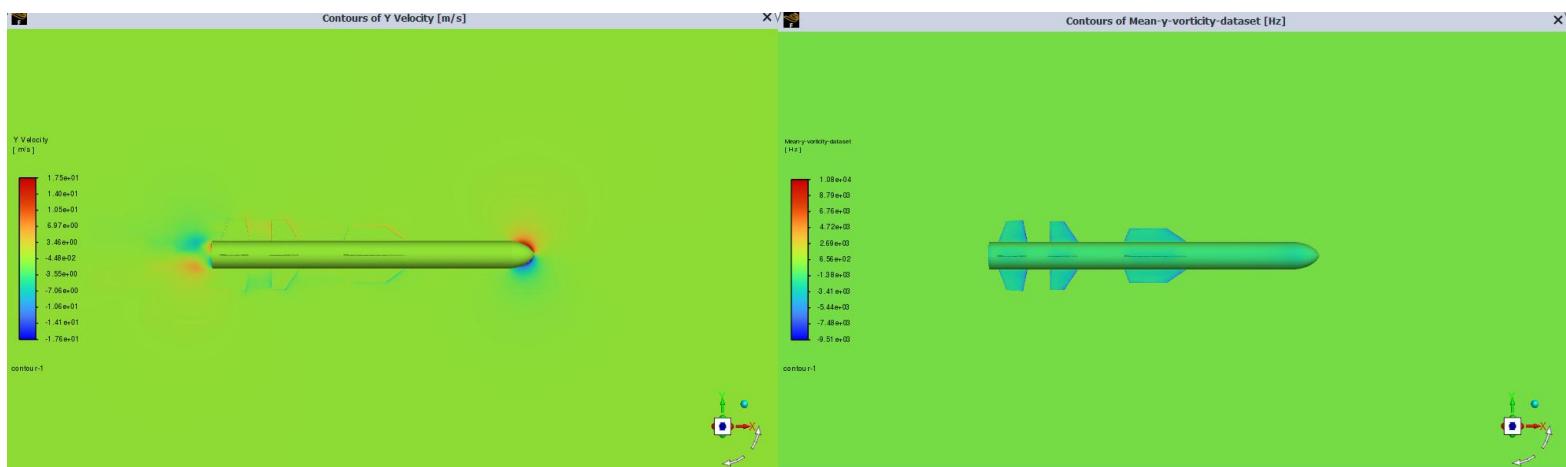


## 45 DERECE 2 MACH DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA X YÖNÜNDEKİ HIZ DEĞERLERİ

Soldaki görselde, zaman ortalaması X yönündeki hız değeri yer almaktadır. Bu görsel, füzenin uçuşu sırasında etrafındaki havanın uzun vadede nasıl hareket ettiğini gösterir. Renk skalası, akışkanın hızını farklı tonlarla temsil eder; kırmızı renk, yüksek hızları, mavi renk ise düşük hızları işaret eder. Füzenin arkasında hızın azaldığı bölgeler belirgin olarak mavi tonlarla gözlemlenirken, ön kısmında hızın en yüksek olduğu kırmızı bölgeler görülmektedir. Sağdaki görsel ise anlık X yönündeki hız değerlerini yansıtmaktadır. Bu görselde, füzenin çevresindeki akışın her an değişen hız bileşenleri analiz edilmiştir. Füzenin çevresindeki akışkanın anlık hızındaki değişiklikler, zaman ortalamasına göre daha değişken bir yapı gösterir. Burada da füzenin üç kısmında yüksek hızlar kırmızı renk tonlarıyla, arkasında ise düşük hızlar mavi tonlarla işaretlenmiştir.

**Soru 10) A** Analiz sonuçlarının analiz sonuçlarının anlık ve zaman ortalaması akış yönüne dik hız bileşeni konturları ( $v$ ) değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

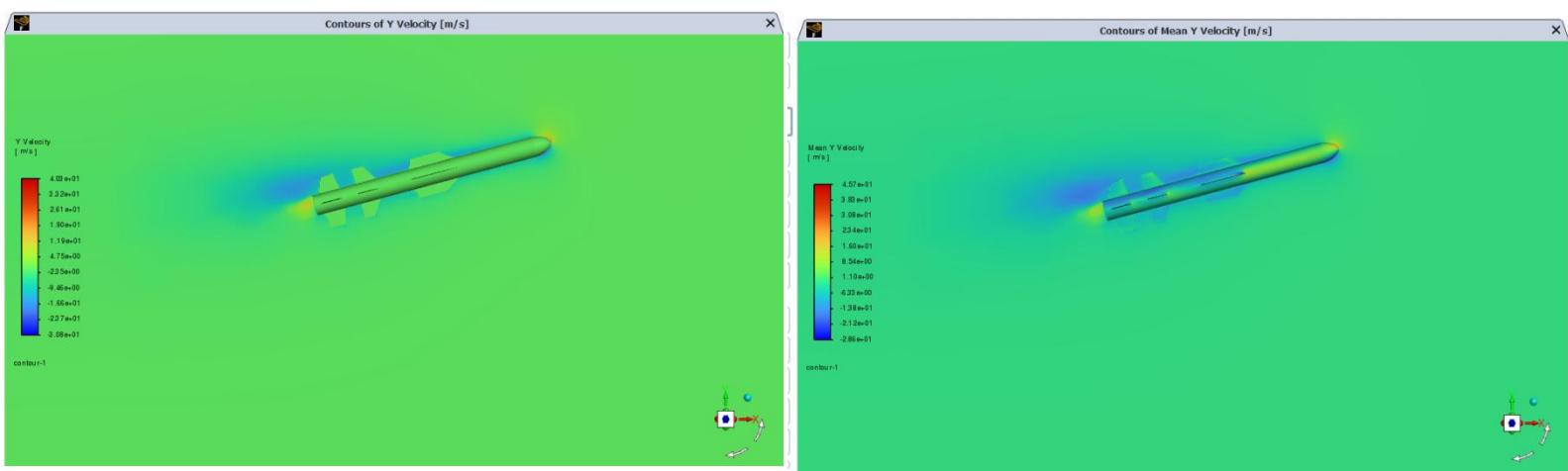
**Cevap)**



### 0 DERECE 0,5 MACH DERECELERİ İÇİN Y YÖNÜNDEKİ ANLIK VE ORTALAMA HIZ BİLEŞENLERİ

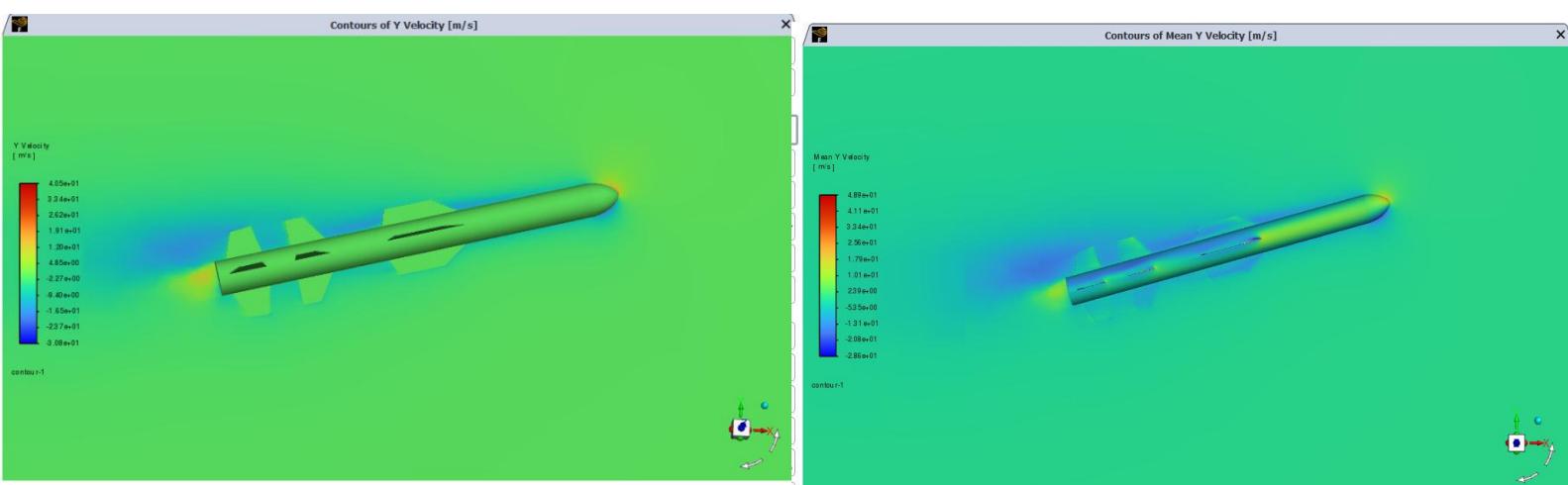
Sol tarafta, anlık Y yönündeki hız bileşenlerinin konturları yer almaktadır. Yönlendirilmiş renk skalası, akışın Y eksenindeki bileşeninin değerini temsil eder; mavi ve yeşil renkler düşük hızları, kırmızı ve sarı renkler ise yüksek hızları simgeler. Füzenin etrafında, hızın farklı bölgelerde değiştiği, özellikle füzenin arkasındaki bölgelerde hızın belirgin şekilde düşük olduğu gözlemleniyor. Bu durum, füzenin aerodinamik yapıdaki farklı bölgelerin hız üzerinde nasıl etkili olduğunu gösteriyor.

Sağdaki görsel ise Y yönündeki ortalama hız bileşenlerini göstermektedir. Zamanla ortalama alınmış hız, füzenin uçuşu sırasında Y yönündeki hız değişimlerinin daha düzenli bir şekilde nasıl seyrettiğini gösterir. Ortalama hız değerleri, füzenin çevresindeki akışın daha stabil olduğunu, fakat yine de füzenin belirli bölgelerinde hız değişimlerinin olduğunu işaret etmektedir.



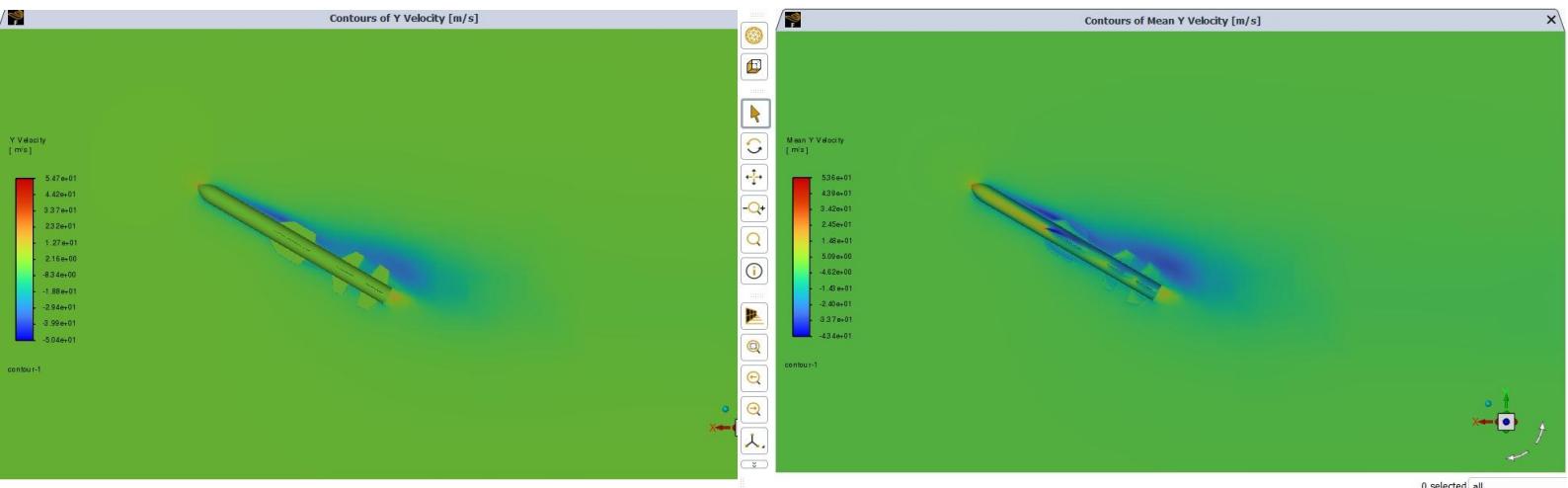
## 0,8 MACH 15 DERECE DERECELERİ İÇİN Y YÖNÜNDEKİ ANLIK VE ORTALAMA HIZ BİLEŞENLERİ

Sol görselde, füze çevresindeki akışın anlık hız bileşenleri, renkli konturlar ile sunulmuştur. Görüntüde, hızın füzenin arka kısmına doğru düşüş gösterdiği görülmektedir, bu da akışın hızının füze gövdesi boyunca nasıl değiştiğini göstermektedir. Hız değerleri, füzenin etrafındaki akışın nasıl bir dağılım sergilediğini, özellikle arka kısmındaki hız kaybını ortaya koymaktadır. Sağ görselde ise, ortalama hız bileşenleri gösterilmektedir. Ortalama hız, belirli bir süre zarfındaki akışın daha stabil olduğunu ve zamanla alınan verilerin ortalamalarını gösterdiğini belirtir. Ancak, akış hala bazı dalgalanmalar içeriyor gibi görünmektedir



## 1 MACH 15 DERECE DEĞERLERİ İÇİN Y YÖNÜNDEKİ ANLIK VE ORTALAMA HİZ BİLEŞENLERİ

Sol görselde, füze etrafındaki akışın anlık hız bileşenleri sunulmuştur. Burada, füzenin arka kısmındaki hız kaybı, akışın değişkenliği ile birlikte belirginleşmiştir. Akışın yanal yönünde belirli bir düzenin olmadığını, hızın füze boyunca nasıl dağılacığını ve füzenin aerodinamik yapısının hızın dağılımı üzerinde etkili olduğunu gözlemliyoruz. Sağdaki görselde ise, ortalama Y yönündeki hız bileşenleri gösterilmektedir. Bu görseldeki veri, zamanla alınan verilerin ortalamalarını yansıtarak daha stabil bir akış yapısı ortaya koymaktadır. Ortalama hız profili, akışın zamanla dengeye gelerek daha tutarlı bir hale geldiğini ve hızın belirli bir düzeyde dengeye oturduğunu gösterir.

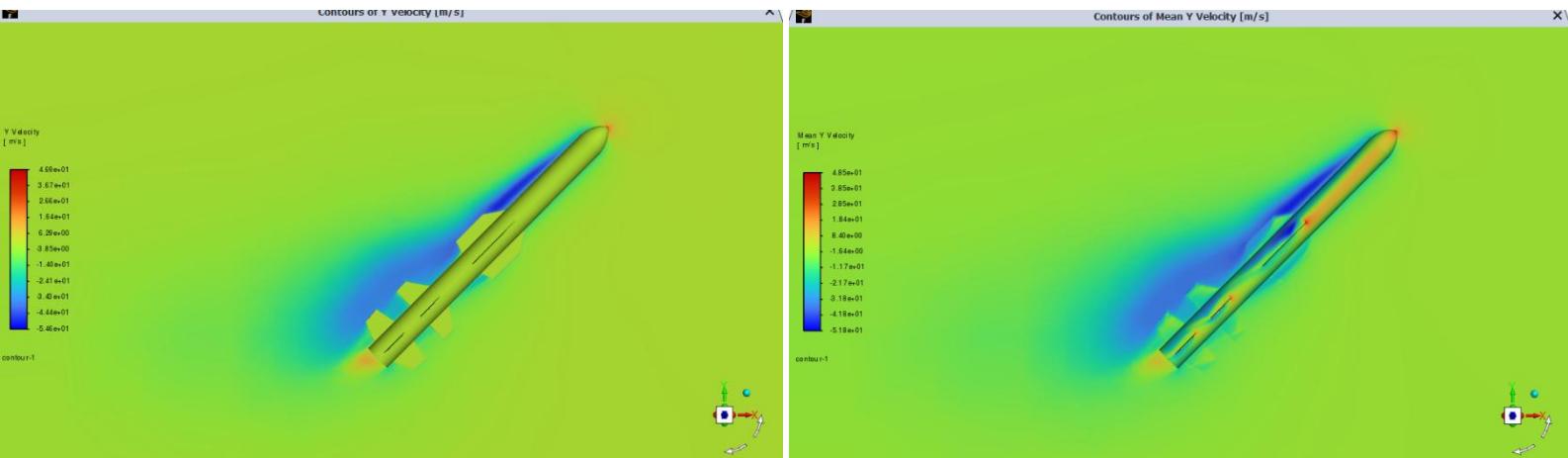


## 0,8 MACH 30 DERECE DEĞERLERİ İÇİN Y YÖNÜNDEKİ ANLIK VE ORTALAMA HİZ BİLEŞENLERİ

Sol görselde, füze etrafındaki akışın anlık hız bileşenleri sunulmaktadır. Görselde, hızın füzenin etrafında nasıl değiştiği ve özellikle füzenin arka kısmındaki hız kaybı net bir şekilde görülebilir. Akışın Y yönünde belirli bir dalgalanma ve kararsızlık olduğu, ancak genel olarak hızın füzenin ön kısmına doğru daha düşük olduğu dikkat çekicidir. Bu, akışın ön tarafta daha düzgün olduğunu, ancak füzenin arkasında hız kaybının arttığını gösterir.

Sağdaki görselde ise, ortalama Y yönündeki hız bileşenleri gözlemlenmektedir. Bu görselde zamanla alınan verilerin ortalaması yansıtılmıştır ve daha stabil bir akış profili ortaya çıkmaktadır. Ortalama hızın füze boyunca daha düzgün ve homojen hale geldiği, ancak yine de füzenin arkasında bazı dalgalanmalar görüldüğü belirgindir. Ortalama akış yapısının daha

tutarlı ve belirli bir dengeye oturduğu bu görseldeki verilere bakarak, füzenin uçuş sırasında karşılaştığı aerodinamik etkileşimlerin daha kararlı hale geldiği söylenebilir.

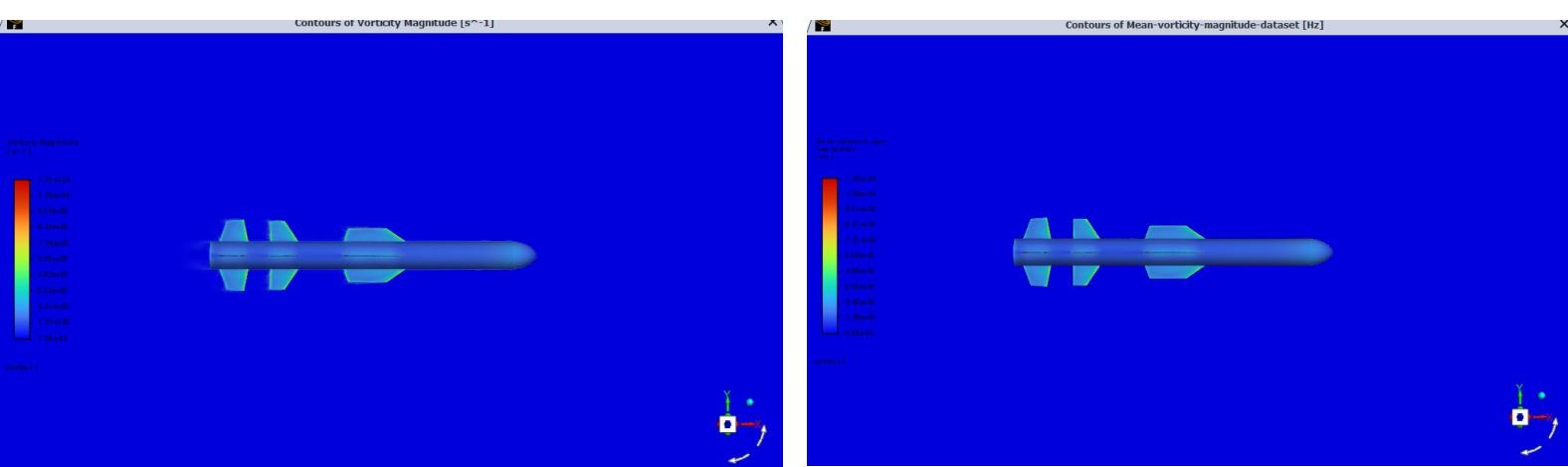


## 2 MACH 45 DERECE DEĞERLERİ İÇİN Y YÖNÜNDEKİ ANLIK VE ORTALAMA HIZ BİLEŞENLERİ

Sol görselde, füze etrafındaki akışın anlık Y yönündeki hız bileşenleri sunulmaktadır. Bu durumda, akışın Y yönünde oldukça dalgalı olduğu ve akış hızının füzenin etrafında zamanla değişkenlik gösterdiği dikkat çekmektedir. Özellikle füzenin arka kısmında, akışın kararsız olduğu ve hızın belirli bölgelerde düşük olduğu gözlemlenmektedir. Füzenin ön kısmına yaklaşıldıkça hızın daha homojenleştiği, ancak füzenin çevresinde belirli akış kararsızlıklarını ve düzensizliklerin devam ettiği görülmektedir. Sağdaki görselde ise, zamanla alınan verilerin ortalama Y yönündeki hız bileşenleri gösterilmektedir. Burada akışın daha stabil hale geldiği ve hızın daha düzenli bir şekilde dağıldığı gözlemlenmektedir. Ortalama hızda, füze etrafında belirli bir denge sağlanmış ve akışın daha düzenli bir hal aldığı belirgindir. Yine de, füzenin çevresinde hala belirli bir dalgalanma ve hız kaybı görülmektedir.

**Soru 11)** Analiz sonuçlarının Anlık ve zaman ortalaması hesaplanacak girdap konturları değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

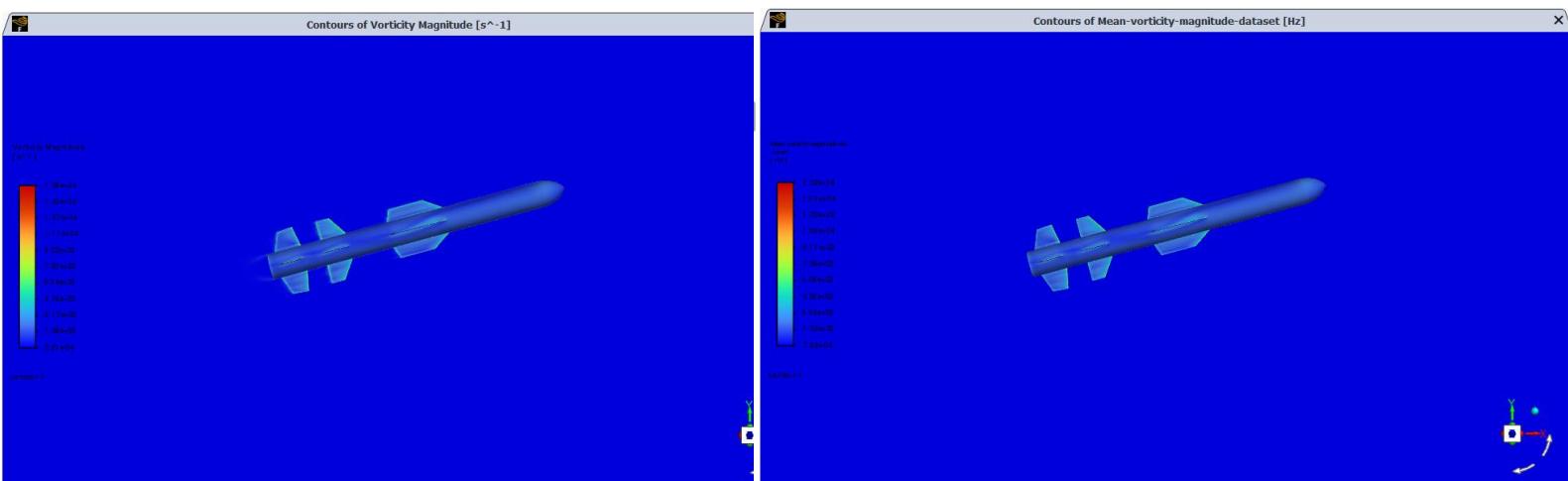
### Cevap



### 0,5 MACH 0 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

Soldaki görsel, anlık vortisitik büyüklükleri göstermektedir ve akışın zamansal değişimlerini açıkça ortaya koyar. Bu görselde, özellikle füzenin arka kısmında, akışın ayrıldığı bölgelerde belirgin vortisitik hareketlerin olduğu görülmektedir. Akışın bu bölgelerde kararsız olduğunu ve vortisitik etkilerin yoğunlaştığını gösteren bu yüksek değerler, türbülansın arttığını ve aerodinamik kararsızlığın bu bölgelerde etkin olduğunu işaret eder. Akışın ayrılmasıyla birlikte vortisitik hareketlerin güçlendiği bölgelerde, hava akışının verimliliği ve stabilitesi üzerinde olumsuz etkiler oluşabilir.

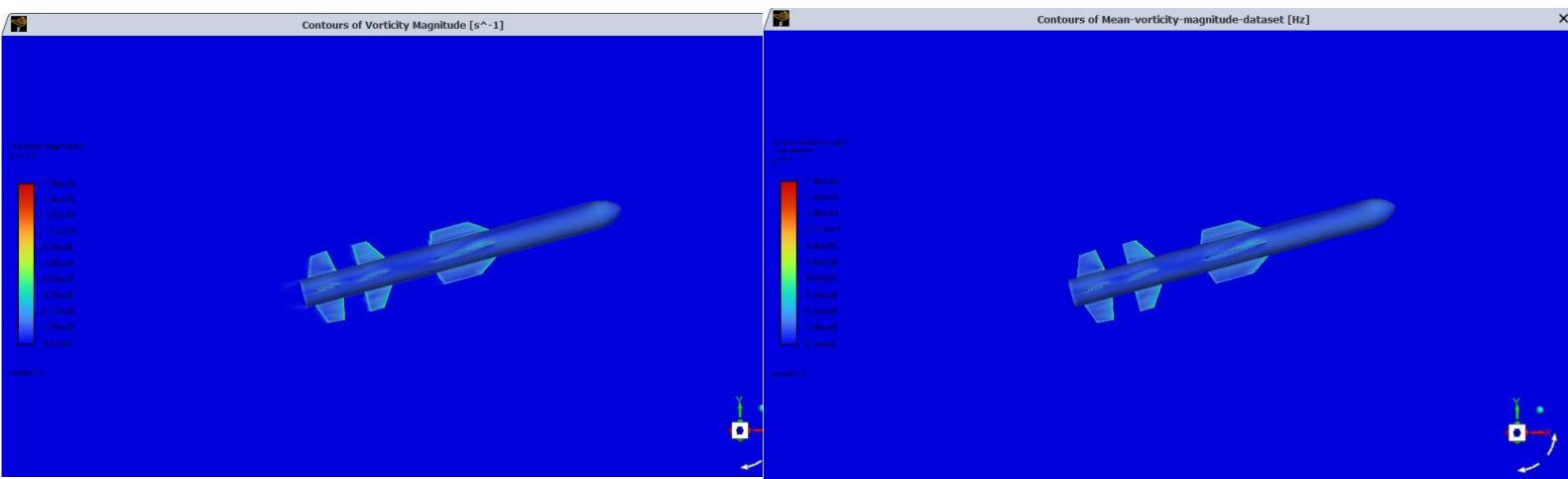
Sağdaki görsel ise ortalama vortisitik büyüklüklerini göstermektedir. Zamanla elde edilen bu ortalama değerler, akışın uzun dönemdeki davranışlarını ve kararlılığını simgeler. Ortalama vortisitik büyüğünü, akışın daha stabil hale geldiğini ve zamanla daha düzenli bir hal aldığı gösterir. Burada da füzenin kuyruk kısmındaki vortisitik hareketler daha düşük seviyelere inmiş ve akışın istikrarlı bir yapıya büründüğü gözlemlenmiştir.



## 0,5 MACH 15 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

Sol görselde, anlık vortisitik büyüklükleri gösterilmektedir. Bu görsel, akışın zamanla nasıl değiştiğini ve akışın anlık durumunu ortaya koyar. Burada görülen yüksek vortisitik büyüklükler, füzenin arka kısmındaki akışın kararsız olduğunu ve büyük vortisitik hareketlerin olduğunu gösterir. Bu tür anlık değişimler, akışın stabil olmadığı ve türbülansın daha belirgin olduğu alanları işaret eder. Bu bölgeler, aerodinamik verimliliği olumsuz etkileyebilir ve ayrıca füzenin stabilitesine zarar verebilir.

Sağdaki görsel ise ortalama vortisitik büyüklüklerini göstermektedir. Zamanla toplanan verilerin ortalaması olan bu görsel, akışın daha stabil bir hale geldiğini ve zamanla kararlı bir yapıya büründüğünü gösterir. Füzenin arka kısmındaki vortisitik hareketler bu görselde daha düzenli ve azalmış şekilde görülür. Akışın daha stabil olduğu bu bölgelerde, türbülansın azaldığı ve akışın daha düzgün bir hale geldiği söylenebilir.

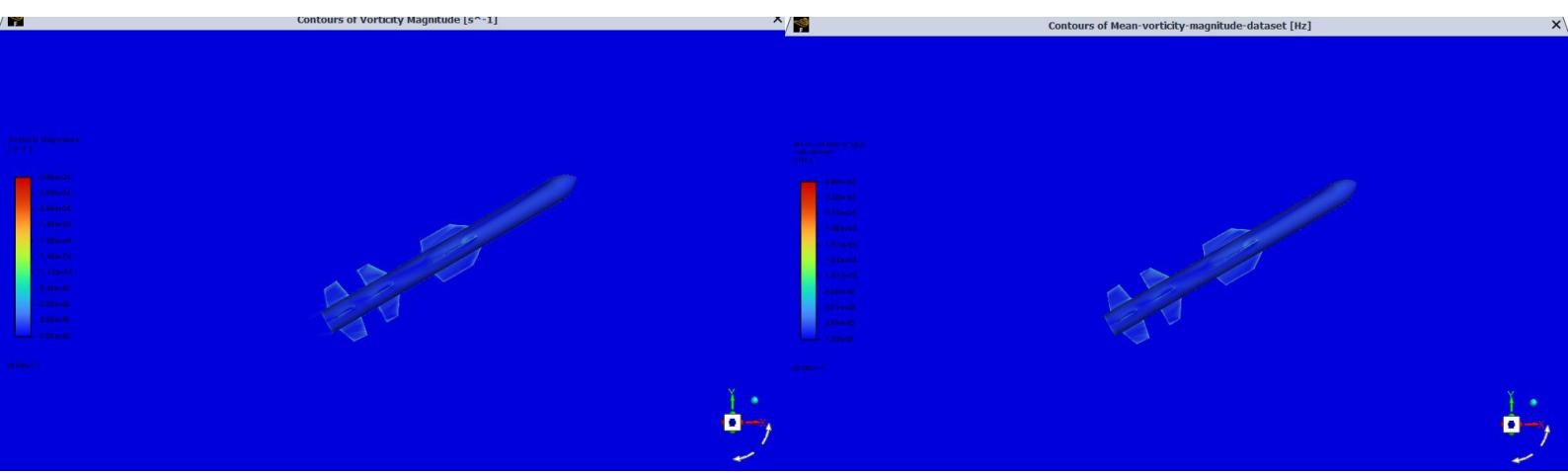


## 2 MACH 15 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

Sol görselde, anlık vortisitik büyüklükler yer almaktadır. Bu görselde, akışın her anında oluşan vortisitik hareketler ve türbülans gözlemlenmektedir. Füzenin etrafındaki akışta, özellikle arka kısımlarda ve kanatlarda, belirgin vortisitik hareketlerin varlığı dikkat

çekmektedir. Anlık vortisitik hareketlerin yoğun olduğu bölgeler, akışın kararsız olduğunu ve türbülansın arttığını gösterir. Bu bölgeler, aerodinamik verimliliği olumsuz etkileyebilir, çünkü akışın düzgün olması gereken alanlarda türbülansın olması, sürtünme kayıplarını artırır.

Sağdaki görsel ise ortalama vortisitik büyüklüklerini göstermektedir. Bu, zamanla toplanan anlık verilere dayanarak hesaplanan ortalama değeri yansıtır. Ortalamalar genellikle akışın daha düzenli hale geldiğini ve zamanla kararlı bir yapıya büründüğünü gösterir. Füzenin etrafındaki vortisitik hareketler burada daha düz ve azalmış şekilde gözlemlenmektedir. Akışın ortalama durumu, türbülansın daha az olduğu ve akışın stabil hale geldiği bir durumu ifade eder.

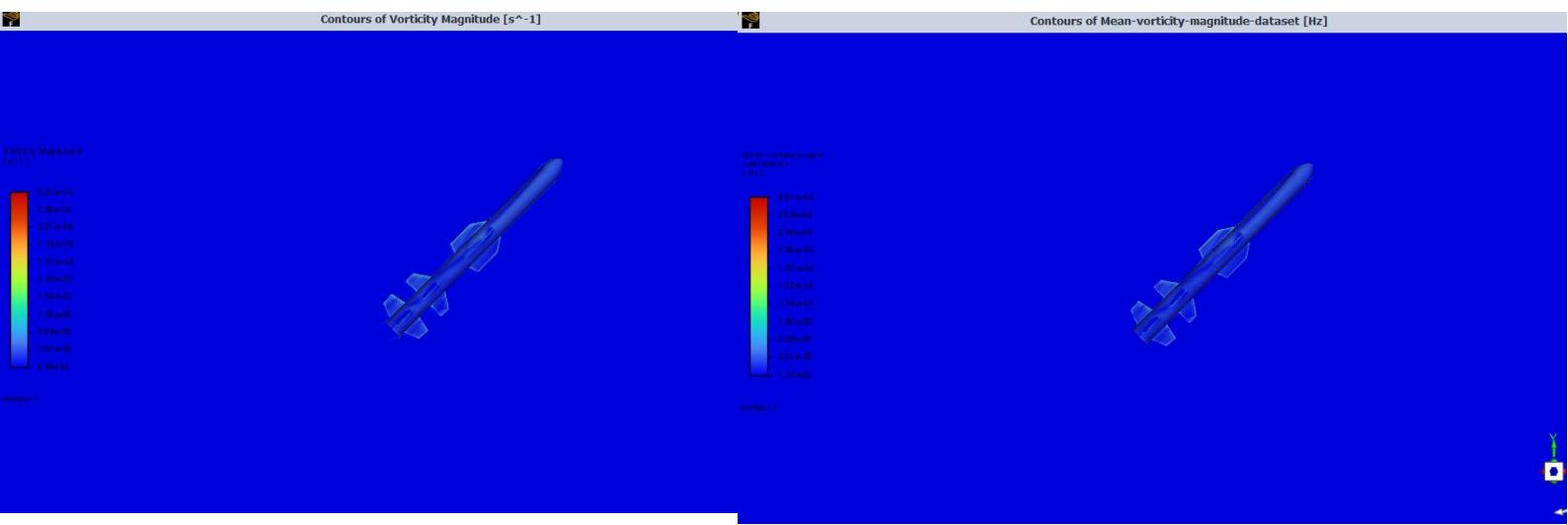


## 0,5 MACH 30 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

Sol görselde, anlık vorteks şiddeti bileşeni izlenebilirken, sağdaki görselde ise bu bileşenin zamanla ortalaması alınmış hali bulunmaktadır.

Anlık vorteks şiddeti, akışın herhangi bir anında oluşan girdapların yoğunluğunu ve yapısını temsil eder. Bu, hız bileşenlerindeki ani değişikliklerin ve hava akışının etkilerini görmek için önemlidir. Sağdaki görselde ise bu girdapların ortalaması alınarak daha stabil bir akış yapısı ortaya konmuş ve füzenin etrafındaki akışın genel düzeni daha net bir şekilde gözlemlenebilmiştir.

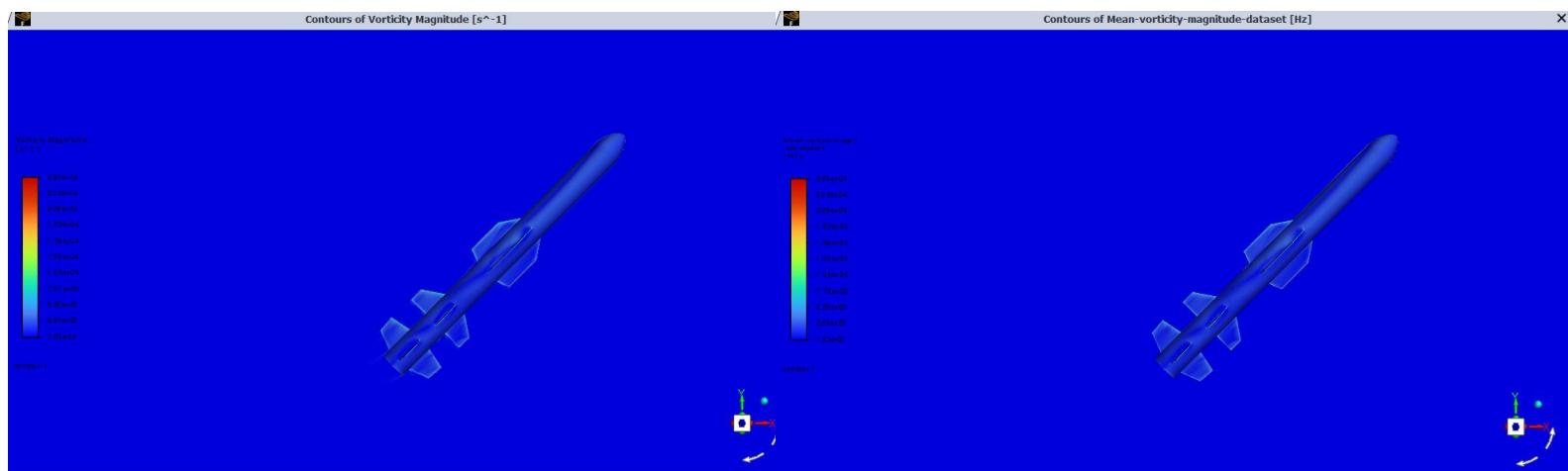
Görsellerde görülen mavi ve kırmızı renkler, vorteks şiddetinin düşük ve yüksek olduğu bölgeleri gösterir. Kırmızı bölgeler, yüksek vorteks şiddetini işaret ederken, mavi bölgeler daha düşük şiddetli akışları simgeler.



## 1 MACH 45 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

Anlık vorteks şiddeti, akışkanın belirli bir zamanda ve konumda oluşturduğu döngüsel hareketin gücünü yansıtır. Bu, akışın turbulans seviyesinin yüksek olduğu bölgelerde belirgin hale gelir ve genellikle füze gibi aerodinamik yapılar etrafında, hızın veya basıncın ani değişim gösterdiği bölgelerde ortaya çıkar. Sol taraftaki görselde, bu anlık vorteks şiddetlerinin anlık değişimleri, akışın ne kadar kararsız veya değişken olduğunu gösterir. Kırmızı renkli bölgeler, yüksek vorteks şiddetini, mavi renkli bölgeler ise düşük vorteks şiddetini ifade eder.

Sağ tarafta ise ortalama vorteks şiddeti gösterilmektedir. Ortalama vorteks şiddeti, zamanla kaydedilen vorteks verilerinin ortalamasıdır ve daha düzenli, istikrarlı bir akış yapısının ortaya çıkmasını sağlar. Ortalama değerler, anlık değişimlerden arındırılmış olup, akışın genel yapısını ve uzun vadede hangi bölgelerde vorteks etkisinin daha fazla olacağını gösterir. Bu tür analizler, özellikle füze tasarımları gibi dinamik akışkanlarda önemli olup, aerodinamik stabiliteti ve kontrollü hareketi sağlamak açısından kritik bir rol oynar.



## 2 MACH 45 DERECE DEĞERLERİ İÇİN ANLIK VE ORTALAMA VORTİSİSTE BİLEŞENLERİ

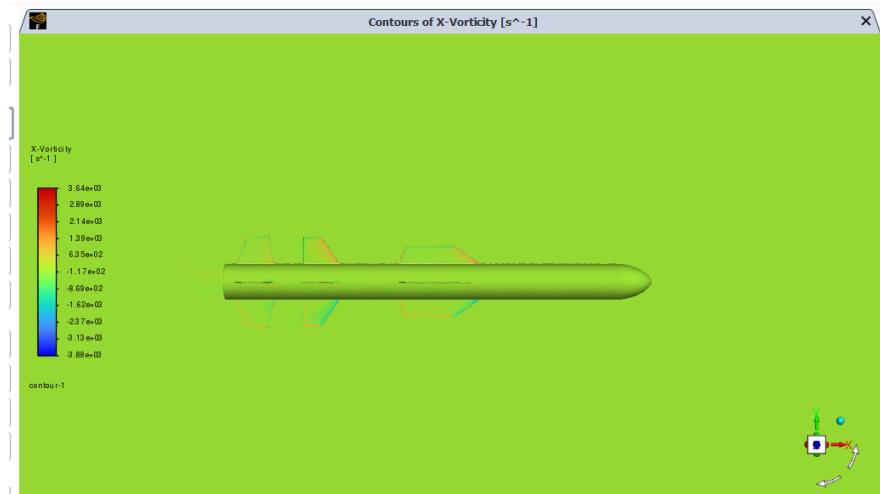
Sol görseldeki anlık vorteks şiddeti, akışta ani değişikliklerin meydana geldiği bölgeleri vurgular. Kırmızı ve sarı renkler, bu bölgelerde vorteks şiddetinin yüksek olduğunu ve akışın daha kararsız ve turbulanslı olduğunu gösterir. Bu, akışın hızla değişen, genellikle çok kararsız olduğu alanlarda yoğun vortekslerin olduğu anlamına gelir. Bu tür bölgeler, aerodinamik tasarımda dikkatle izlenmeli çünkü yüksek vorteks şiddeti, sürünme kayıpları ve gürültüye neden olabilir.

Sağdaki görselde ise ortalama vorteks şiddeti sunulmuştur. Bu görsel, zamanla kaydedilen vorteks verilerinin ortalamasını alarak daha stabil bir akış yapısını temsil eder. Ortalama vorteks şiddeti, akışın daha düzenli olduğu ve vorteks şiddetinin zamanla azaldığı alanları gösterir. Ortalama değerler, anlık şiddetlerden daha düşük olabilir, çünkü bu, sistemdeki kararsızlıkların zaman içinde dengeye girdiğini gösterir.

**Soru 12)** Analiz sonuçlarının Zaman ortalaması hesaplanacak akış yönündeki hız bileşeninin çalkantı konturları değişimi (**urms**) değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

**Cevap)**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE X YÖNÜNDEKİ VORTİSİTE DEĞERLERİ



### 1 MACH 0 DERECE

Bu durumda, füze sıfır derece (yani düz bir hat üzerinde) uçarken Mach sayısı 1'dir. Akış düzeyindeki vortisite çok düşük, yani akış oldukça stabil. Bu, füzenin düzgün bir şekilde ilerlediği ve aerodinamik verimliliğin yüksek olduğu bir durumu gösteriyor.



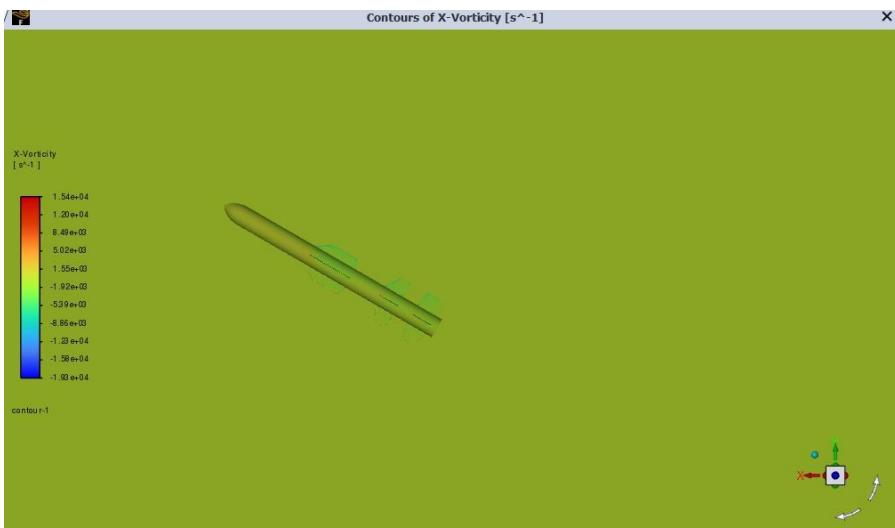
### 0,5 MACH 15 DERECE

Bu durumda füzenin hızı 0,5 Mach olup, 15 derecelik bir açıyla hareket ediyor. Hızın bu kadar düşük olduğu durumda, akış hala belirli bir düzene sahiptir ancak açı eklenince akışta daha fazla kararsızlık ve türbülans gözlemlenmeye başlanır. Vortisite daha belirgin hale gelir, ancak yine de düşük seviyededir.



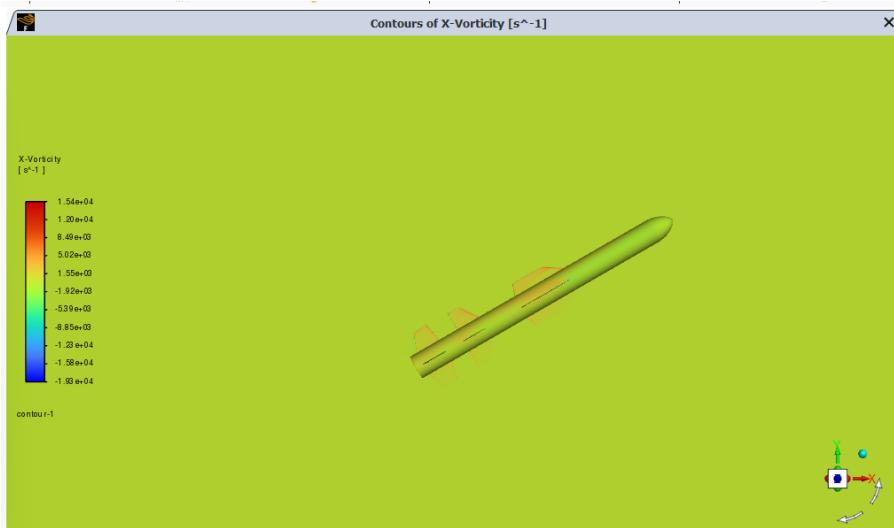
### 0,8 MACH 15 DERECE

Hız arttıkça (0,8 Mach) ve açı 15 dereceye çıktıktan sonra, akıştaki kararsızlık artmaktadır. Vortisite de arttığı için bu durumda aerodinamik verimlilik biraz daha düşer. Akış, hala kontrol edilebilir seviyededir, ancak daha fazla türbülans etkisi gözlemlenir.



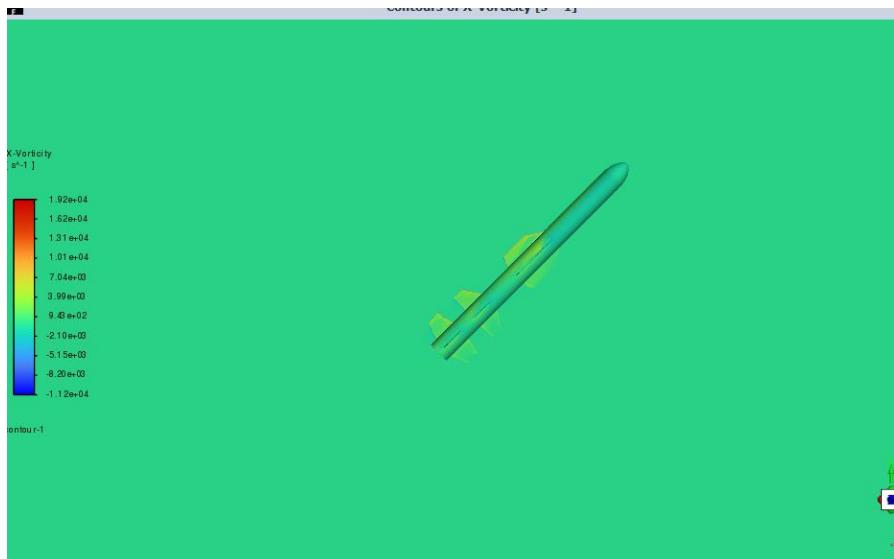
### 0,8 MACH 30 DERECE

Bu durumda, hız sabit kalırken açı 30 dereceye çıkar. Akış daha da karmaşıklaşır. Yüksek açı, vortisiteyi artırır ve akıştaki düzensizlik daha belirgin hale gelir. Bu tür durumlar, füzenin stabilitesini zorlaştıracaktır.



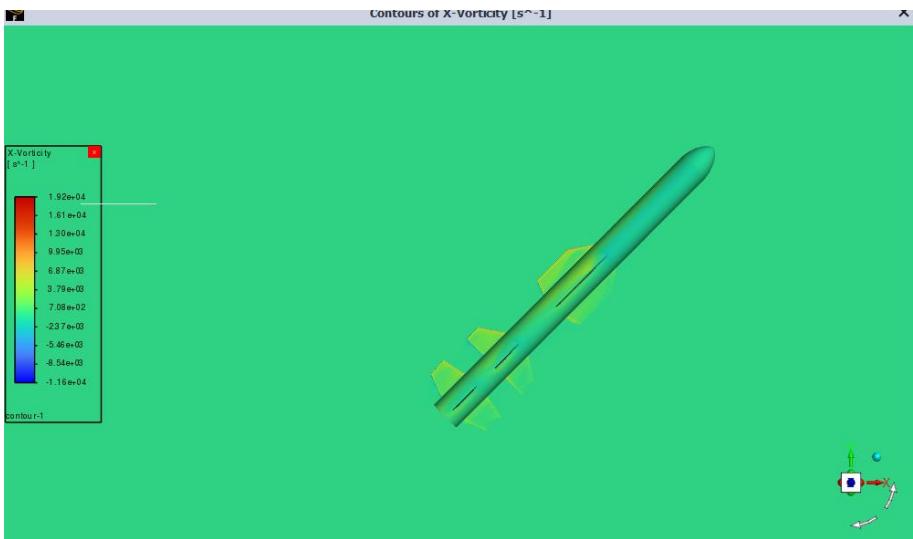
### 1 MACH 30 DERECE

Hız 1 Mach'a yükselirken ve açı 30 dereceye çıktığında, akıştaki kararsızlık çok daha fazla belirlenmişdir. Vortisite artar ve akış oldukça türbülanslı hale gelir. Füzenin aerodinamik verimliliği bu noktada azalır ve kontrol için daha fazla dikkat gereklidir.



### 1 MACH 45 DERECE

Hızın 1 Mach olması ve açı 45 dereceye çıkmasıyla birlikte, akış tamamen kararsız hale gelir. Vortisite yüksek seviyelere ulaşır ve füzenin aerodinamik verimliliği büyük ölçüde düşer. Bu noktada aerodinamik kontrol sağlamak daha zor olabilir.



## 2 MACH 45 DERECE

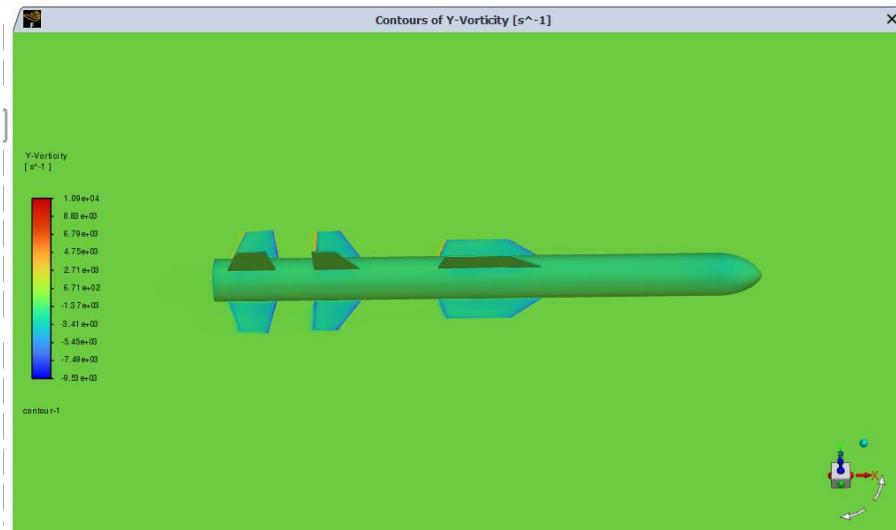
Bu durumda hız 2 Mach'a yükselirken açı da 45 dereceye çıkmıştır. Bu, çok yüksek bir hızda ve büyük bir açıyla uçan füzenin akışının çok türbülanslı olduğu anlamına gelir. Vortisite oldukça yüksektir ve akış tamamen düzensizleşmiştir. Bu durumda füzenin kararlılığını koruyabilmek için ek kontrol sistemlerine ihtiyaç duyulabilir.

Genel olarak, hızın arttıkça ve açıların büyündükçe, akış daha türbülanslı ve kararsız hale gelir. Bu da füzenin aerodinamik verimliliğini olumsuz etkiler ve stabilitesini zorlaştırır. Mach sayısı ve açı artışına göre vortisite değerleri de belirgin şekilde artmaktadır, bu da füzenin aerodinamik performansını analiz ederken dikkate alınması gereken önemli bir faktördür.

**Soru 13)** Analiz sonuçlarının Zaman ortalaması hesaplanacak akış yönüne dik yöndeki hız bileşeninin çalkantı konturları değişimi (vrms) değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

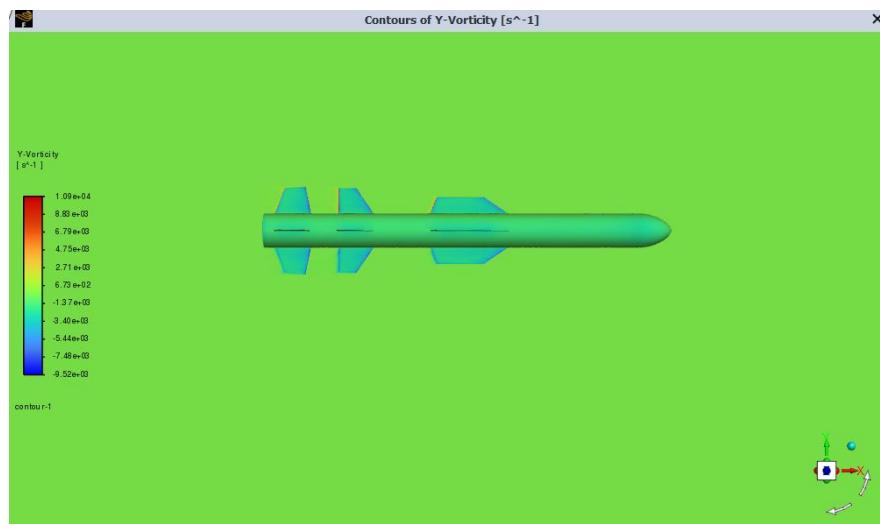
**Cevap)**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE Y YÖNÜNDEKİ VORTİSİTE DEĞERLERİ



### 0,8 MACH 0 DERECE

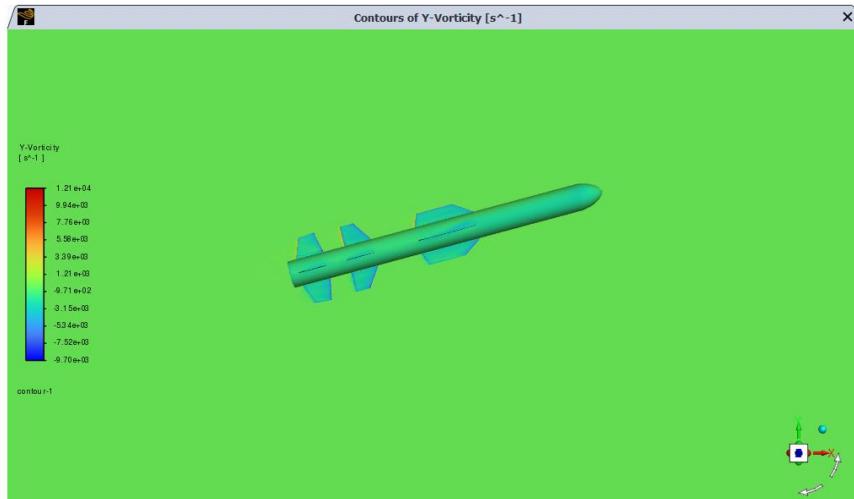
Bu durumda füze eksenel olarak simetrik konumlandığı ve Mach 0.8 gibi altsonik rejimde ilerlediği için akış yapısı oldukça düzenlidir. Y-vortisite (yön değiştiren akış bileşeni) oldukça düşük seviyededir. Akış, gövde boyunca düzgün bir şekilde ilerler ve yalnızca küçük geometrik çıktılar (örneğin kanaatçık kenarları veya anten benzeri detaylar) etrafında lokalize küçük vortisite alanları gözlenir. Bu durumda sistem genellikle düşük direnç ve stabil seyir performansı gösterir. Y-vortisite, genel olarak görsel olarak belirgin değildir.



### 2 MACH 0 DERECE

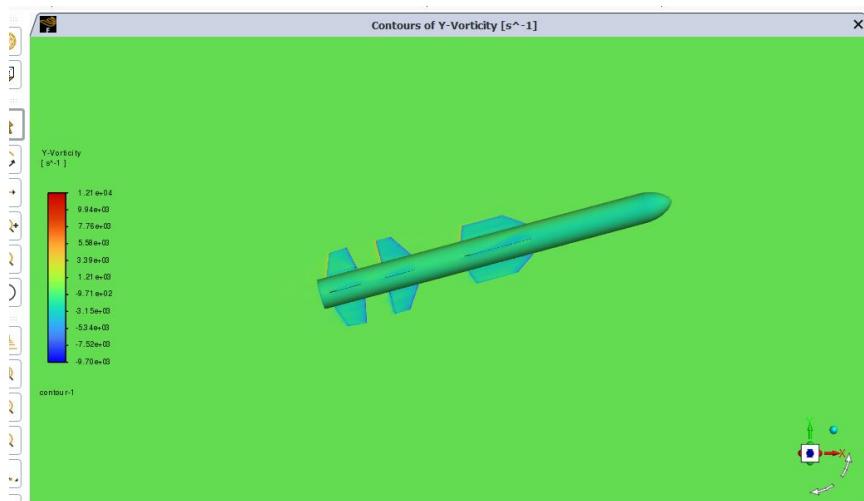
Mach 2.0 seviyesinde füze hâlâ 0° AoA ile ilerlemektedir, yani eksenel simetrik yapı korunur. Ancak süpersonik rejimde sıkıştırılabilirlik etkileri devreye girer ve özellikle burun ucunda şok dalgaları oluşur. Bu şoklar, yüzeyden ayrılan ince sınır tabakalarında küçük simetrik yanal sapmalara neden olabilir. Y-vortisite, şok-sonrası bölgelerde ve kanat köşe bölgelerinde kısıtlı ancak gözlemlenebilir düzeyde artar. Bu durum, füzenin

aerodinamik stabilitesi üzerinde önemli bir etki yaratmaz fakat yüksek frekanslı küçük girdap yapıları oluşabilir.



### 0,5 MACH 15 DERECE

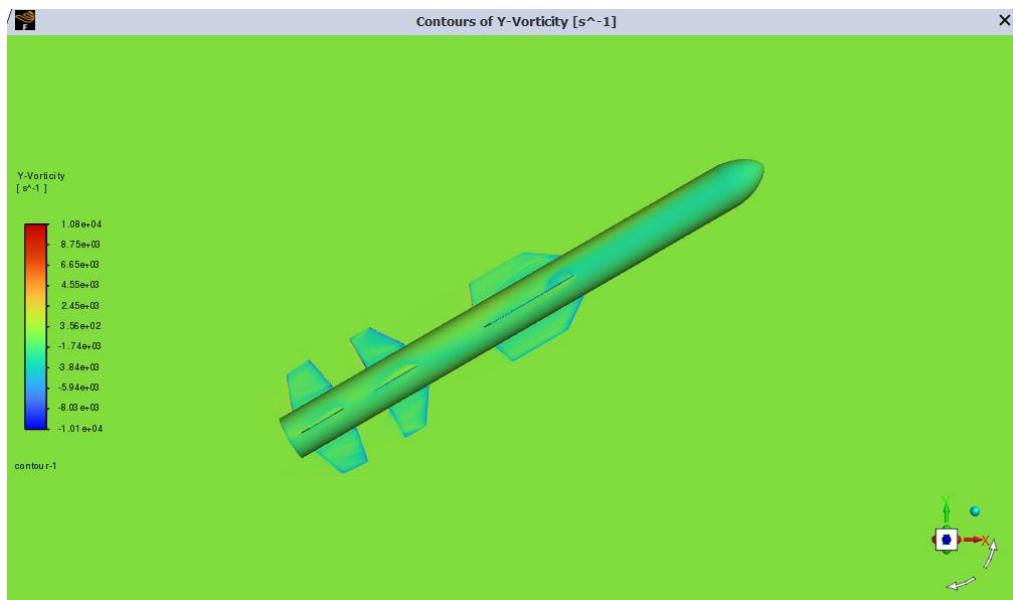
Bu koşulda saldırısı açısının  $15^\circ$ ye yükselmesiyle birlikte akış artık simetrik değildir. Alçak Mach sayısı nedeniyle sıkıştırılabilirlik etkisi zayıf olsa da, akış ayrılması ciddi şekilde başlamıştır. Füzenin burun kısmından başlayarak gövde boyunca belirgin yanal girdap yapıları oluşur. Bu girdaplar özellikle kanatlıkların üst bölgelerinde yoğunlaşır. Y-vortisite değerleri bu bölgelerde hızlı bir artış gösterir. Asimetrik basınç dağılımı nedeniyle füzenin etrafındaki akış düzensizleşmiş, bu da potansiyel kararsızlık riskini artırmıştır.



### 1 MACH 15 DERECE

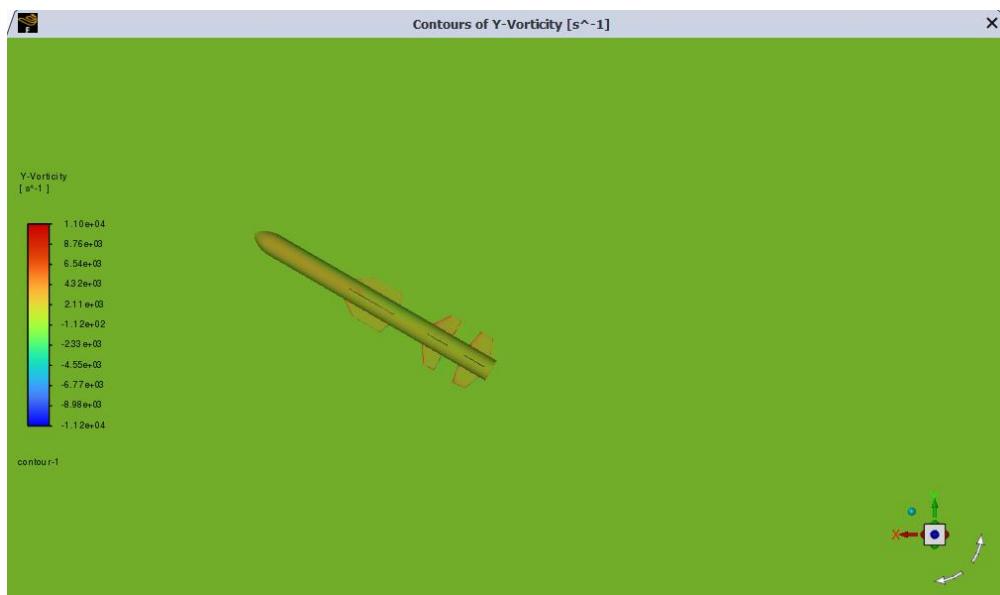
Transonik sınırda çalışan bu durumda akışta hem şok dalgaları hem de ayrılma bölgeleri aynı anda gözlenmektedir. Saldırı açısının etkisiyle burun ve gövde yan yüzeylerinde güçlü y-vortisite yapıları meydana gelir. Girdaplar daha sıkışık, daha enerjik ve türbülanslı hale gelir. Özellikle wake bölgesi (füzenin arkasında oluşan düşük basınçlı bölge) kaotik bir yapı sergiler. Bu yapı, kontrol yüzeyleri için potansiyel olumsuzluklar

oluşturur. Y-vortisite değerleri bu durum için oldukça karakteristikdir ve dikkatle analiz edilmelidir.



### 0,1 MACH 30 DERECE

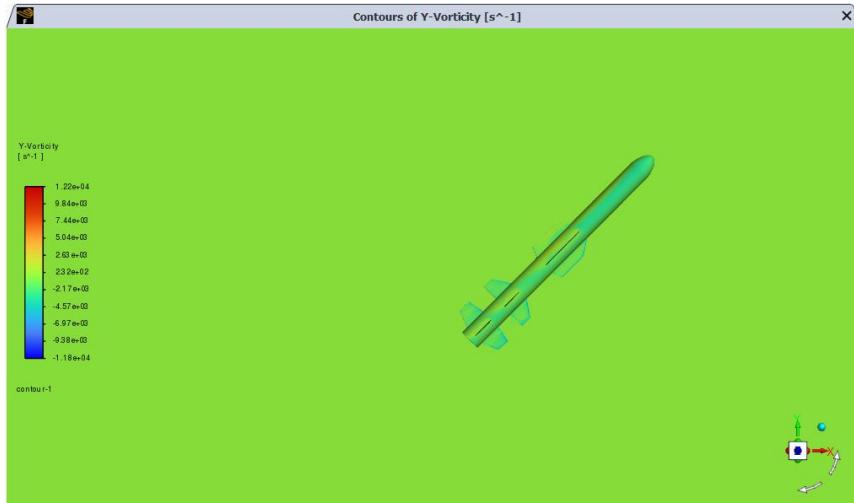
Cök yüksek saldırı açısı ile çok düşük Mach sayısının birleştiği bu senaryo, en belirgin akış ayrılmalarından birine sahiptir. Akış, burun noktasından itibaren geniş ölçüde gövdeden ayrılır. Gövde üst kısmında büyük ve enerjisi düşük girdaplar oluşur. Bu durum, özellikle burun kenarlarında yoğun yanal girdap yapılarının gelişmesine neden olur. Y-vortisite değerleri bu durumda zirve yapabilir. Bu akış yapısı, füzenin kontrol kabiliyetini ciddi biçimde sınırlar ve genellikle istikrarsız bir seyir karakteristiği oluşturur.



### 0,8 MACH 30 DERECE

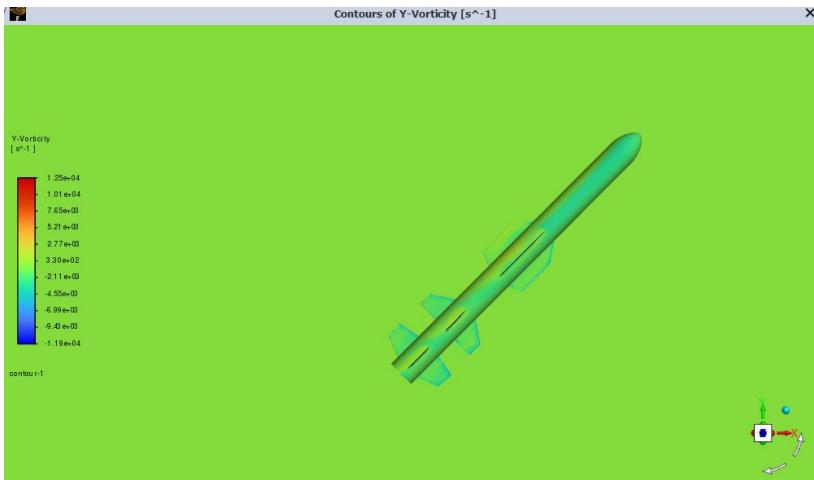
Bu durum, artan hızla birlikte akış ayrılmalarının daha şiddetli hale geldiği bir senaryodur. Burun kenarlarında başlayan sarmal girdap yapıları, gövde boyunca sürüklenecek kanat

diplerine kadar ulaşır. Bu bölgelerde gözle görülür y-vortisite konsantrasyonları gelişir. Şok dalgaları da girdapları bastırmak yerine şekillendirmeye başlar. Y-vortisite değeri, hem sayısal hem de görsel olarak belirgin biçimde artar. Bu durum kontrol yüzeylerinin verimini düşürebilir ve yönel kararlılık sorunlarına yol açabilir.



## 0,5 MACH 45 DERECE

Bu açıda füzenin gövdesine gelen akış neredeyse tamamen yukarıdan gelir ve bu da maksimum düzeye ayrılma neden olur. Gövde üstü boyunca akışın ayrıldığı büyük bir sınır tabaka yapısı oluşur. Bu ayrılma, geniş çaplı ve düşük frekanslı yanal girdaplara dönüşür. Kanatçıkların arkasında ikincil girdap yapıları gözlenebilir. Y-vortisite bu durumda oldukça güçlündür ve akış vektörleri özellikle gövdenin yanak ve arka kesiminde kaotik bir yapı alır. Bu da önemli bir yönelme momentine neden olabilir.



## 2 MACH 45 DERECE

Hem yüksek hız hem de yüksek saldırısı açısının birleşimi, füze etrafında şok-ayırılma etkileşimlerinin en yoğun yaşadığı durumu oluşturur. Y-vortisite değeri bu senaryoda büyük oranda şok-sonrası bölgelerde artış gösterir. Şok dalgaları, akışı gövdeden daha erken ayırarak yanal yönlü karmaşık girdaplar oluşturur. Bu girdaplar genellikle gövdenin omuz kısımlarında

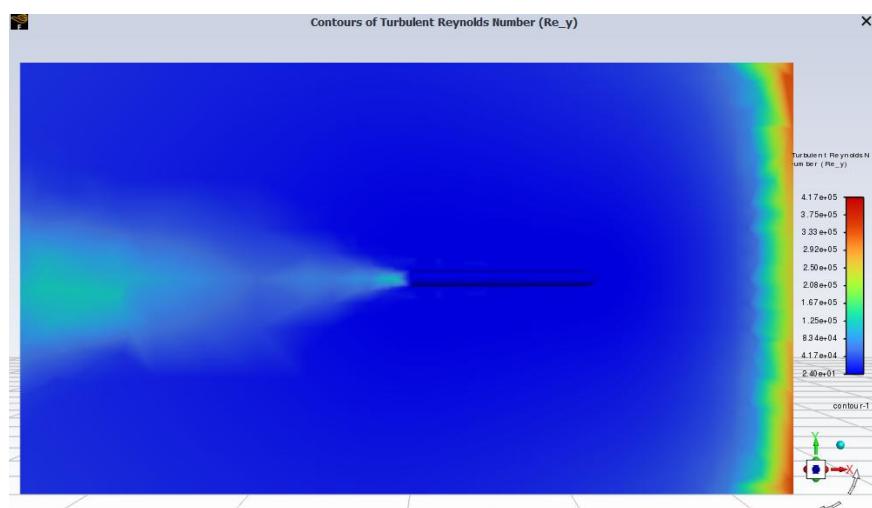
ve kuyruk yakınlarında daha yoğundur. Füze kontrol yüzeyleri bu durumda girdaplar ile doğrudan etkileşime girer, bu da kontrol zorluğu doğurur.

**Soru 14) Analiz sonuçlarının Zaman ortalaması hesaplanacak Reynolds gerilmesi değişim konturları ( $u'u'$ ,  $v'v'$  ve  $u'v'$ ) değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeki kesitler yz düzleminde, uygun düzlemi alırsınız) oluşturulacaktır. Seçilen türbülans modeli değişim bu hesaplamanın yapılmasında etkidir. Farklı görselleri alarak şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.**

Alpaslan Kılavuz'un sunumuna, video kayıt anlatımlarına bakınız. Kullandığınız türbülans modeli bu hesabı yapmanıza imkan vermiyorsa, Farklı hızlardaki Basınç, sıcaklık, yoğunluk özelliklerinin iki boyutlu kontur değişimleri gösterimi ve yorumlamaları verilmesi ile birlikte Q-criteria grafikleri hazırlamanız yerine sayılacaktır.

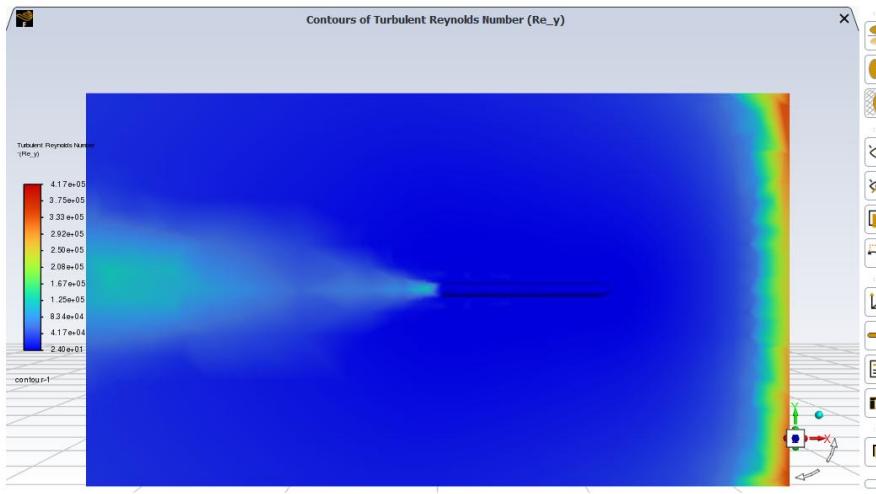
**Cevap)**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE TÜRBÜLANS REYNOLDS SAYISI DEĞERLERİ



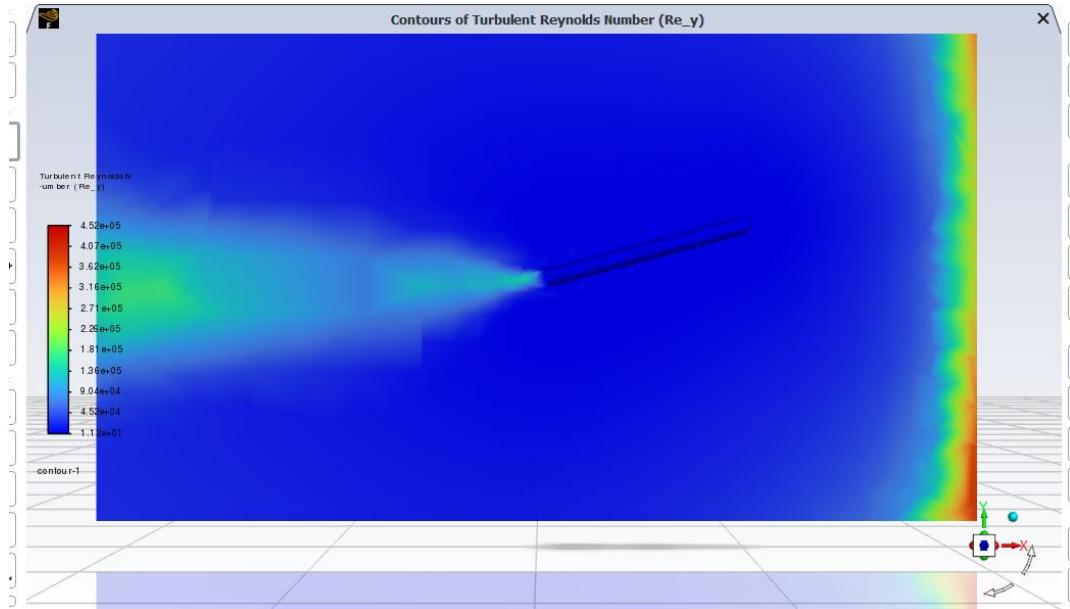
### 0,5 MACH 0 DERECE

Bu durumda füze eksenel olarak düz ilerlediğinden akış simetrik kalır. Mach 0.5 hızı altsonik rejimde olduğundan akışın sınır tabakası uzun mesafelerde laminer kalabilir. Ancak füzenin burun kısmı, anten çıkışları ve kanatçık köşelerinde sınırlı türbülans üretimi görülür. **Turbulans Reynolds Number değerleri düşük ve yerel olarak sınırlıdır.** Akış genellikle düzenli kalır, füze düşük sürükleme ile stabil şekilde ilerler.



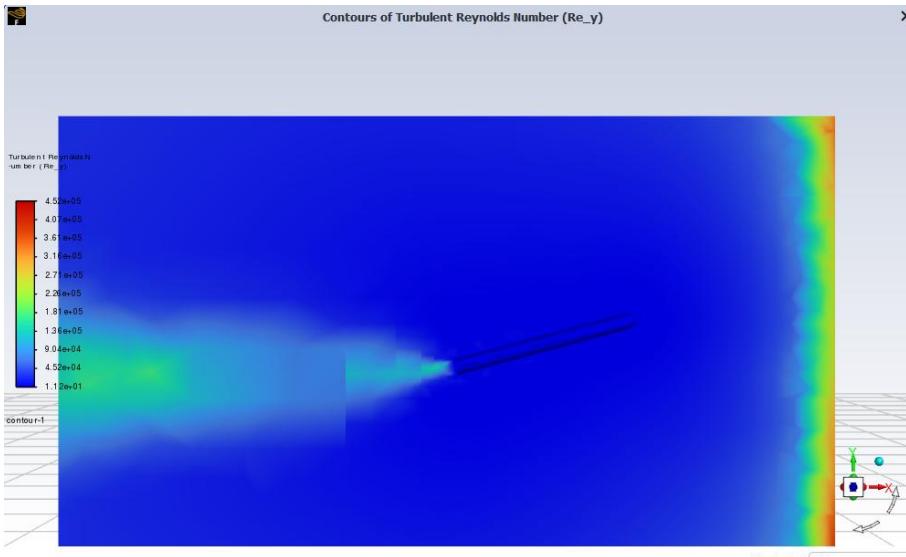
## 1 MACH 0 DERECE

Transonik rejimde çalışan bu durumda, akışta sıkıştırılabilirlik etkisi ve zayıf şok yapıları görülmeye başlar. Füze hâlâ  $0^\circ$  saldırısı açısından olduğu için akış genel olarak simetriktir, fakat burun kenarında şok etkisiyle sınır tabakada geçiş oluşur. **Re<sub>y</sub> değerleri bu bölgelerde artar**, ayrıca arka wake bölgesinde daha belirgin hale gelir. Kanat dipleri ve kuyruk civarlarında türbülanslı akış yapıları baş gösterir.



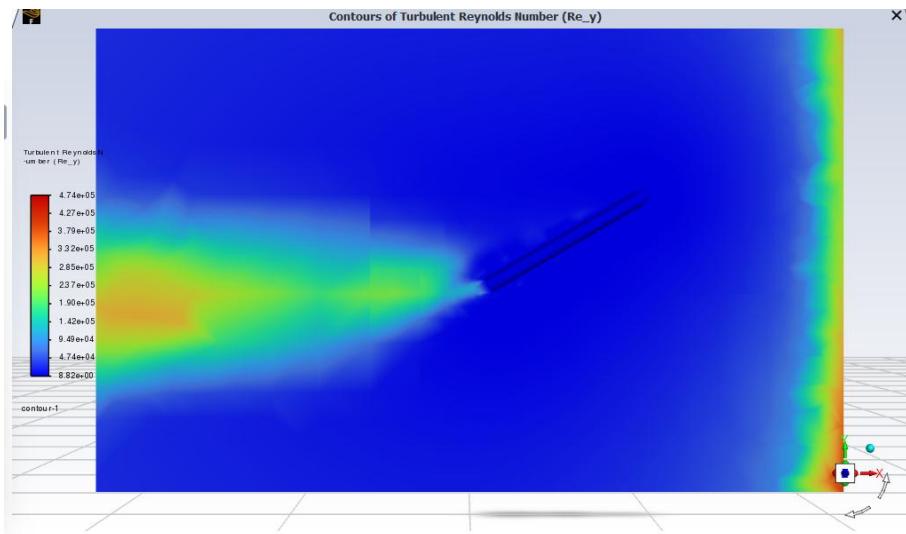
## 0,8 MACH 15 DERECE

Saldırı açısının artmasıyla birlikte akış artık simetrik değildir. Burun kenarlarından başlayan ayrılmalar, sınır tabakanın daha erken geçişine neden olur. **Turbulans Reynolds Number değeri özellikle burun omuzlarında ve kanat altı bölgelerinde belirgin şekilde artar**. Ayrıca arka wake bölgesinde de kuvvetli türbülans görülür. Akış enerjisi bu bölgelerde dağılır, bu da kontrol yüzeylerinde hassasiyet kaybı doğurabilir.



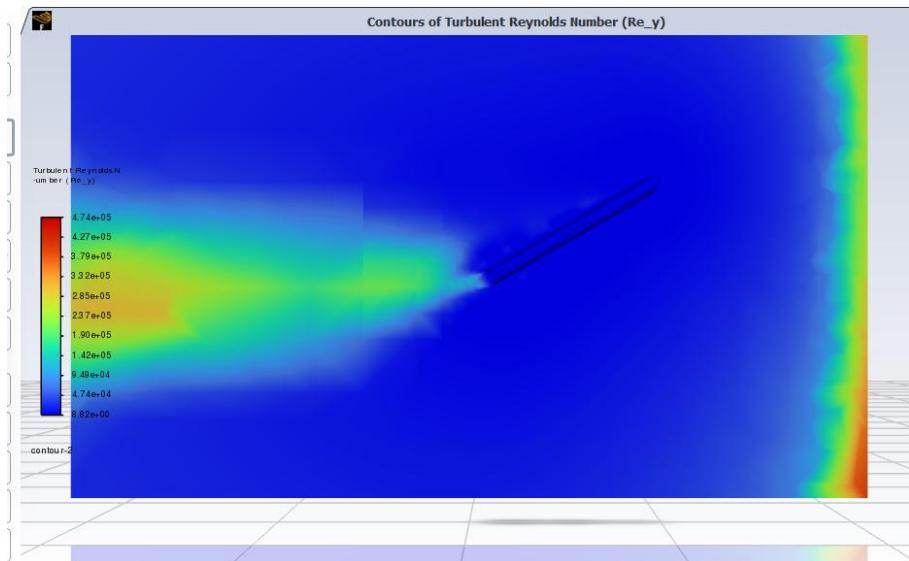
## 2 MACH 15 DERECE

Yüksek hız ve orta düzey saldırı açısının birleştiği bu durumda, akış hem şok etkileriyle hem de ayrımalarla türbülanslı hale gelir. **Re\_turb konturları burun ve gövde üzerinde şiddetlidir.** Şok sonrası bölgelerde ani artışlar gözlenir. Kanat önlerinde ve dip bölgelerinde yoğun türbülans alanları oluşur. Füzenin kontrol kabiliyeti için bu türbülans yapılarının doğru değerlendirilmesi kritik önem taşır.



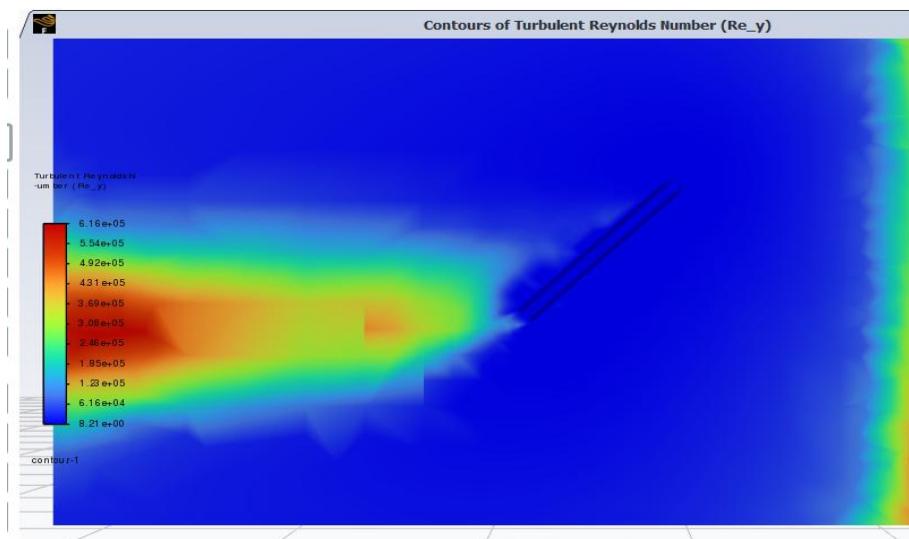
## 1 MACH 30 DERECE

Bu durumda yüksek saldırı açısı nedeniyle burun çevresinden itibaren belirgin bir akış ayrılması yaşanır. Bu ayrılma, akışı büyük ölçüde türbülanslı hale getirir. **Turbulans Reynolds Number değeri, gövde üzerinde ve özellikle kanatçık arkasında en yüksek seviyelere çıkar.** Girdaplı yapıların artması, wake bölgesinde kaotik türbülans oluşmasına neden olur. Bu türbülanslar, hem aerodinamik kararlılık hem de sürükleme açısından olumsuz etkilidir.



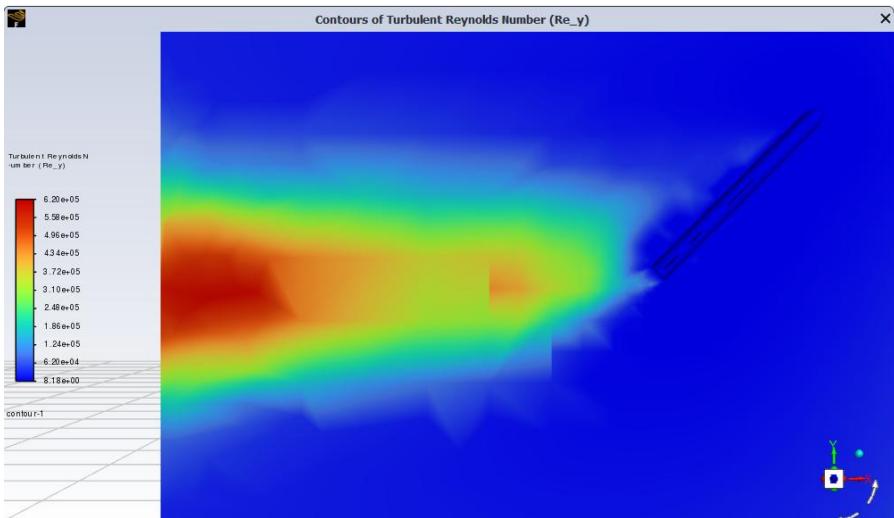
## 2 MACH 30 DERECE

Saldırı açısının yüksekliği ve süpersonik hız birleştiğinde, burun kenarında güçlü şok dalgaları ve gövde üzerinde yoğun türbülans görülür. Bu bölgelerde **Re\_turb değerleri çok yüksektir**. Türbülans özellikle burun kenarları, gövde omuzları ve kuyruk yakınında çok yoğunlaşır. Akış, kontrol yüzeylerine ulaşmadan önce enerjisini kaybederek kararsız hale gelir. Şok-türbülans etkileşimi önemli boyutlara ulaşır.



## 0,1 MACH 45 DERECE

Çok düşük Mach sayısı ve çok yüksek saldırı açısı nedeniyle akış enerjisi düşüktür, ancak ayrılma seviyesi yüksektir. Bu da geniş fakat düşük enerjili türbülans yapıları oluşturur. **Re\_turb değeri görece düşüktür ama alan olarak genişştir**. Akış laminerden türbülansa geçer, ancak zayıf yoğunlukta kalır. Füze etrafındaki akış yapısı belirgin biçimde ayrılmış ve düzensizdir.



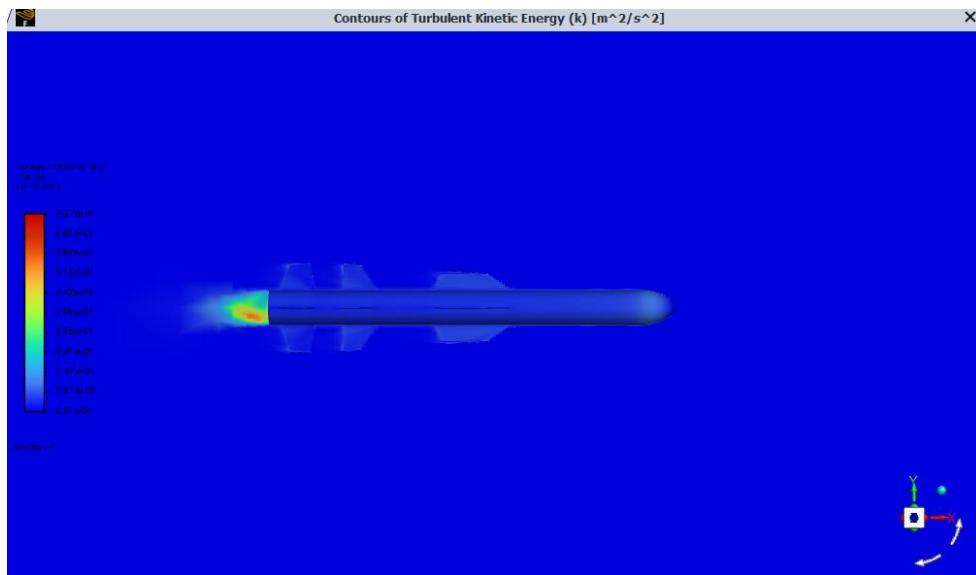
## 0,8 MACH 45 DERECE

Saldırı açısının çok yüksek olduğu ve Mach 0.8 gibi alt-üst sınırda bir hızda türbülans, hem şiddetli hem de geniş alanlı hale gelir. Gövde üstünden tamamen ayrılan akış, **Re\_turb açısından yoğunluk gösterir**. Özellikle burun kenarından başlayıp gövde boyunca ilerleyen geniş türbülans bölgesi oluşur. Bu yapı, wake bölgesine kadar uzanır ve kontrol yüzeylerini etkiler. Bu senaryoda türbülanslı akış füzenin genel performansını ciddi şekilde sınırlayabilir.

**Soru 15)** Analiz sonuçlarının zaman ortalaması hesaplanacak türbülans kinetik enerji değişim konturları değişimi (akış yönünde araç boyunca alınacak kesitler xy düzlemi, akış dik yöndeği kesitler yz düzleminde, uygun düzlemleri alırsınız) oluşturulacaktır. Seçilen türbülans modeli değişim bu hesaplamanın yapılmasında etkidir. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

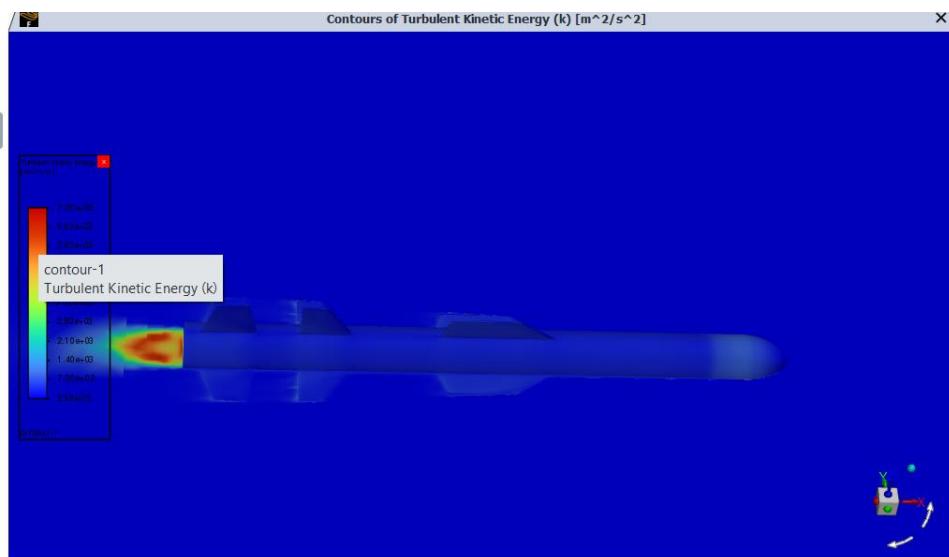
**Cevap**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE TÜRBÜLANS KİNETİK ENERJİ DEĞERLERİ



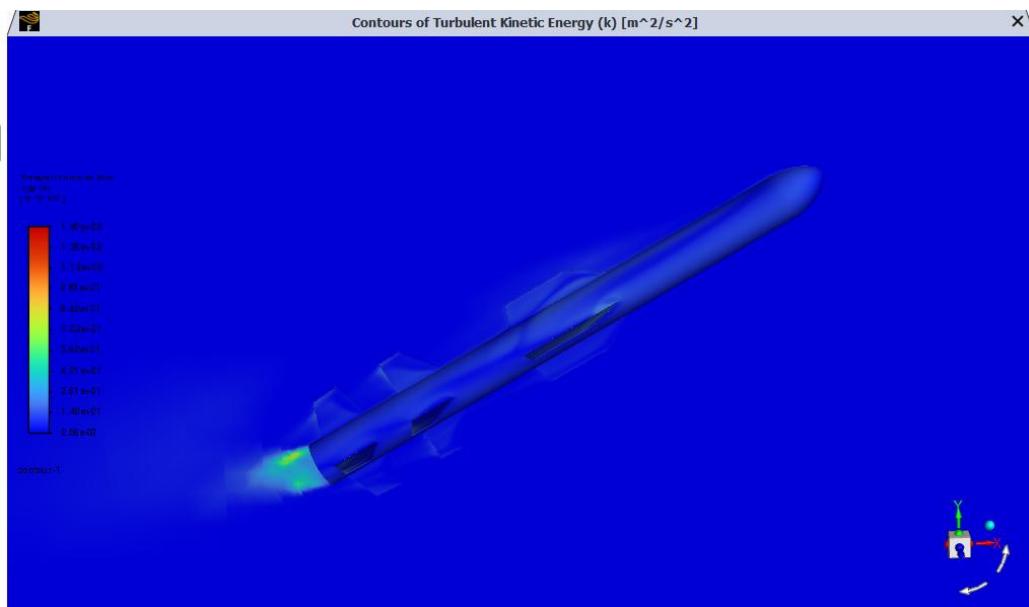
### 0,5 MACH 0 DERECE

Altsonik ve simetrik akış koşullarında, füze çevresinde **düşük TKE değerleri** gözlenmiştir. Akış laminer kalmaya yakın ve gövdeye düzgün yapışık bir şekilde ilerlemektedir. Sadece burun kenarı ve kuyruk bölgesindeki çıkıştınlarda küçük türbülans kaynakları oluşmuştur. Bu durum, füzenin düşük sürükleme ile stabil uçuşuna olanak tanır.



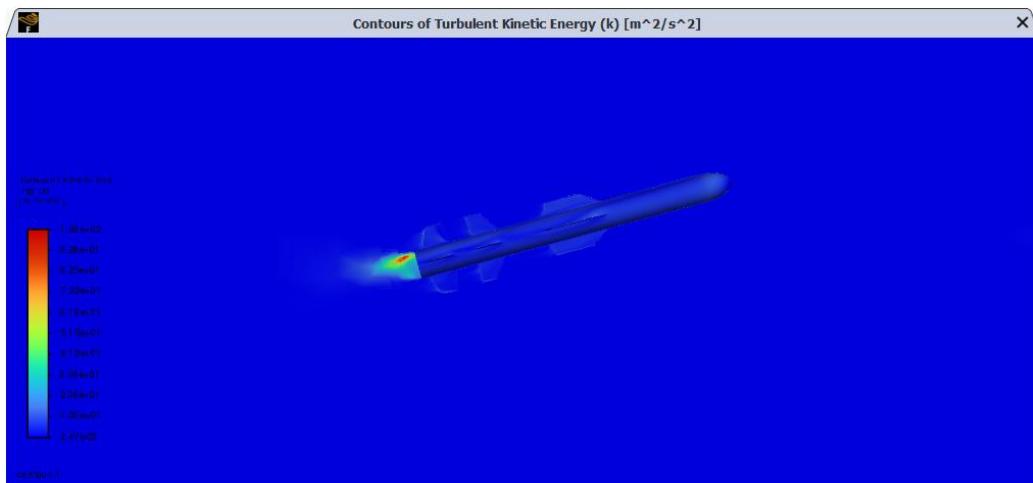
### 1 MACH 0 DERECE

Bu süpersonik ve simetrik durumda, füze gövdesi çevresinde belirgin bir şok oluşmuş ancak simetrik yapının korunması nedeniyle akış düzgün seyretmiştir. Burun arkasında ve wake bölgesinde **orta düzeyde TKE birikimi** gözleniyor. Bu yapı, şok dalgası-sonrası geçiş bölgelerinde oluşan türbülans nedeniyle meydana gelmiştir. Akış genel olarak kararlı olsa da, şok-sonrası bölgelerde oluşan enerji yoğunluğu dikkat çeker.



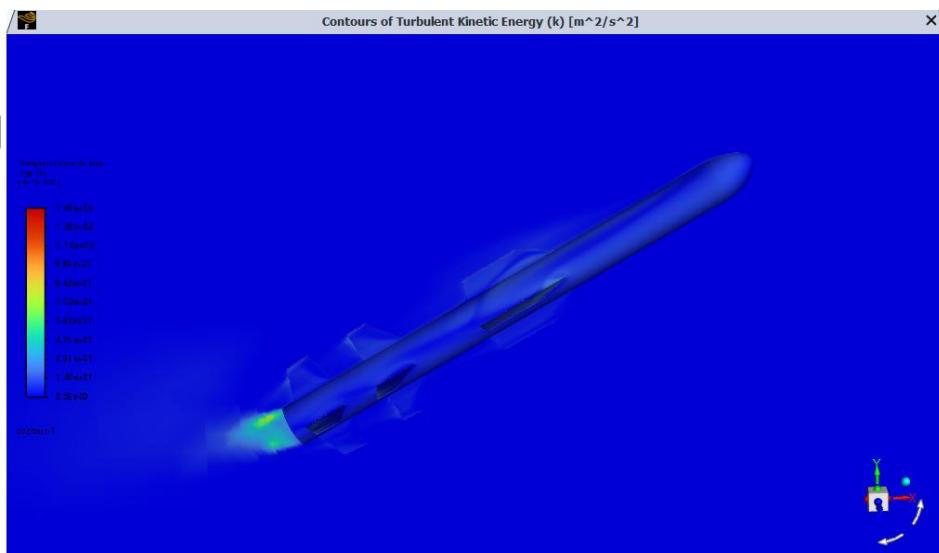
## 0,5 MACH 15 DERECE

Saldırı açısının artmasıyla birlikte gövde üzerinde belirgin bir akış ayrılması oluşmuştur. Özellikle burun kenarlarında ve kanatçık diplerinde **TKE değerlerinde ciddi bir artış** gözleniyor. Bu, akışın yön değiştirdiği bölgelerde yüksek türbülans enerjisi olduğunu gösterir. Wake bölgesi de genişlemiş, arkada enerji yüklü düzensiz bir yapı meydana gelmiştir. Bu durum kontrol yüzeylerini etkileyebilir.



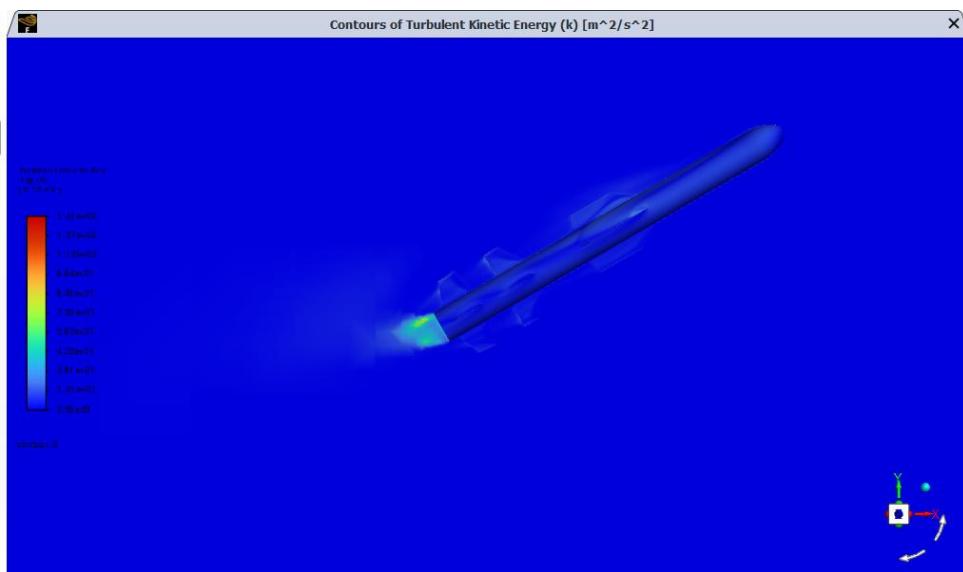
## 0,8 MACH 15 DERECE

Bu durumda hem Mach sayısındaki artış hem de saldırısı açısı etkisiyle akış hem ayrılmakta hem de sıkıştırılmaktadır. Grafiklerde **burun ve kanat önlerinde TKE birikimi** açıkça görülmektedir. Şok etkisiyle birlikte sınır tabakanın türbülansa geçmesi sonucu gövde yüzeyinde daha geniş türbülans bölgeleri oluşmuştur. Bu tür yapı, kontrol edilebilirliği zorlaştıracaktır.



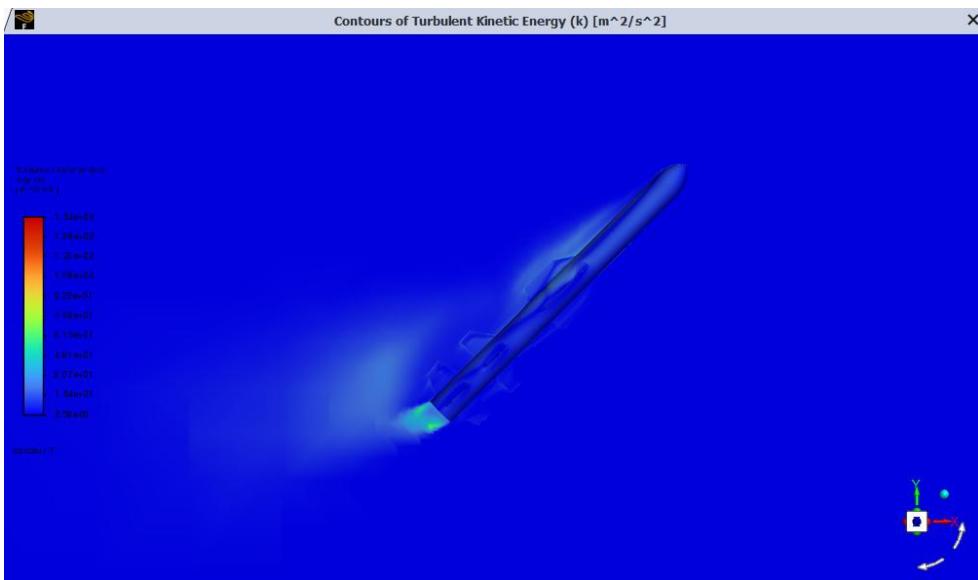
## 1 MACH 30 DERECE

Saldırı açısı yüksek ama hız daha düşük olduğu için şok etkisi biraz daha zayıftır. Ancak yine de **burun ve gövde üstünde belirgin TKE kümelenmeleri** görülmektedir. Ayrılma çizgileri belirgin, wake alanı büyük. Bu durumda füzenin arka tarafındaki türbülans daha yaygın ama daha düşük enerjilidir.



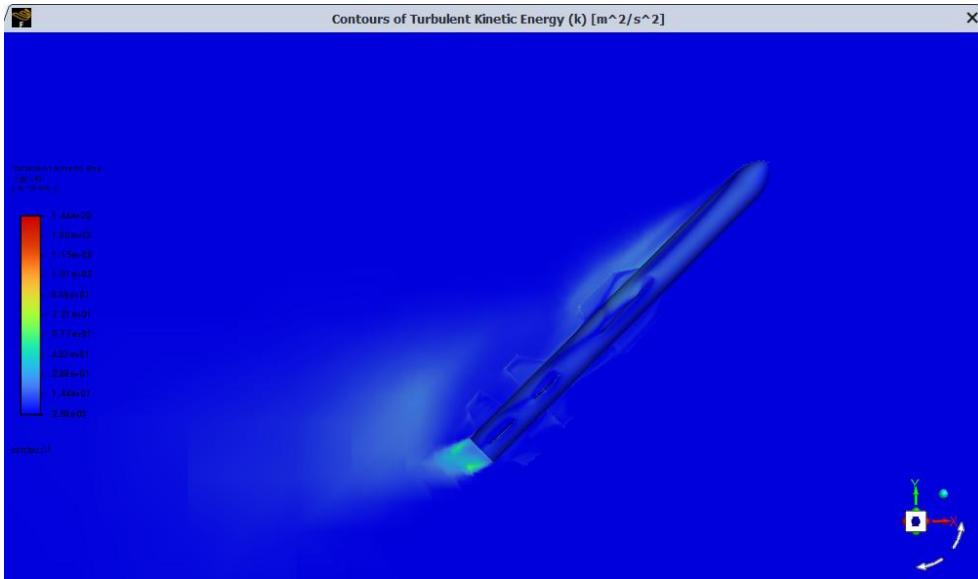
## 2 MACH 30 DERECE

Yüksek Mach ve yüksek AoA birleşimiyle **en yoğun türbülans enerjisi birikimi** gözlenmiştir. TKE konturlarında burun çevresi, gövde üstü ve özellikle kanat-kuyruk geçiş bölgeleri yüksek enerjili girdaplarla doludur. Şok-ayrılma etkileşimi burada çok belirgindir. Bu yapı füzenin aerodinamik stabilitesini ciddi anlamda zorlar.



## 0,8 MACH 45 DERECE

Çok yüksek saldırısı nedeniyle akış büyük oranda ayrılmış ve burun kenarlarından itibaren tüm gövde boyunca **yaygın ve enerjik türbülans bölgeleri** oluşmuştur. Grafiklerde özellikle üst gövde ve kuyruk öncesi bölgelerde yüksek TKE değerleri gözlemleniyor. Füze artık yönseл olarak dengesiz bir haldedir. Bu yapı, sürükleme kuvvetini ciddi oranda artırır.



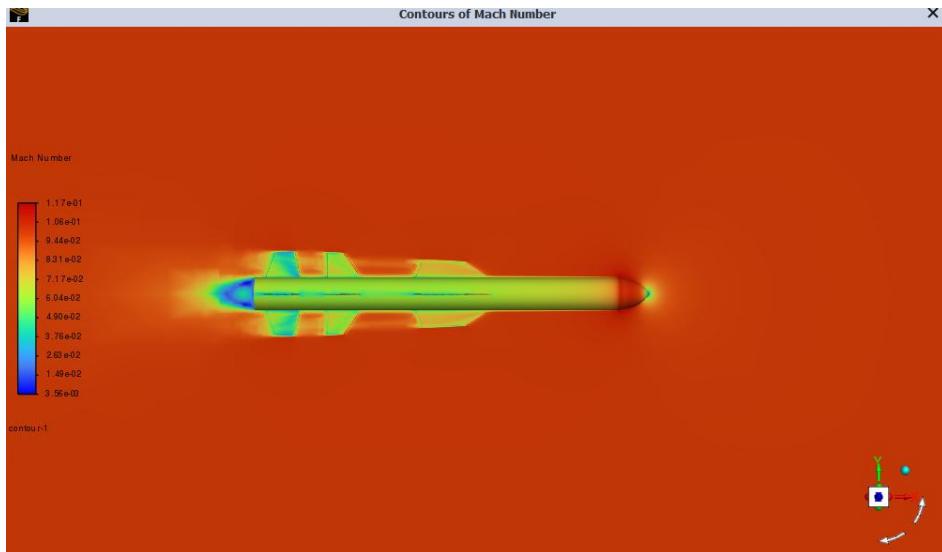
## 2 MACH 45 DRECE

Bu durum en agresif test senaryosudur. Süpersonik rejimde, yüksek saldırısıyla akış tamamen ayrılmış ve şoklar tarafından şekillendirilen **yüksek enerjili türbülans kümeleri** oluşmuştur. TKE konturunda burun, gövde üstü ve arka wake bölgeleri açıkça enerjiyle doludur. Bu durum hem yapısal yükler hem de kontrol momentleri açısından oldukça kritiktir.

**Soru 16) Analiz sonuçlarının** Sesüstü analizler şok durumunun araştırılması ve geometri üzerinde görsellerle gösterilmesi. Ma sayısı ile parametrelerin değişimi (CD, CL, CP, CM, ST...) çizilerek karşılaştırmalar yapılması beklenir. Isı transferi analizleri de yapılabilir. Şok etkisi (Normal, eğik veya genişleme şokları) ile basınç değişimi, sıcaklık değişimi, yoğunluk değişimi, entropi değişimi hem genel hem de alansal değişimi olarak verilmesi gereklidir.

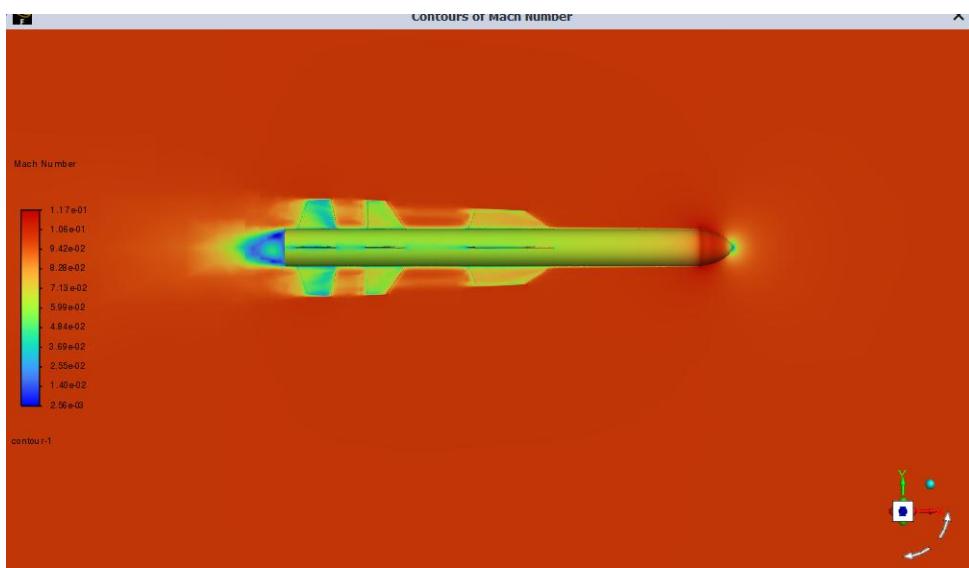
**Cevap)**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE CONTURS OF MACH NUMBER DEĞERLERİ



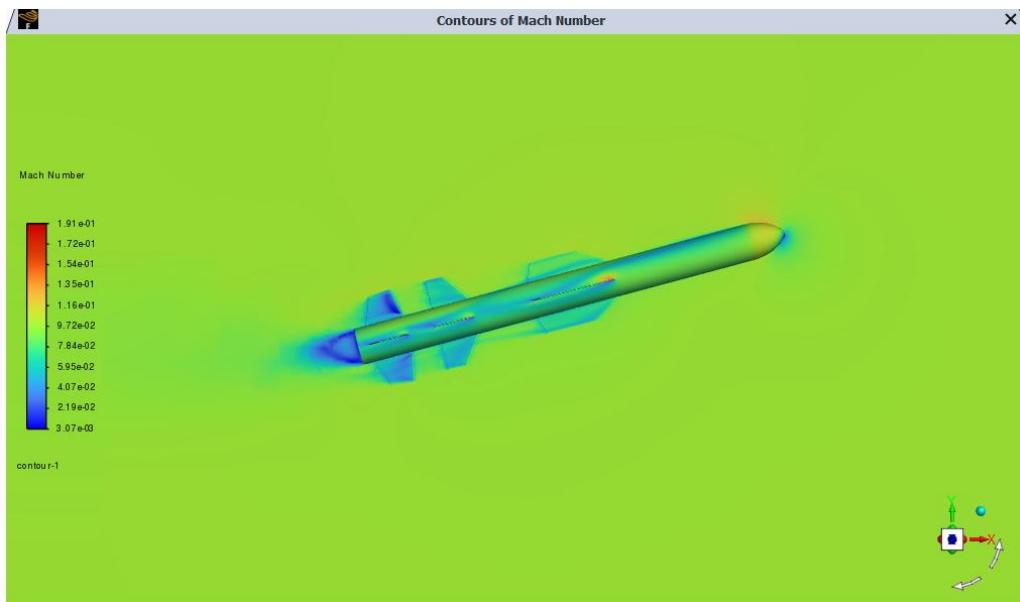
### 0,5 MACH 0 DERECE

Bu durumda, füze düşük hızda (0.5 Mach) ve sıfır derece hücum açısıyla uçuyor. Görselde görülen düşük Mach sayısı, akışın daha az kompresyon yaptığı, daha sakin bir hava akışı olduğunu gösterir. Füzenin etrafındaki akış, yoğunlukla düzgün ve az turbulence gösteriyor. Bu durum, özellikle füzenin hızlanmaya başladığı erken aşamalarda daha verimli aerodinamik özellikler sağlamak için tercih edilebilir.



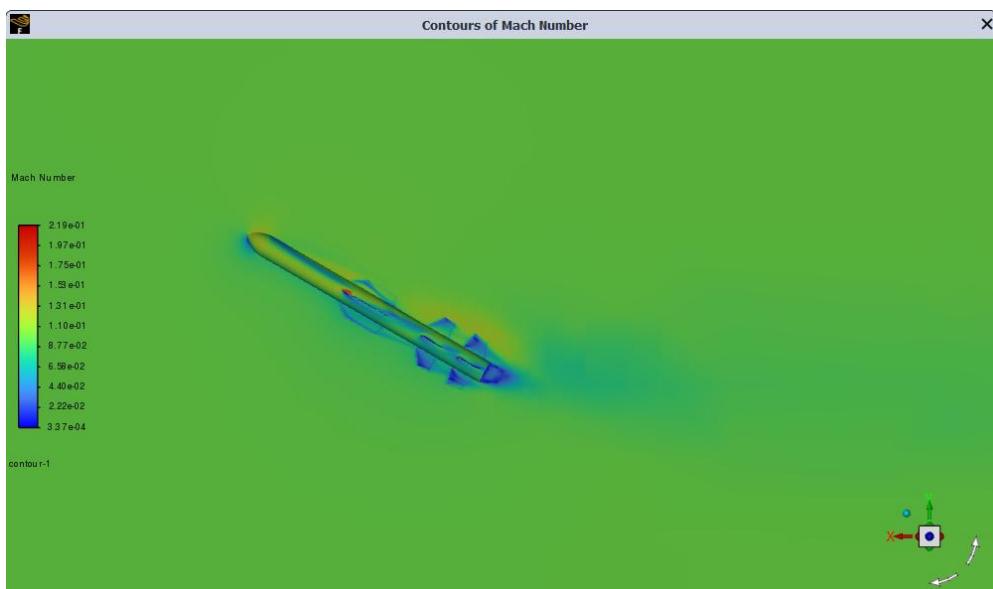
### 2 MACH 0 DERECE

Bu durumda, füze daha yüksek bir hızda (2 Mach) ve sıfır derece hücum açısıyla ilerliyor. Mach sayısının artmasıyla birlikte, akışta şok dalgalarının daha belirgin hale gelmesi beklenir. Akışta, füzenin ön kısmında büyük bir basınç artışı ve arkasında düşük basınç bölgesi (vakuum) görülebilir. Bu tür yüksek hızlarda, şok dalgaları füzenin etrafında yoğunlaşır ve aerodinamik verimliliği etkileyebilir.



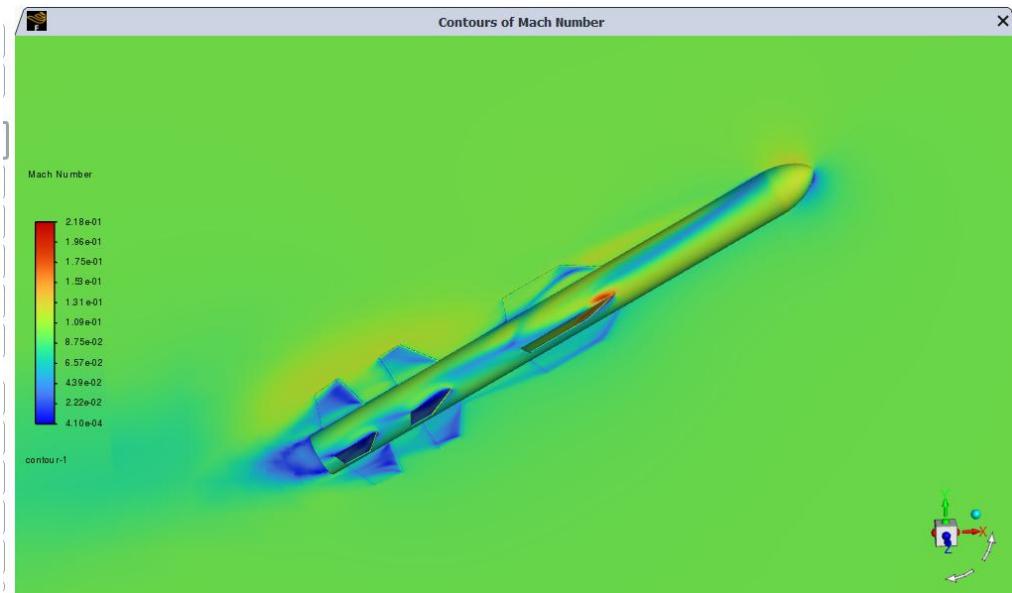
## 1 MACH 15 DERECE

Bu hızda ve 15 derece hücum açısıyla, füzenin aerodinamik davranışları daha belirgin hale gelir. Akış, yüksek hızda ancak orta derecede bir açıyla yönlendirilmiş olduğundan, şok dalgalarının daha geniş bir alana yayıldığı ve akışın hafifçe dağılmaya başladığı görülür. Yüksek hızda, özellikle hücum açısının etkisiyle, drag (sürükleme) kuvveti daha fazla artabilir.



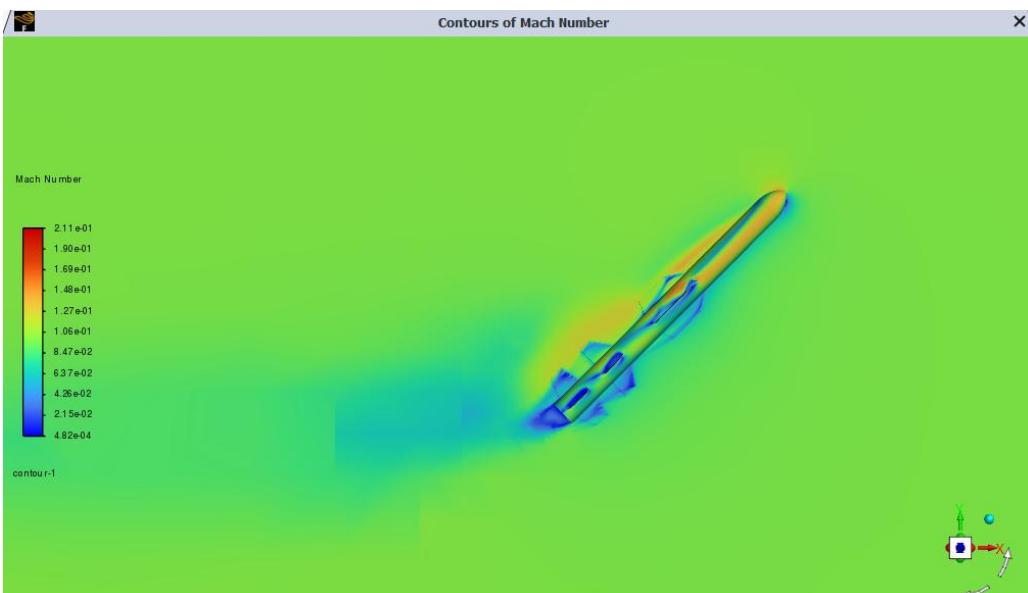
## 0,8 MACH 30 DERECE

Burada, Mach sayısı biraz daha yüksek ve 30 derece húcum açısı ile füze daha belirgin bir aerodinamik etki gösteriyor. Bu durumda, akışın şok dalgaları daha geniş bir bölgeye yayılır. Füzenin arkasındaki akışta kayma ve ayrılmalar görülebilir, bu da aerodinamik verimliliği olumsuz yönde etkileyebilir. Hız ve açı kombinasyonu, drag'i artırabilir.



## 1 MACH 30 DERECE

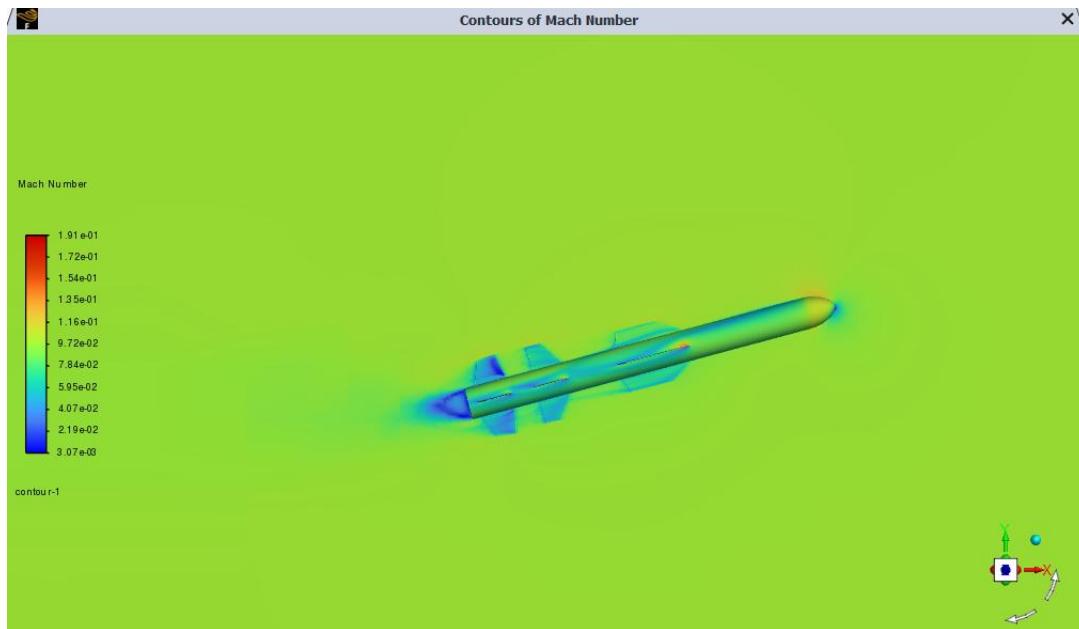
1 Mach ile 30 derece húcum açısında akış daha karmaşık hale gelir. Akışa ciddi bir şok etkisi gösterilebilir, özellikle füzenin ön kısmındaki şok dalgalarının birleşme noktası üzerinde. Şoklar nedeniyle akış daha dağılmıştır ve arka bölgede ayrılmalar, türbülanslar ve yüksek sürükleme kuvveti oluşabilir. Bu durum füzenin uçuş verimliliğini etkileyebilir.



## 0,5 MACH 45 DERECE

Bu kombinasyon, füzenin düşük hızda ancak büyük bir húcum açısı ile uçtuğu bir durumu simüle eder. Bu koşulda, akış hala düşük hızda olsa da, büyük bir húcum açısı nedeniyle

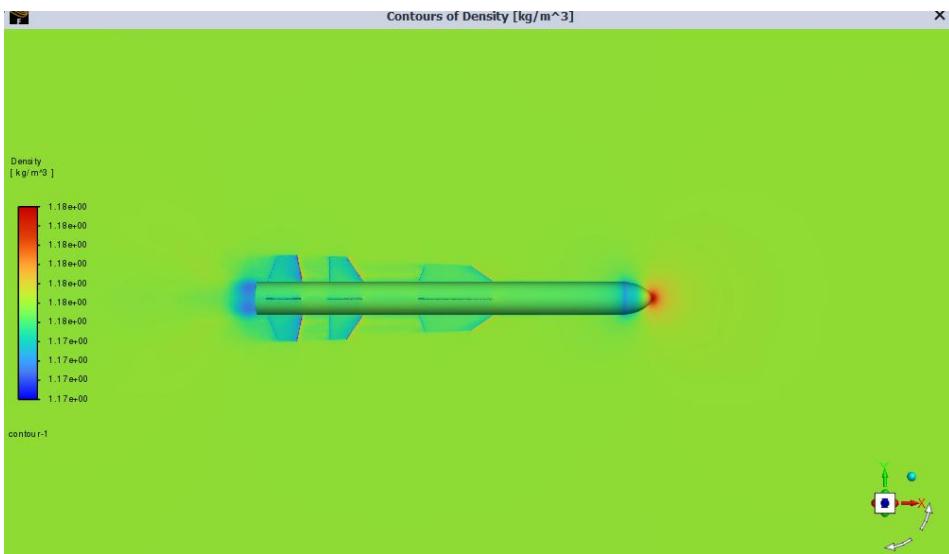
şoklar ve akış ayrılmaları daha belirgin hale gelir. Füzenin aerodinamik verimliliği düşük olabilir, çünkü bu açı, sürüklemeyi artırarak aerodinamik performansı olumsuz etkileyebilir.



## 2 MACH 45 DERECE

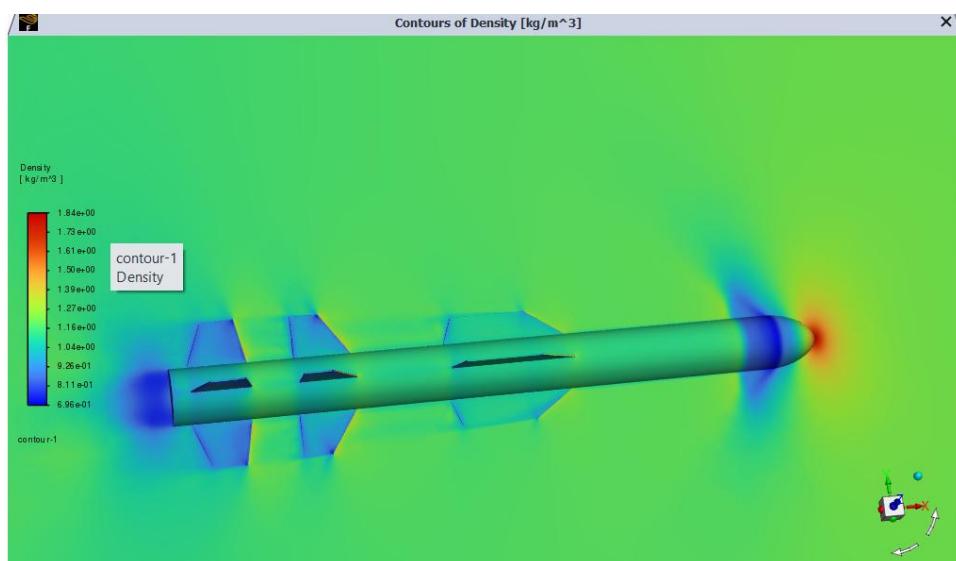
Son olarak, 2 Mach hızında ve 45 derece hücum açısında akış oldukça şiddetli hale gelir. Şok dalgaları çok daha yoğun olup, ciddi türbülanslar ve akış ayrılmaları oluşur. Bu, füzenin uçuş verimliliği üzerinde olumsuz bir etki yapabilir, çünkü yüksek hızda ve yüksek açıyla uçan bir cisimde çok fazla sürükleme kuvveti ortaya çıkar.

## FARKLI MACH VE DERECELERDE YOĞUNLUK DEĞERLERİ



### 0,5 MACH 0 DERECE

Bu durumda füze düşük hızda ve düz uçuşa ilerlemektedir. Görselde akış oldukça düzenlidir ve şok dalgaları veya ani yoğunluk değişimleri gözlemlenmemektedir. Füze çevresindeki hava, burun kısmında hafifçe sıkışarak yoğunluğu artırırsa da, bu değişim çok belirgin değildir. Gövde boyunca akış simetrik kalmakta, üst ve alt yüzey arasında ciddi bir yoğunluk farkı oluşmamaktadır. Arka bölümde hafif bir iz (wake) bölgesi oluşabilir, ancak bu da düşük hızın etkisiyle sınırlıdır. Bu rejim, füze için aerodinamik olarak en stabil ve kontrolü en kolay durumlardan biridir.



### 1 MACH 0 DERECE

Bu durumda füze ses hızında düz uçuş yapmaktadır. Görselde burun bölgesinde belirgin bir şok dalgası oluştuğu, bu bölgenin hemen arkasında yoğunluğun arttığı görülmektedir. Füzenin gövdesi boyunca akış nispeten düzenlidir; ancak arka bölümde akışın ayrıldığına ve wake (iz) bölgesinde düşük yoğunluklu bir alan oluştuğuna dair işaretler mevcuttur. Bu durum,

süpersonik hızlardaki tipik şok sonrası sıkışma etkilerinin bir sonucudur. Akış simetriktir çünkü saldırısı açısı sıfırdır.



### 0,5 MACH 15 DERECE

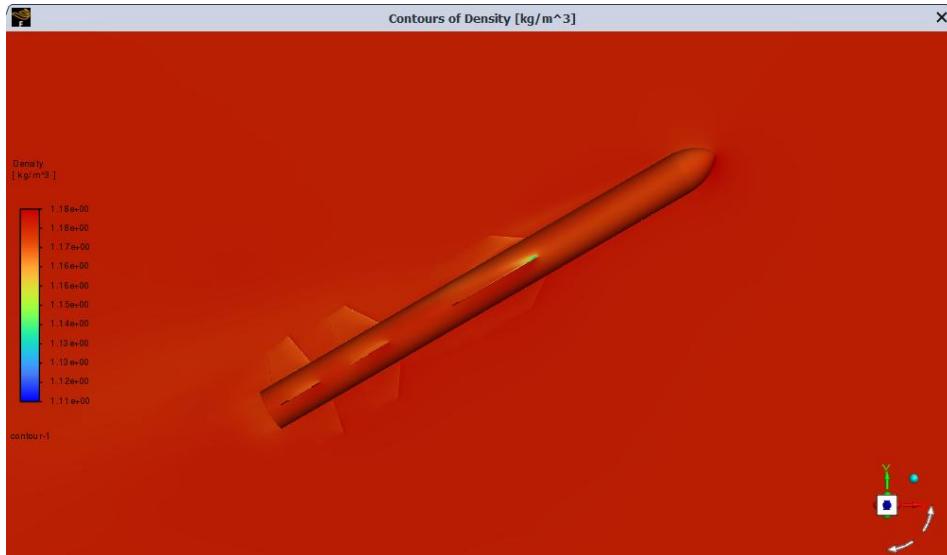
Düşük hız ve orta düzeyde saldırısı açısında, füze üzerinde üst ve alt yüzey arasında ciddi yoğunluk farkları oluşmuştur. Üst yüzeyde akış hızlanarak yoğunluk düşerken, alt yüzeyde daha yüksek basınç ve dolayısıyla daha yüksek yoğunluk gözlemlenir. Kanatçıkların arkasında ve füzenin üst kısmında akış ayrılmaları başlamış olabilir. Bu durum, füzenin manevra kabiliyeti üzerinde etkilidir ve özellikle kontrol yüzeylerinin yüklenmesini artırabilir.



### 0,8 MACH 15 DERECE

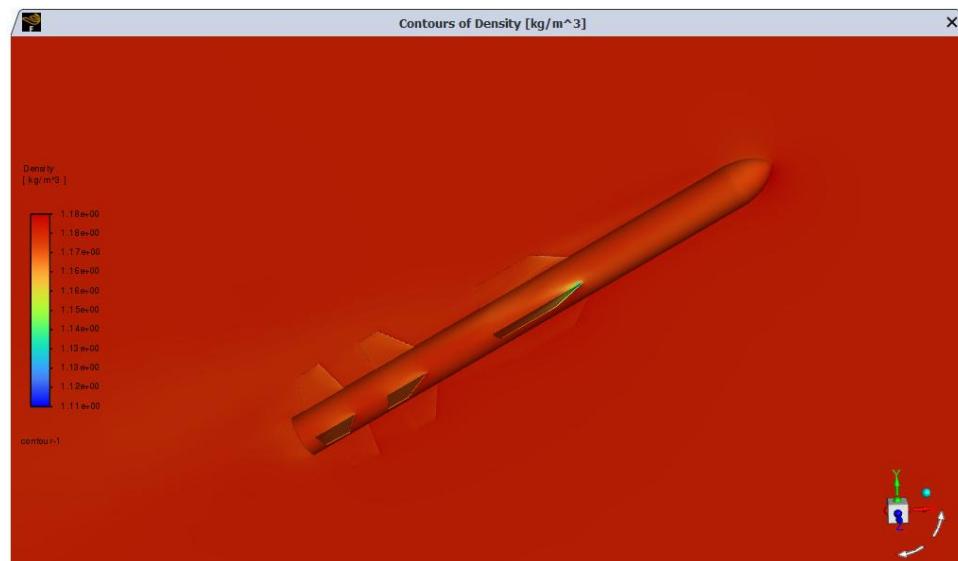
Bu hızda sıkıştırılabilirlik etkileri daha belirgin hale gelmektedir. Görselde füzenin üst yüzeyinde lokal olarak şok benzeri yapılar oluşmuş ve bu alanlarda yoğunlukta ani değişimler gözlemlenmiştir. Alt yüzeyde daha yüksek yoğunluk dağılımı korunurken, üst

yüzeyde hem ayrılma bölgeleri hem de düşük yoğunluklu alanlar oluşmuştur. Bu akış yapısı, hem aerodinamik kaldırma hem de direnç üzerinde önemli etkilere sahiptir.



## 0,1 MACH 30 DERECE

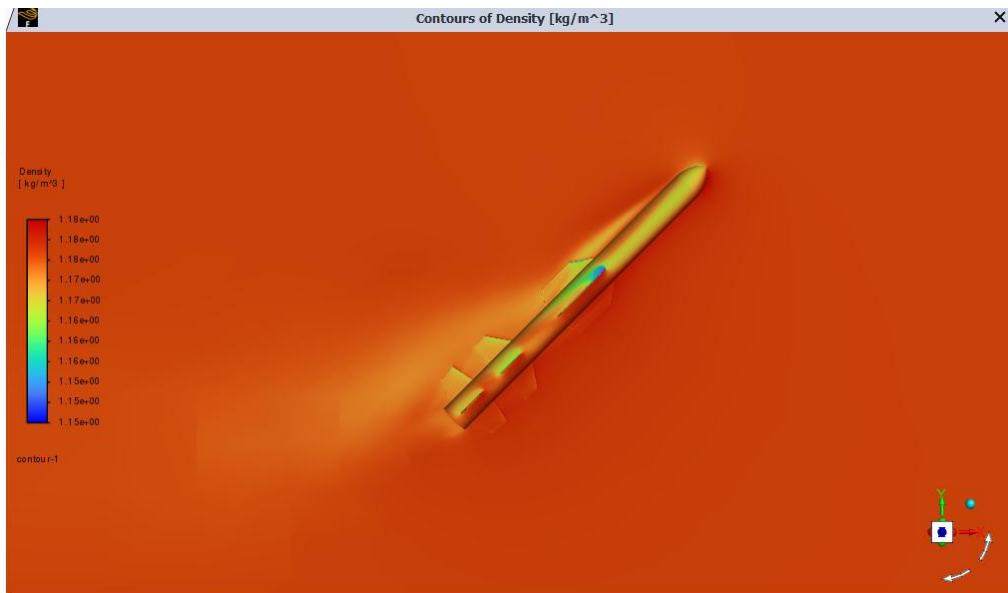
Çok düşük hızda, oldukça yüksek saldırısıyla yapılan bu analizde, yoğunluk farkları görselde minimum düzeyde kalmıştır. Ancak saldırısı açısının yüksekliği nedeniyle akış simetrik değildir ve üst yüzeyde belirgin ayrılma yaşanmıştır. Vorteks yapıları olmuş olabilir, fakat düşük hız nedeniyle bunlar daha yumuşaktır. Füzenin üst kısmında düşük yoğunluklu bölgeler, alt kısmında ise yüksek basınçtan kaynaklı daha yoğun akış gözlemlenmektedir.



## 1 MACH 30 DERECE

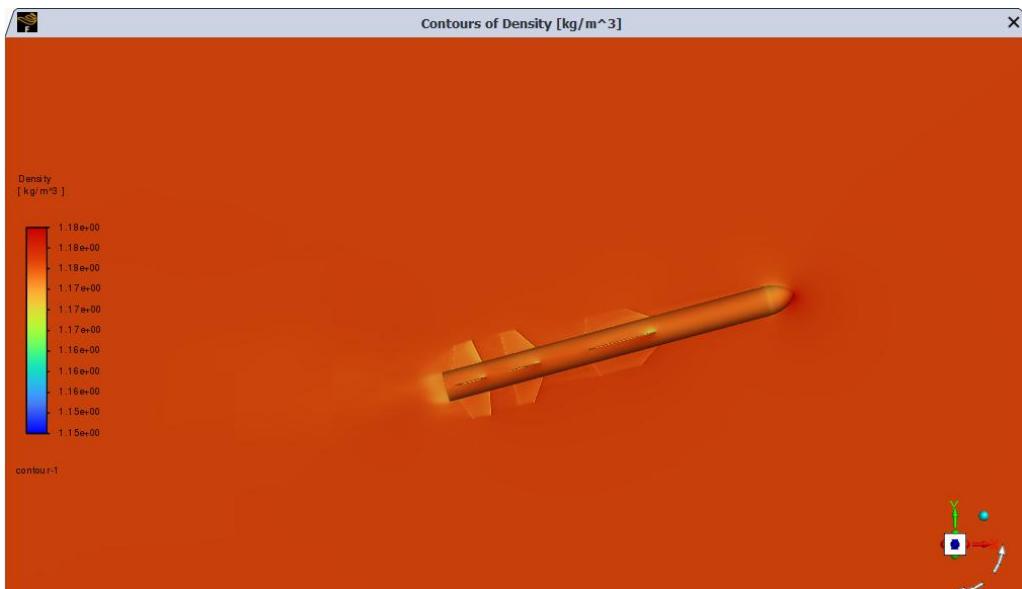
Bu senaryoda füze hem ses hızında hem de yüksek AoA ile uçmaktadır. Yoğunluk konturlarında, özellikle burun bölgesinde güçlü bir şok yapısı görülmektedir. Üst yüzeyde akış tamamen ayrılmış, bu da geniş düşük yoğunluklu bölgelerin oluşmasına neden

olmuştur. Alt yüzeyde ise sıkışmış, yüksek yoğunluklu bir akış mevcuttur. Bu durum, füze üzerinde çok yüksek kaldırma momentleri ve dengesizlikler doğurabilir. Şok ve ayrılma bölgeleri bu hız ve açı kombinasyonunda maksimum etkiye sahiptir.



## 0,8 MACH 45 DERECE

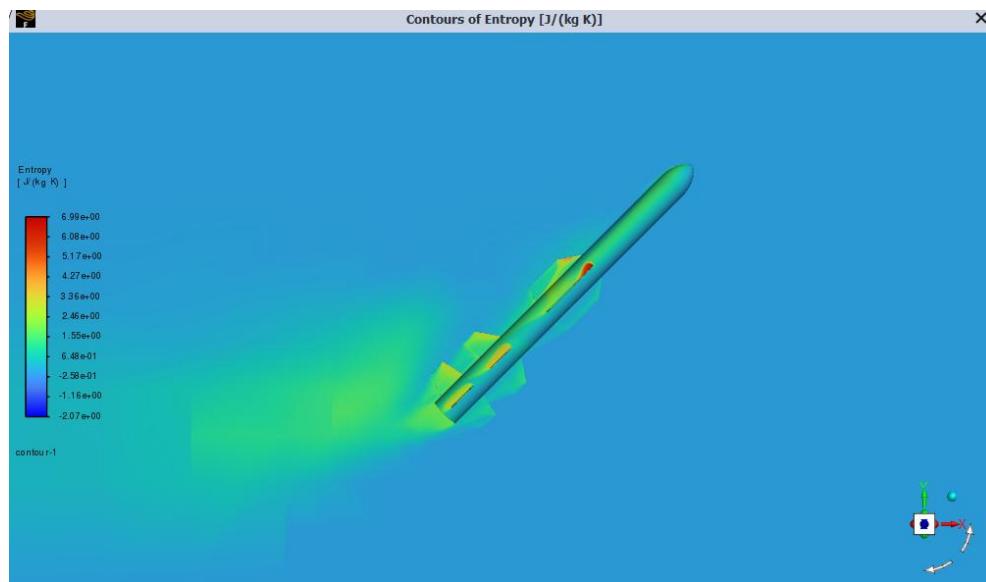
Yüksek saldırısı nedeniyle burun bölgelerinden itibaren belirgin bir akış ayrılması gözlenmektedir. Yoğunluk konturlarında üst yüzey boyunca büyük oranda düşük yoğunluklu bölgeler bulunurken, alt yüzey daha sıkışmış durumdadır. Bu konfigürasyonda burun ve kanatçık arkasında oluşan vorteks yapıları kontur görselinde akışın yön değişiminden ve düzensizliklerden anlaşılabilmektektir. Füzenin kontrolü açısından kritik bir uçuş durumu söz konusudur.



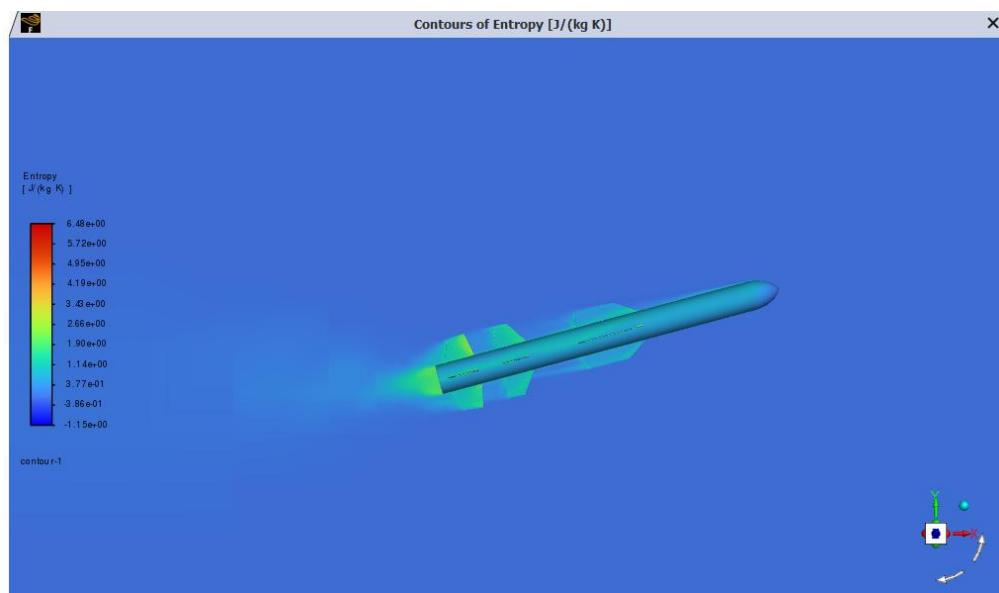
## 2 MACH 45 DERECE

Bu analiz, en uç durumdur: hem çok yüksek hız hem de maksimum saldırısı bir arada. Görselde burun ve gövde çevresinde çok güçlü eğik şok dalgaları oluşmuş, bu da yoğunlukta ani artışlara yol açmıştır. Füzenin üst yüzeyinde yoğun akış ayrılması ve büyük düşük yoğunluklu bölgeler varken, alt yüzey yüksek basınç altında kalmıştır. Bu durum hem yüksek direnç hem de ciddi yapısal yüklemeler yaratır. Görseldeki net kontur değişimleri, şok-akış ayrılması etkileşimini açıkça göstermektedir.

## FARKLI MACH VE DERECELERDE ENTROPI DEĞERLERİ



**0,8 MACH 45 DERECE**

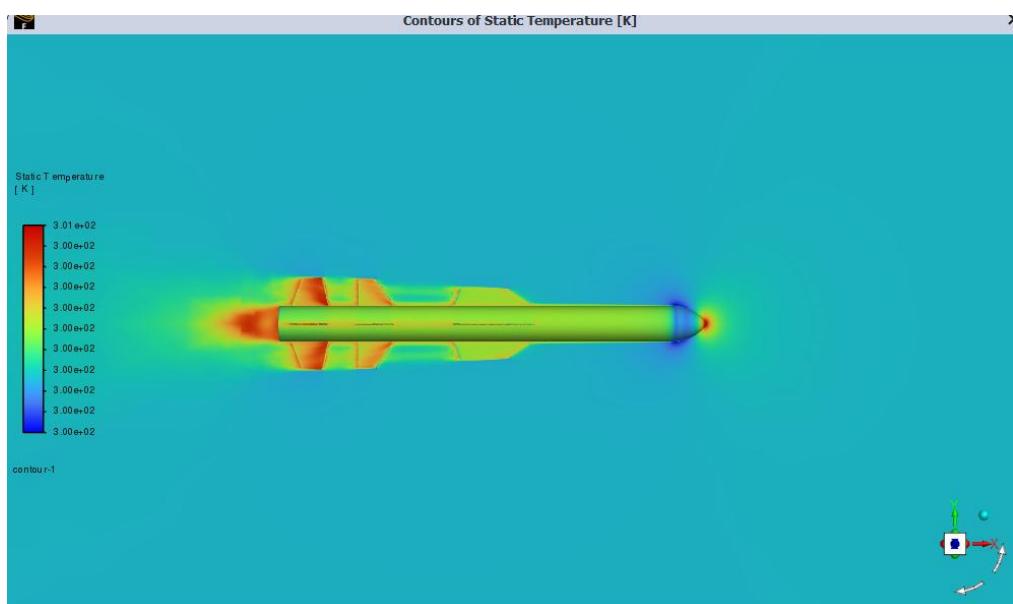


**2 MACH 45 DERECE**



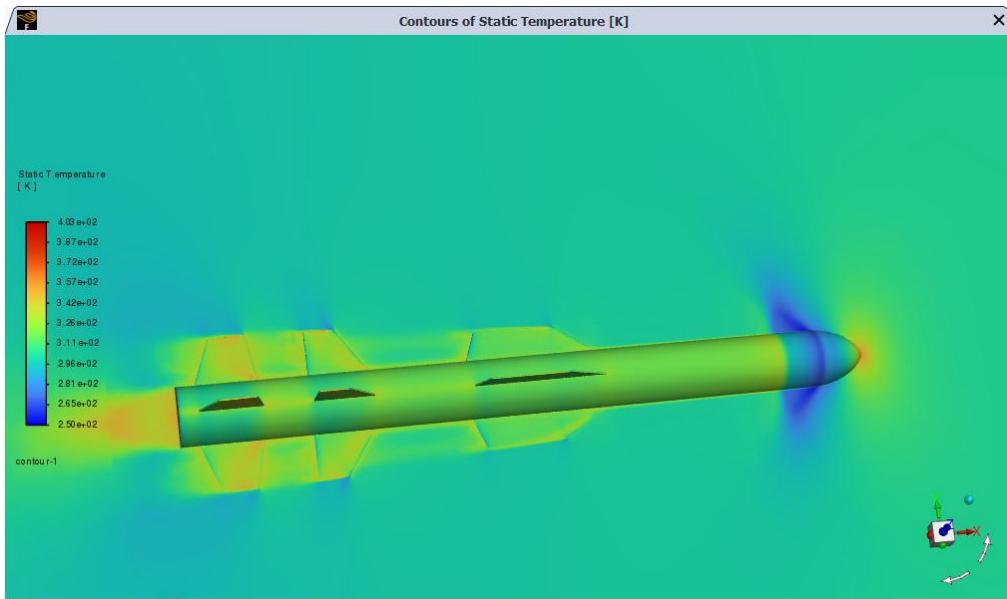
**0,8 MACH 30 DERECE**

## FARKLI MACH VE DERECELERDE STATİK SICAKLIK DEĞERLERİ



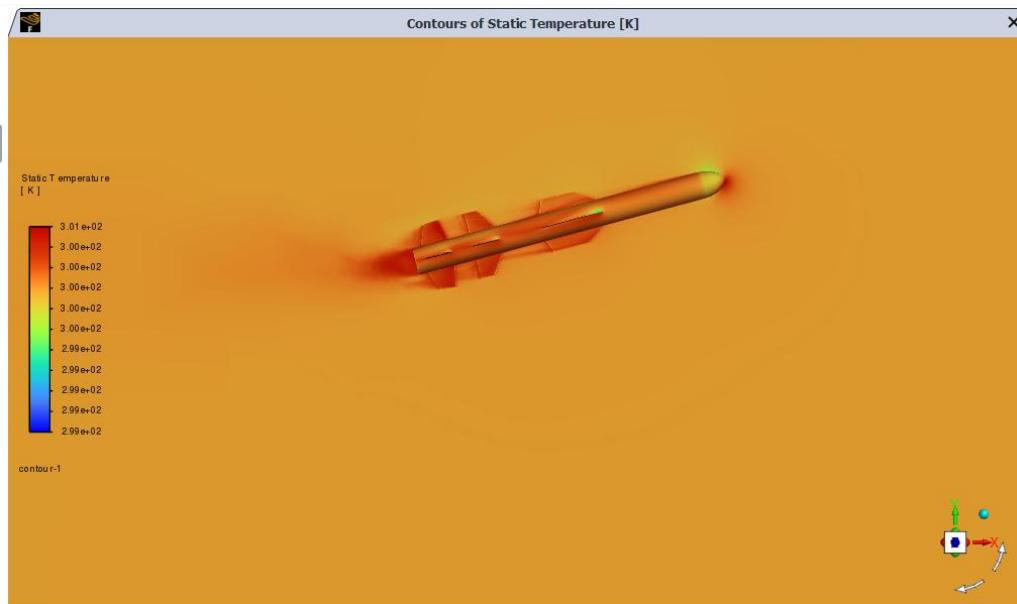
**0,5 MACH 0 DERECE**

Bu düşük hız ve sıfır saldırısı açısı konfigürasyonunda, füze çevresindeki hava akışı oldukça düzenlidir. Görselde sıcaklık farkları minimum düzeydedir. Burun bölgesinde hafif bir sıcaklık artışı görülmekte olup bu, burun ucunda oluşan sınırlı sıkışmadan kaynaklanmaktadır. Füze yüzeyine yapışık akan tabaka (boundary layer) içinde sıcaklık değişimleri çok azdır. Bu durum, aerodinamik ısınmanın ihmali edilebilir seviyede olduğunu gösterir.



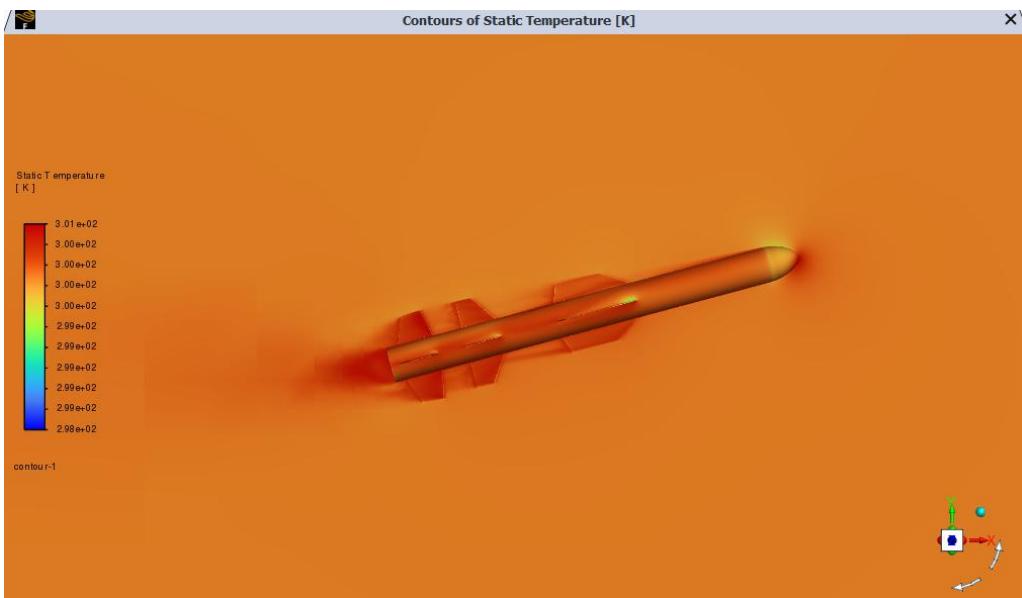
## 1 MACH 0 DERECE

Ses hızı civarında uçuşa sıkıştırma etkileri sıcaklık üzerinde daha belirgin hale gelir. Füzenin burun kısmında lokal sıcaklık artışı gözlemlenmektedir. Bu artış, şok dalgası nedeniyle havanın sıkışması ve ısınmasından kaynaklanır. Gövde boyunca sıcaklık dağılımı simetriktir ve yüzey boyunca kademeli olarak değişir. Ancak yine de genel sıcaklık artışı, yüksek hızlara göre sınırlıdır.



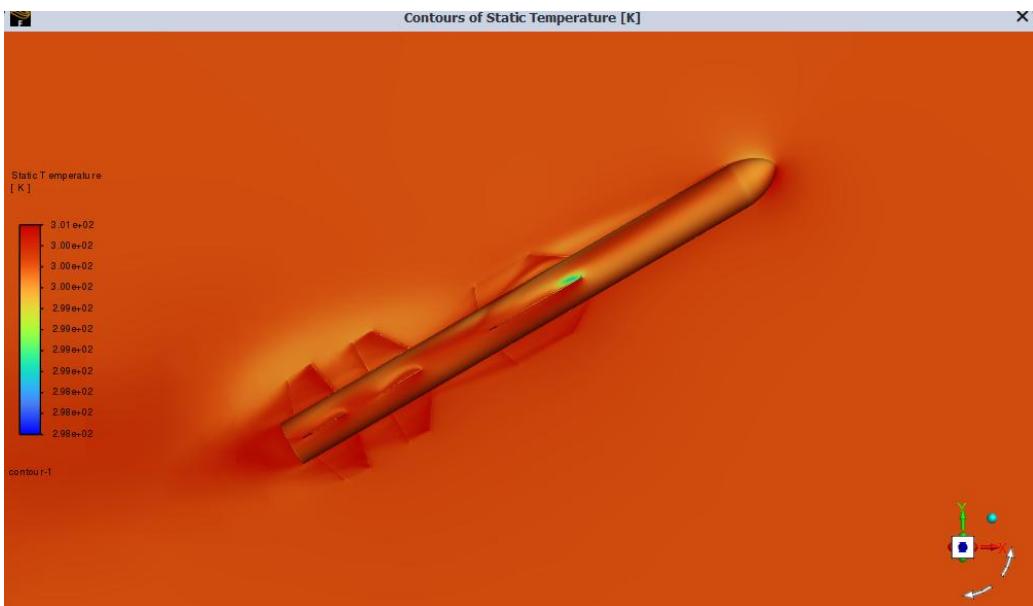
## 0,8 MACH 15 DERECE

Orta düzey hız ve saldırısı açısından füzenin üst ve alt yüzeylerinde sıcaklık farkları ortaya çıkmaktadır. Alt yüzeyde sıkışan hava nedeniyle daha yüksek sıcaklıklar görülürken, üst yüzeyde ise hava hızlandırıldığı için nispeten daha düşük sıcaklıklar oluşmaktadır. Saldırı açısının etkisiyle burun bölgesinde sıcaklık artışı daha asimetrik bir şekilde yayılmıştır. Bu durum, hem aerodinamik yük hem de termal stres açısından önemlidir.



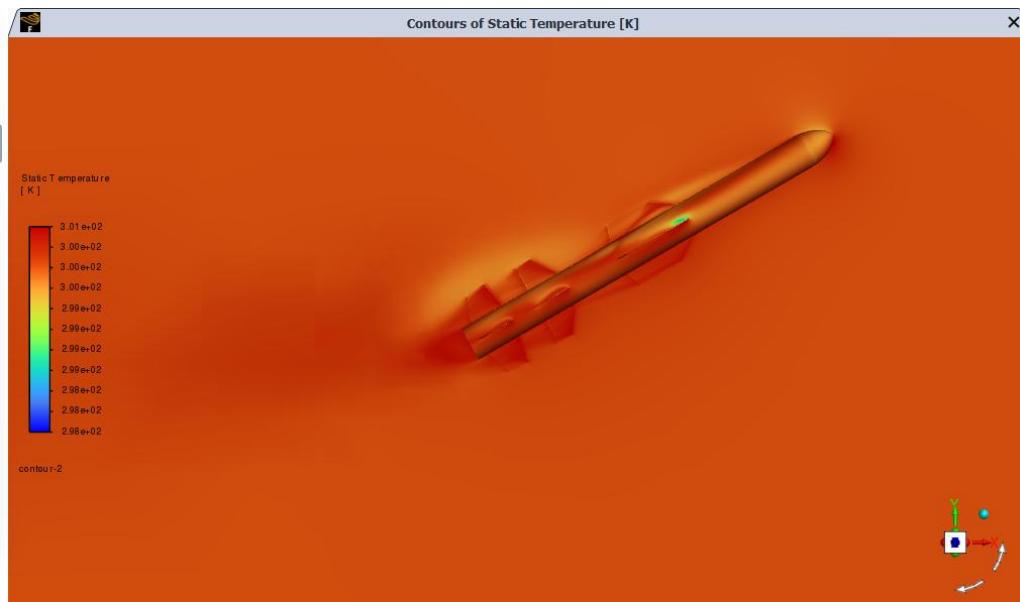
## 2 MACH 15 DERECE

Yüksek hız ve orta seviyede saldırısı açısıyla, burun bölgesinde oldukça belirgin bir sıcaklık artışı gözlemlenmektedir. Şok dalgaları, hem burun hem de kanatçık bölgelerinde hava sıcaklığını ciddi şekilde artırmıştır. Füzenin alt yüzeyi, üst yüzeye göre daha yüksek sıcaklıklara sahiptir. Bu konfigürasyon, özellikle burun malzemelerinin yüksek sıcaklıklara dayanıklı olması gerektiğini gösterir.



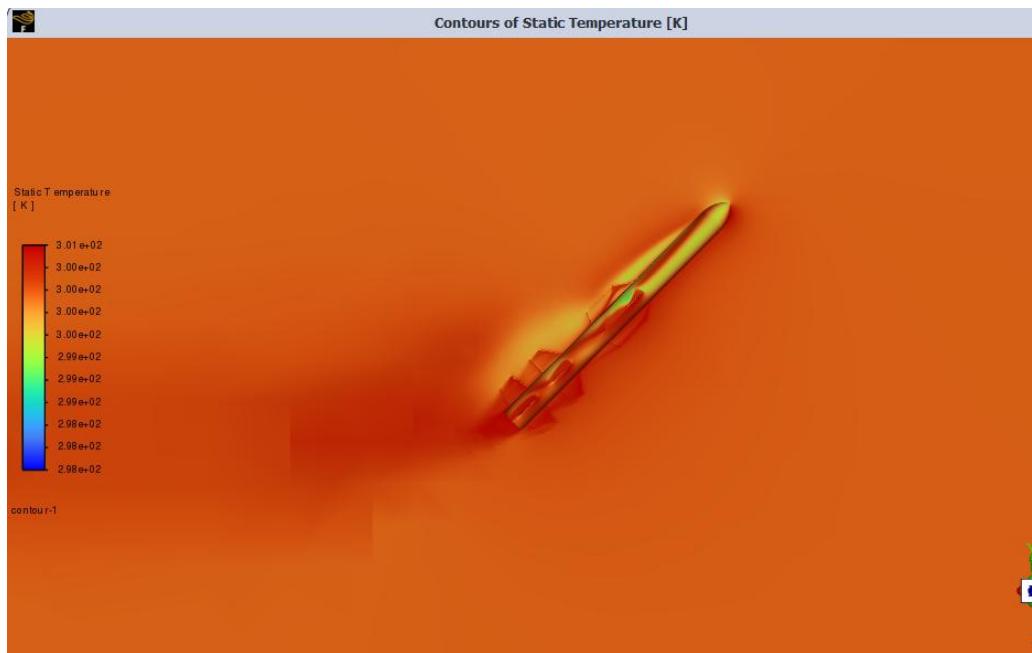
## 0,1 MACH 30 DERECE

Bu durumda hız çok düşük olduğu için sıkıştırılabilirlik ve şok etkisi neredeyse yoktur. Ancak  $30^\circ$  gibi yüksek bir AoA nedeniyle akışta ayrılmalar meydana gelmiş olabilir. Bu akış ayrılmaları, yüzeye yakın bölgelerde sıcaklık farklarına neden olabilir. Ancak genel olarak sıcaklık dağılımı oldukça homojendir. Bu durum aerodinamik ısınma açısından güvenli bir rejimdir.



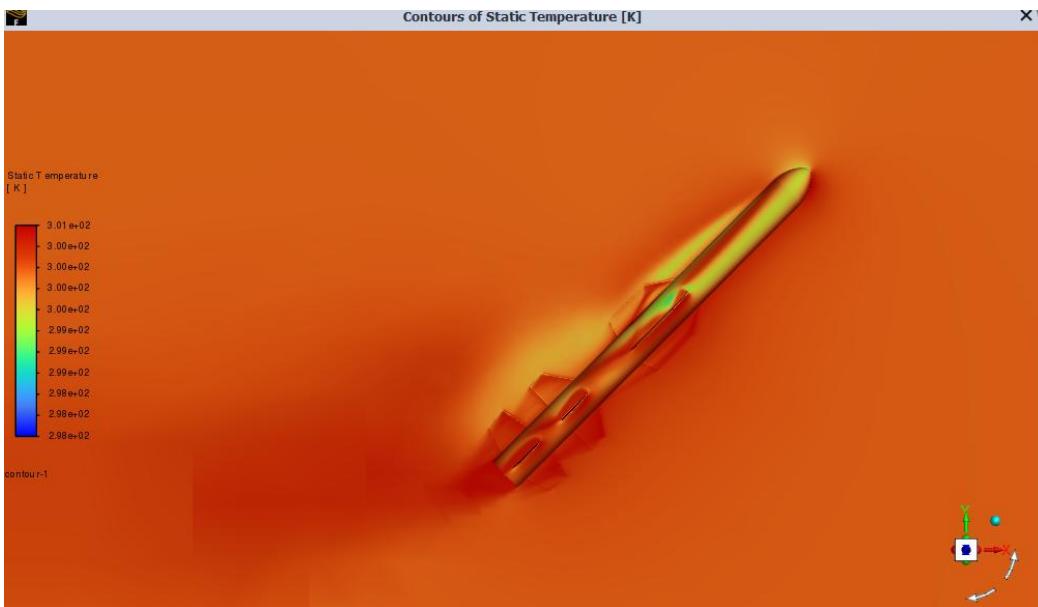
## 2 MACH 30 DERECE

Bu senaryo hem çok yüksek hız hem de yüksek saldırısı açısını içermektedir. Görselde burun bölgesinde güçlü şok nedeniyle çok yüksek sıcaklık olduğu görülmektedir. Ayrıca gövde boyunca özellikle alt yüzeyde ciddi sıcaklık artışı vardır. Üst yüzeyde akış ayrılması nedeniyle daha düşük sıcaklık bölgeleri yer alabilir. Bu tür koşullar, ısiya dayanıklı kaplamalar (ablative materials) gerektirir.



## 1 MACH 45 DERECE

Bu yüksek saldırısı açısında akışın büyük kısmı ayrılmış olabilir. Görselde burun ve ön kanatçık bölgelerinde sıcaklık artışı dikkat çeker. Ancak ayrılan akış nedeniyle yüzeyin bazı bölgelerinde sıcaklık düşüşü de görülmektedir. Bu, dengesiz termal yüklemelere yol açabilir. Şok ve ayrılma etkileşimi nedeniyle sıcaklık konturları karmaşık bir yapı sergiler.



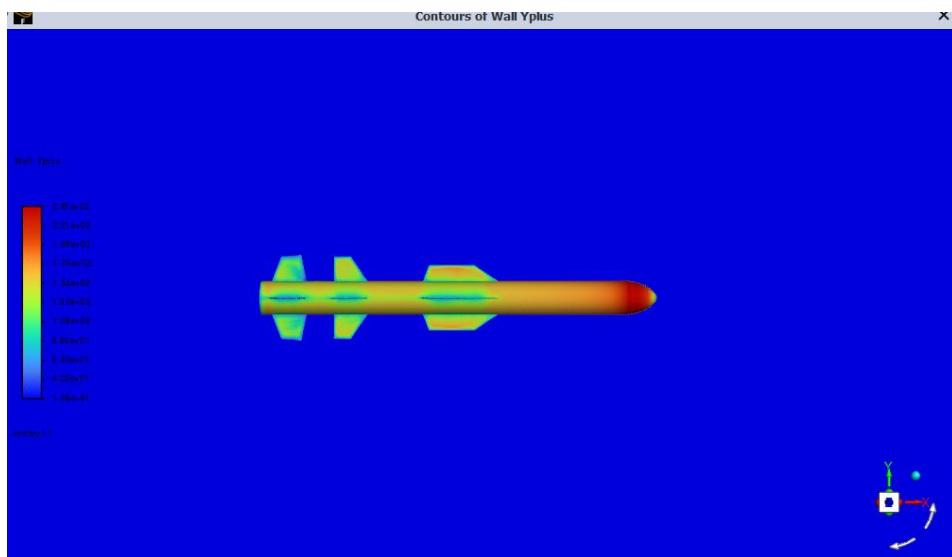
## 2 MACH 45 DERECE

En zorlu senaryo olan bu durumda, statik sıcaklık dağılımı oldukça ekstremdir. Burun ve kanatçıklar etrafında yoğun şok etkisiyle yüksek sıcaklık bölgeleri oluşmuştur. Aynı zamanda arka bölgelerde de iz bölgesi içinde sıcaklık değişimleri vardır. Füzenin farklı yüzeylerinde ciddi sıcaklık farkları bulunması, hem yapısal hem de termal dayanım açısından tasarım kriterlerini zorlayan bir durumdur.

**Soru 17) Analiz sonuçlarının Sınır tabaka özelliklerinin belirlenmesi** (sınır tabaka kalınlığı, momentum kalınlığı, yer değiştirme kalınlığı ve şekil faktörünü Mach sayısına bağlı olarak) sıfır derece hücüm açısından inceleyiniz. Bu analiz aerofil üzerinde yoksa rocket silindirik gövdesi üzerinde oluşan sınır tabaka üzerinde, kara taşıtlarının da yanal yüzeyde veya tavan kısmında alınan bir bölge için yapılabılır. Farklı görselleri alarak Şekil numarası vererek koyunuz. Konulan görselli akış fiziği ve önemli noktaları değişimleri yorumlayın, literatürde benzer şekil var ise kritik noktaları karşılaştırarak yorumlamasını yapınız.

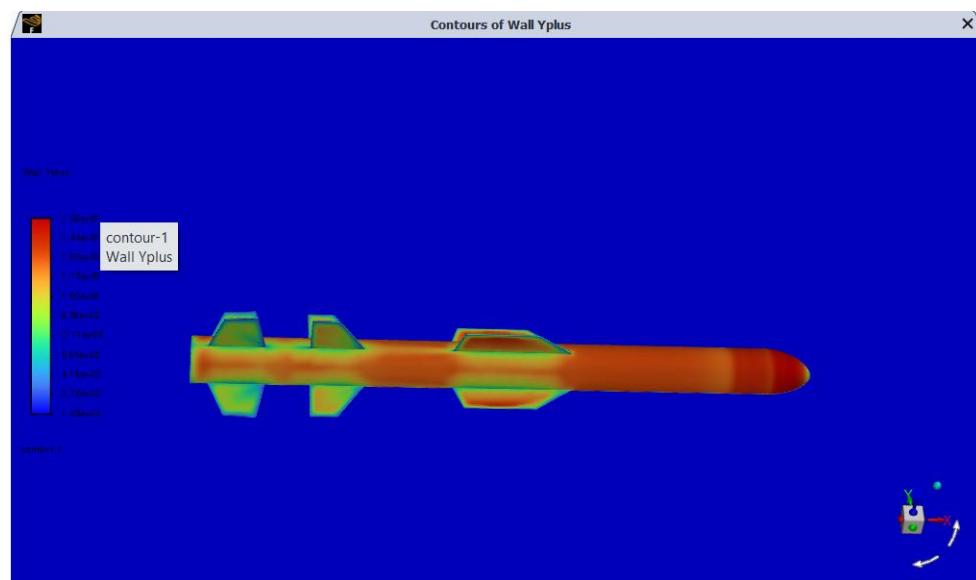
**Cevap)**

## FARKLI MACH VERECELERDE WALL Y PLUS DEĞERLERİ



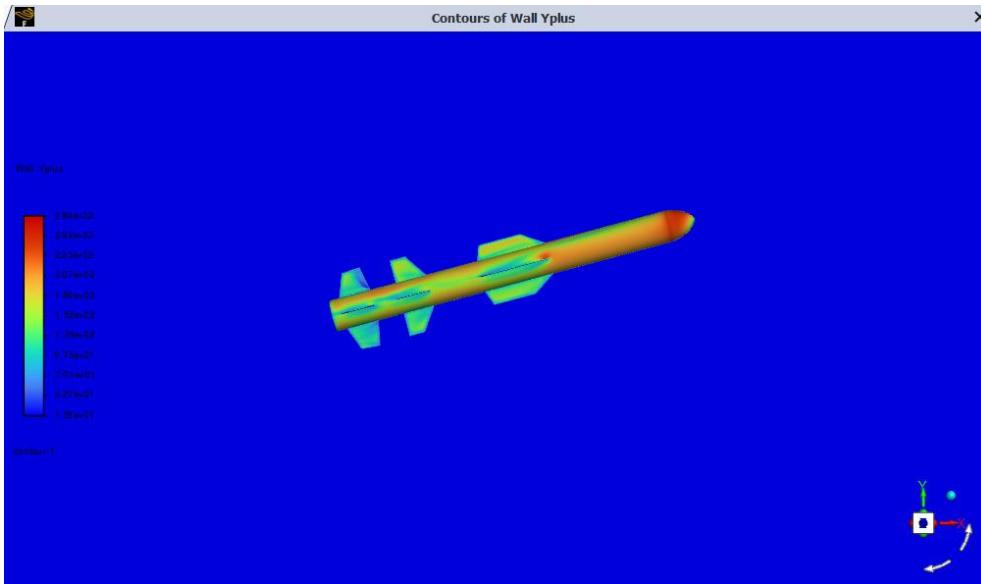
### 0,5 MACH 0 DERECE

Bu düşük hız ve sıfır saldırısı altında füze yüzeyinde  $y+$  değerleri oldukça düşük seviyededir. Özellikle gövde boyunca mavi-yeşil tonlar, laminer sınır tabaka ve düşük sürtünmeli akışa işaret eder. Bu durum, çözüm ağının (mesh) yeterince ince olduğunu ve duvar yakınındaki akışın doğru temsil edildiğini gösterir. Wall  $y+$  genellikle 30'un altında gözükmektedir, bu da **low-Re turbulence model** (yakın duvar çözümlemeli modeller) için uygundur.



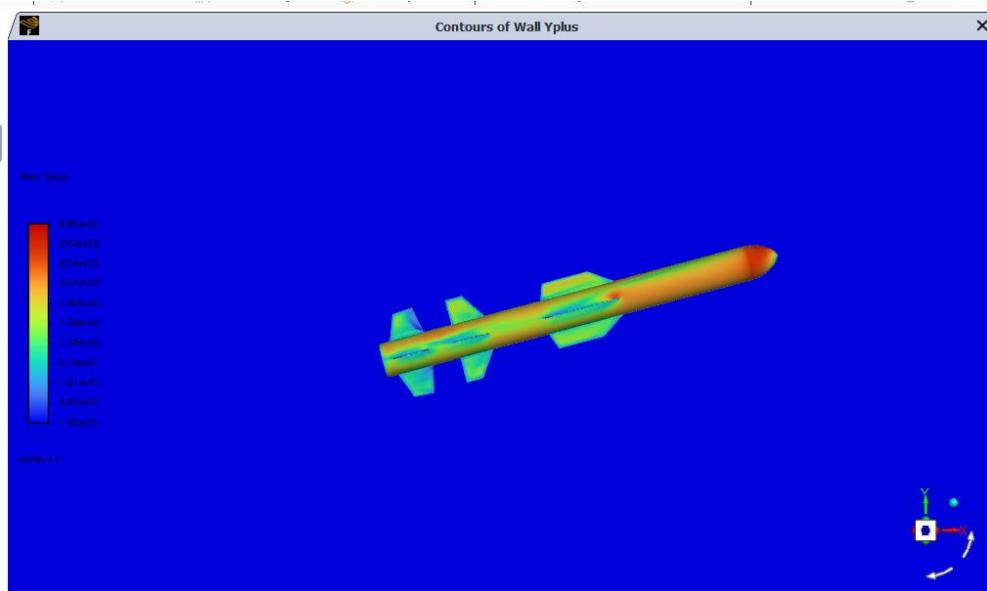
### 1 MACH 0 DERECE

Ses hızı civarında wall  $y+$  değerlerinde hafif artışlar gözlemlenir. Özellikle füze burun kısmında ve arka kanatçıkların birleşim bölgelerinde kırmızımsı geçişler, daha yüksek sürtünme bölgelerine işaret eder. Ancak genel olarak mesh kalitesi iyi ve duvar çözümleme yeterlidir.



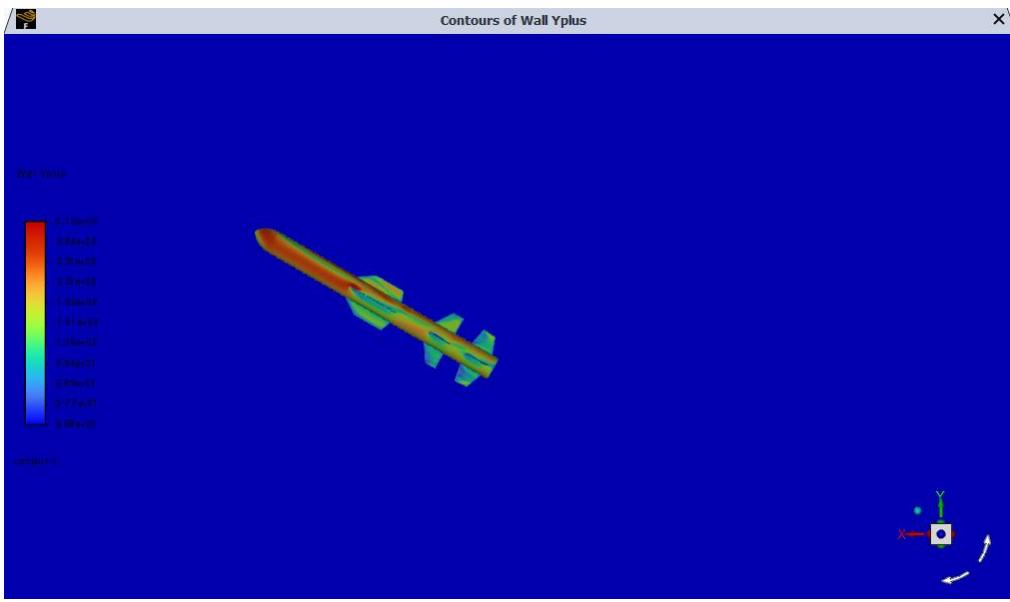
## 0,5 MACH 15 DERECE

Saldırı açısı arttıkça akışın gövdeye temas şekli değişir.  $y+$  değerleri burun ve alt yüzeyde biraz daha yükselmiş durumda. Üst yüzeyde ise akış daha yumuşak ilerlediği için  $y+$  değerleri düşük kalmış. Yine de akış çözünürlüğü ve sınır tabaka modellemesi açısından başarılı bir çözüm elde edilmiş.



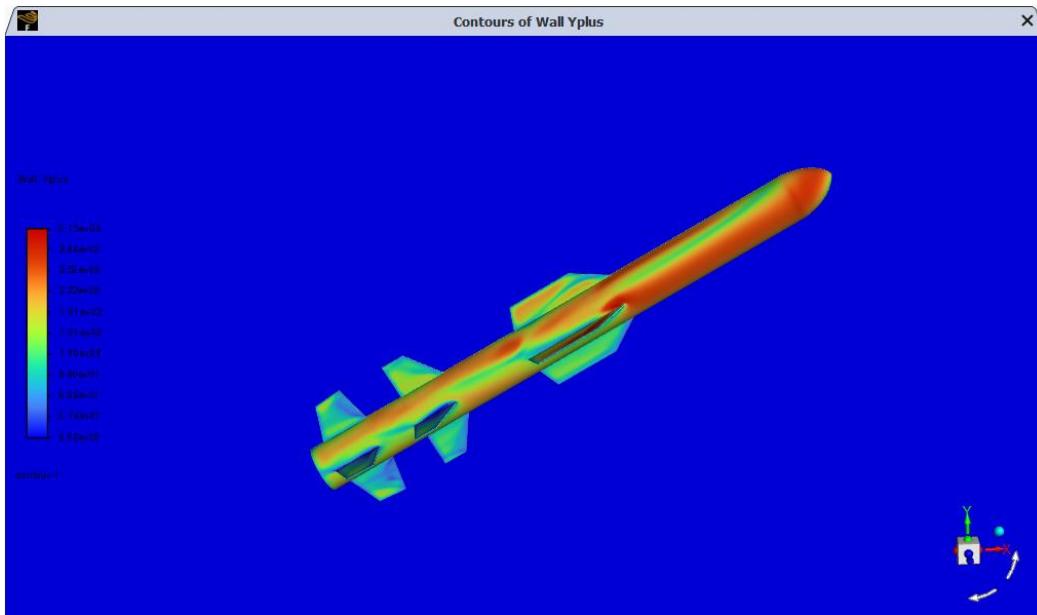
## 2 MACH 15 DERECE

Yüksek hızla birlikte duvar kesitinde sürtünme ve dolayısıyla  $y+$  değeri ciddi şekilde artmıştır. Burun kısmında ve kanatlıkların köşelerinde belirgin kırmızı bölgeler var; bu da yoğun sınır tabaka etkisi anlamına gelir. Bu durumda **wall  $y+ > 300$**  seviyelerine çıkabilir, bu da **wall function** kullanılan modeller için uygun olur. Ancak low-Re modellerde çözüm ağı daha da inceltilmelidir.



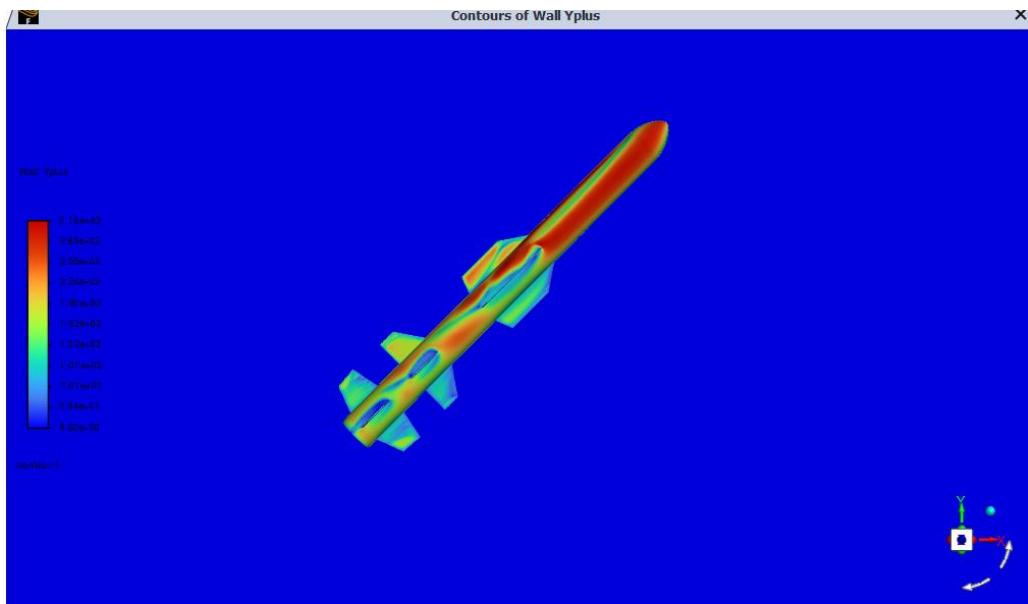
## 0,8 MACH 30 DERECE

Orta hız ve yüksek saldırı açısında, füzenin alt kısmına çarpan akış daha yüksek duvar kesme gerilmelerine yol açmış. Bu nedenle alt yüzeyde  $y+$  değerleri artarken, üst yüzeyde düşer. Asimetrik renk dağılımı bunu net şekilde yansımaktadır. Bu durum, yüzeye temas eden akış hızındaki değişimi güzel gösteriyor.



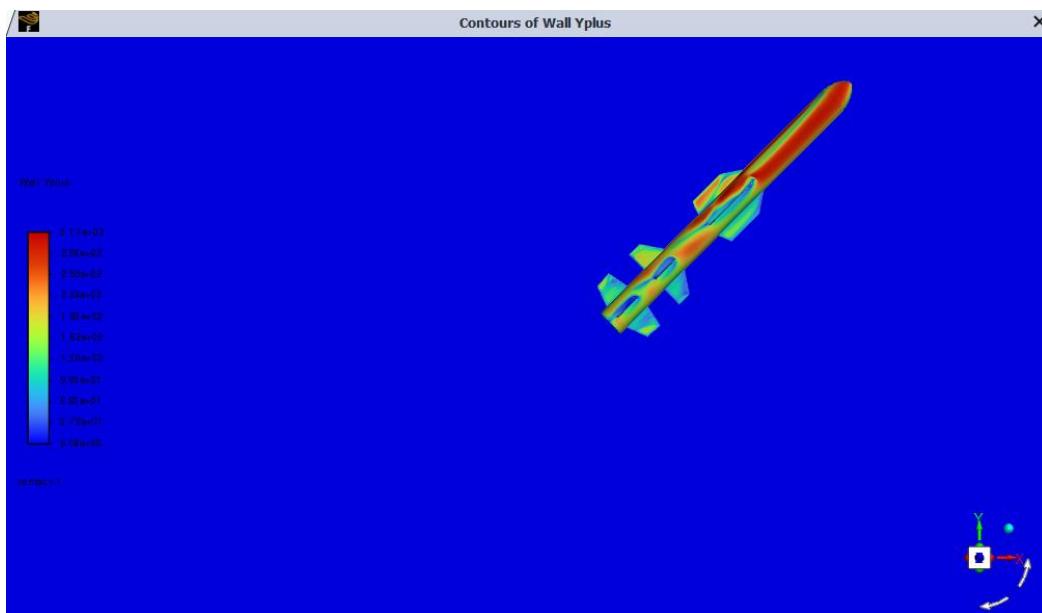
## 1 MACH 30 DERECE

Şok etkilerinin devreye girmeye başladığı bu konfigürasyonda burun kısmında  $y+$  değerleri ciddi şekilde artmaktadır. Gövde boyunca renkler oldukça dengeli yayılmış, ancak bazı bölgelerde kırmızımsı tonlar  $y+$ 'ın  $>100$  olduğunu gösterebilir. Bu nedenle burada da wall function yaklaşımı tercih edilebilir.



## 0,1 MACH 45 DERECE

Çok düşük hızda yüksek saldırı açısı nedeniyle akış büyük ölçüde ayrılmış olabilir. Bu ayrılmalar, duvar yakınındaki akışın azalmasına ve  $y^+$  değerlerinin düşmesine neden olur. Görüldüğü gibi mavi tonlar hâkim, bu da oldukça düşük duvar gerilmesi anlamına gelir.  $y^+$  değerleri çok düşük olduğundan dolayı low-Re modeller için çok uygundur.



## 0,8 MACH 45 DERECE

Yüksek saldırı açısında alt yüzeyde yoğun çarpma ve yüksek sürtünme etkisi gözlenmektedir. Alt yüzeyde kırmızı tonlara yaklaşan bölgeler varken üst yüzeyde hala mavi-yeşil tonlar hâkimdir. Yüzey boyunca akış ayrılmazı ve yeniden yapışma bölgeleri  $y^+$  profilini etkileyerek dalgılı bir dağılıma neden olur.

**Soru 18) Analiz sonuçlarının Anlık girdap kopma frekansları** akış alanında seçilecek uygun noktalarda zamanla değişen akış parametreleri ( anlık u, anlık v, anlık w hız bileşenleri, basınç değişimleri, anlık girdap değişimlerinden faydalılarak hesaplanacaktır. (vortex shedding frequency) ve yorumlanacaktır. Boyutsuz Strouhal sayısı  $St=f(\text{dominant vortex shedding frequency})$ \*Karakteristik Uzunluk /Akış Uniform Hızı **Belirlenerek ferekans** sonuçlara göre en az bir **aktif yada pasif kontrol** mekanizması önerilecektir, girdap kopma frekansı üzerindeki etkisi arşatılacaktır. Vortex generator, winglet, suction, blowing, slot, slat, flexible wing, gurney flap, morphing uygulamalar, yüzey pürüzlükleri, flap vb. olabilir. Daha fazlası için araştırma yapılabilir.

### Cevap)

Strouhal sayısı, akışkanlar mekanığında, özellikle akışkanın bir cisim etrafında oluşturduğu girdapların frekansıyla ilişkilidir. Vortex shedding, bir akışkanın cisme (örneğin, bir füze veya kanat) çarpması sonucu oluşturduğu dönemselliği olan girdapların arka arkaya kopması olayını tanımlar. Bu olay, genellikle sabit hızla hareket eden bir nesnenin çevresinde gözlemlenir ve bu frekans, nesnenin boyutlarıyla (karakteristik uzunluk) ve akış hızlarıyla ilişkilidir. Strouhal sayısı ( $St$ ), bu girdap kopma frekansını hesaplamak için kullanılır ve şu şekilde tanımlanır:

$$St = \frac{f \cdot L}{U}$$

Burada:

f: Girdap kopma frekansı (vortex shedding frequency)

L: Cismi tanımlayan karakteristik uzunluk (örneğin füzenin çapı, kanat uzunluğu veya herhangi bir geometrik boyut)

U: Akışın uniform hızı (serbest akış hızı veya akışın nesne etrafında dolaşma hızı)

Bu formülde görüldüğü gibi, Strouhal sayısı, girdap kopma frekansının, cisim boyutunun ve akış hızının fonksiyonudur. Akışın dinamikleri ve frekanslar üzerine yapılan bu tür hesaplamalar, cisme etki eden kuvvetlerin doğru bir şekilde anlaşılması ve tasarımın optimize edilmesi için kritik öneme sahiptir.

### Vortex Shedding Frekansı ve Akış Parametreleri

CFD analizi sırasında, farklı hız bileşenleri (anlık u, v, w) ve basınç değişimleri ile vortex shedding frekansını belirlemek mümkündür. Bu noktada, anlık hız bileşenleri (u, v, w) ve

basınç değişimleri, akışın her anındaki durumunu anlamamızı sağlar. Özellikle hız bileşenlerinin zamanla değişen davranışları, girdapların ne zaman ve nasıl koptuğunu belirlemede yardımcı olur.

Anlık Hız Bileşenleri ( $u$ ,  $v$ ,  $w$ ): Akışın her anındaki hız bileşenleri, akışın yönü ve hızındaki değişiklikleri gösterir. Bu, özellikle girdap kopma frekansı ve akışın türbülans yapısı üzerinde doğrudan etkili olabilir.

Basınç Değişimleri: Girdap kopma frekansı, akışkanın cismin etrafında oluşturduğu basınç farklarından da etkilenebilir. Bu basınç farkları, belirli bir frekansta tekrarlanan bir baskın dalgası yaratır.

Bunların hepsi, CFD modellemesinde zamanla değişen akış parametrelerini kullanarak girdap kopma frekansının hesaplanması olanak sağlar. Örneğin, bir füze üzerinden yapılan CFD analizinde, füzenin etrafındaki akışkanın davranışını gözlemleyerek, girdap kopma frekansının bu parametrelerle nasıl ilişkili olduğunu çıkarabiliriz.

#### Aktif ve Pasif Kontrol Mekanizmaları

CFD analizi, sadece mevcut akış durumunu anlamakla kalmaz, aynı zamanda bu akışı kontrol etmek için tasarım değişikliklerini test etme olanağı sağlar. Akışın kontrol edilmesi, vortex shedding frekansını yönetmek ve bu frekansın olumsuz etkilerini azaltmak için oldukça önemlidir. Akışın düzenlenmesi, taşıma kapasitesinin artırılmasında veya aerodinamik verimliliğin yükseltilmesinde faydalı olabilir.

Pasif Kontrol Mekanizmaları: Pasif yöntemler, akışa müdahale etmeyen, genellikle sabit bir tasarım değişikliği ile akışın yönlendirilmesi veya düzenlenmesi amacıyla güder. Bunlar arasında:

Vortex Generators: Küçük yapılar olup akışkanın yönünü değiştirmek için kullanılırlar. Vortex generator'lar, akışa küçük girdaplar ekleyerek ana girdapların boyutunu küçültür ve böylece vortex shedding frekansını kontrol ederler.

Winglet: Kanat uçlarına yerleştirilen wingletler, uç akışlarını stabilize eder ve kanat uçlarındaki vortexların oluşturduğu düşük verimliliği azaltır. Bu da vortex shedding frekansını doğrudan etkileyebilir.

Gurney Flap: Kanat uçlarına eklenen küçük flaperonlar, akışın stabilizasyonunu sağlar ve vortex shedding frekansını azaltabilir. Bu, özellikle aerodinamik verimliliği artırabilir.

Yüzey Pürüzlülüğü: Yüzey pürüzlülükleri, akışın laminerden türbülansa geçişini kontrol edebilir. Bu, girdapların daha düzenli bir şekilde kopmasını ve akışın daha stabil olmasını sağlayabilir.

Aktif Kontrol Mekanizmaları: Aktif kontrol mekanizmaları, akış üzerinde gerçek zamanlı olarak etki gösteren sistemlerdir. Bu tür sistemler, dışarıdan bir güç kaynağıyla aktif olarak akışa müdahale eder. Bunlar arasında:

**Suction ve Blowing (Emme ve Üfleme):** Akışa müdahale etmek için hava üfleme veya emme kullanmak, özellikle uç akışlarını stabilize edebilir. Üfleme, akışın hızını artırarak vortex shedding frekansını değiştirebilirken, emme, akışın sabit kalmasını sağlayabilir.

**Flexible Wing veya Morphing:** Kanadın şekli değiştirilerek, uçuş koşullarına uyum sağlanabilir. Bu, vortex shedding frekansını dinamik olarak değiştirecek, daha verimli bir aerodinamik yapı oluşturabilir.

### Vortex Shedding Frekansının Kontrolü ve Etkileri

Vortex shedding frekansını kontrol etmenin, özellikle füze gibi yüksek hızla hareket eden nesnelerde önemli avantajları vardır. Bu frekansın kontrol edilmesi, füzenin aerodinamik verimliliğini artırabilir, sürükleme kuvvetini azaltabilir ve stabiliteyi iyileştirebilir. Ayrıca, bazı durumlarda bu frekansın kontrol edilmesi, nesnenin yapı dayanıklılığı üzerinde de olumlu etkiler yaratabilir. Örneğin, Vortex Generator kullanılarak vortex shedding frekansı üzerine etkiler gözlemlenebilir. Bu tür bir tasarım, akışın daha stabil hale gelmesini sağlayabilir ve böylece füzenin aerodinamik yapısına zarar vermeden hareket etmesini mümkün kılabilir. Ayrıca, winglet ve Gurney flap gibi pasif sistemler de vortex shedding frekansını dengeleyebilir, sürüklemeyi azaltabilir ve uçuş stabilitesini artırabilir.

### Sonuçlar

CFD analizinizi tamamladıktan sonra, vortex shedding frekansını kontrol etmek için en uygun mekanizmanın belirlenmesi gereklidir. Akış parametrelerinin zamanla değişimini gözlemleyerek, Strouhal sayısı ve vortex shedding frekansının hesaplanması önemlidir. Bu hesaplama, hangi kontrol yönteminin daha etkili olacağı konusunda rehberlik edecektir.

Sonuçlara göre, aktif ya da pasif bir kontrol mekanizması seçilebilir ve bu mekanizmanın vortex shedding frekansı üzerindeki etkileri detaylı olarak araştırılabilir. Örneğin, vortex generator veya winglet kullanımıyla bu frekansın nasıl optimize edileceği üzerine derinlemesine analizler yapılabilir.

### **SORU19)** Analiz sonuçlarının 3D animasyon sonuçlarını

<https://youtu.be/cIAqgNtySow?feature=shared> benzer şekilde hazırlayıp video olarak NEÜ UZEM'e yüklemelisiniz. 3D simülasyon ekleyemenler farklı 2d analizlerini zamana bağlı olarak yaparak da yükleyebilir. Örnekler; <https://youtu.be/5AzxwQpng0M?feature=shared>

<https://youtu.be/QvpNUdX8LNY?feature=shared>, <https://youtu.be/aR-hehP1pTk?feature=shared>, <https://youtu.be/Gdn1WYAisfc?feature=shared>,  
<https://youtu.be/lSrk2pnlx2I?feature=shared>,  
<https://youtu.be/qwu5Vz6zjnM?feature=shared>,  
<https://youtu.be/k2yiMn799tU?feature=shared>,  
<https://www.youtube.com/watch?v=ptNnbB7R3SE>,  
<https://www.youtube.com/watch?v=6ELULVjPP8U>,  
<https://youtu.be/sGxYEeke42w?feature=shared>,  
<https://youtu.be/V3OhEC6zQsQ?feature=shared>,  
<https://youtu.be/XntO27S5Urc?feature=shared>  
<https://youtu.be/grKwuQMo4V0?feature=shared>  
[https://www.youtube.com/results?search\\_query=aerodynamics+cfds+rocket](https://www.youtube.com/results?search_query=aerodynamics+cfds+rocket)  
<https://youtu.be/GKMBoGwLG1g?feature=shared>

**Cevap)** 3D simülasyon yapılmış ve ek olarak eklenmiştir.