

Diverterless Supersonic Inlet Geometry"nin Tasarımı ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD)

Muhammed Mustafa
KARAKAŞ
Samsun Üniversitesi/Samsun

Selim KÖÇ
Samsun Üniversitesi /Samsun

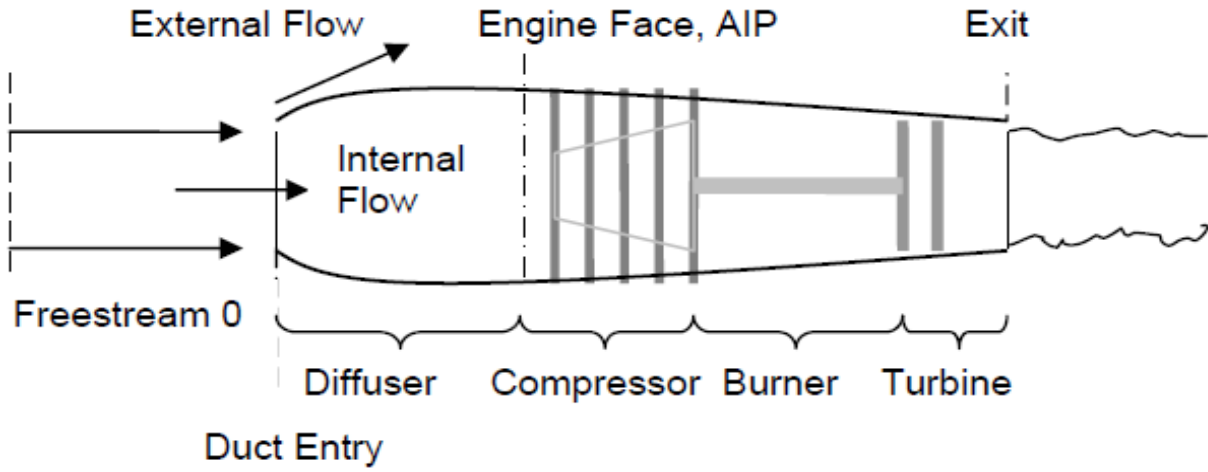
Erhan SOLAKOĞLU
Başkent Üniversitesi/ Ankara

ÖZET

Motor giriş tasarımı, modern jet uçaklarının performansı ve tasarımını etkileyen önemli faktörlerden biridir. Motor girişi, değişen uçuş koşulları altında motora optimum hava akışı sağlamaktan sorumludur. Sınır tabakası ayrılması ve basınç iyileştirme parametreleri, uçağın görevi için motor girişi tasarlarken hayati önem taşır. Motor girişinin rolü, bu parametreleri optimum seviyede tutarak ideal olarak itiş üretmek için motora hava akışını sağlamaktır. Bu çalışmada, parabolik nokta bulutlarını üç boyutlu geometriye dönüştürerek bir tümsek geometrisi oluşturduk. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yazılımı kullanarak tümsek geometrisinin parabolik noktalarını değiştirerek farklı tümsek geometrilerini inceledik. Bulgularımızı veri analizi bölümünde raporladık.

GİRİŞ

Uçaklarda itki kuvveti, motor tarafından girişten alınan hava akışı ile üretilir. Girişin amacı, motorun gerekli havayı minimum kayıpla çeşitli uçuş koşullarında sağlamaktır. Giriş tasarımı, uçağın performansını etkileyen önemli bir faktördür. Uçağın görevine uygun bir giriş tasarımı için, yüksek basınç kazancı ve akış bütünlüğünün korunması önemli parametrelerdir. Bu parametrelerin optimum seviyede tutulabilmesi için, gelen akıştaki sınır tabakanın hava akışından ayrılarak motor tarafından emilmesi gerekmektedir.



Şekil 1: Jet motorlarının çalışma prensibi

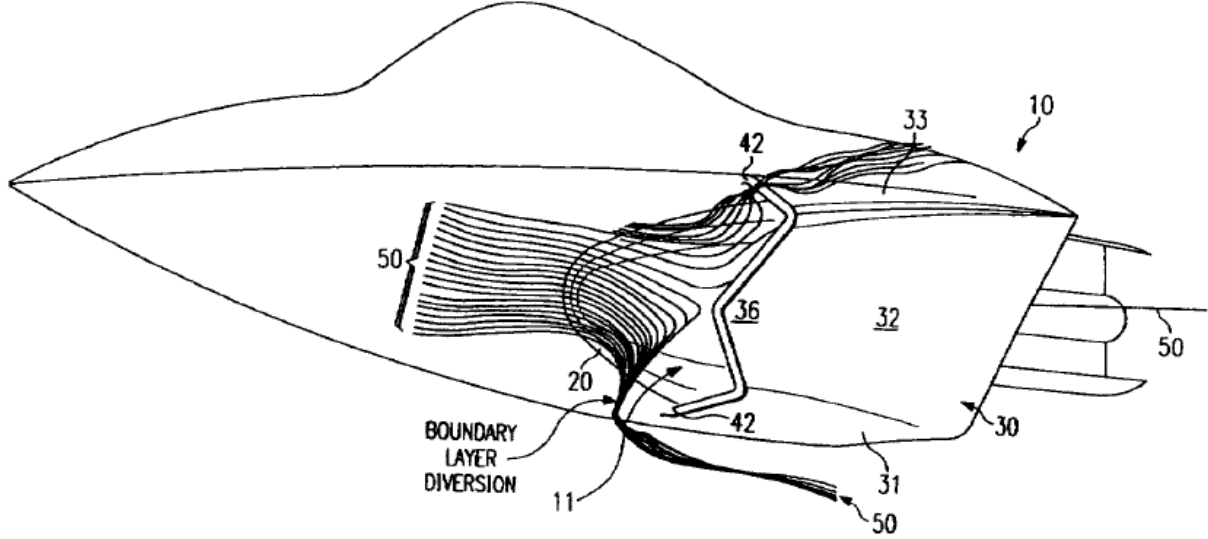
Girişe gelen ve giriş içerisinde oluşan sınır tabaka akışı, hava akışının kalitesini etkiler. Basınç kazanımı, akışın motora ulaştığı motor yüzeyindeki toplam basınç, girişe giren serbest akıştaki toplam basınca oranını ifade eder. Akış bozulması ise, motorun önündeki dairesel bir kesitte alınan toplam basınç dağılımıyla ilgilidir. Giriş içerisindeki sınır tabaka akışının bulunması, akış ayrılması, şok dalgası etkileşimleri ve benzeri durumlar, basınç kazanımını azaltır. Yüksek hızlı uçaklarda, giriş, hava akış hızını optimum motor performansı için uygun bir seviyeye indirir. Yolcu uçakları gibi motorların gövde dışına monte edildiği uçaklarda, motor yüzeyine giren hava akışı, gövde içine monte edilmiş motorlara kıyasla giriş içerisinde daha kısa bir yol izlediği için daha yüksek basınç kazanımı yaşar. Modern savaş uçaklarının görevi ve tasarımı, yüksek manevra kabiliyeti, süpersonik seyir yeteneği, düşük radar kesit alanı ve düşük termal iz gibi kriterler tarafından belirlenir. Bu nedenle, gövde içerisine yerleştirilmiş düşük bypass oranlı savaş uçağı motorları, hava akışı gereksinimlerini karşılamak için S-şekilli bir geometriye sahip bir kanal aracılığıyla girişe bağlanır. Bu tür uçaklarda, gelen hava akışı girişten girer ve motor yüzeyine ulaşmak için bir yol izler. Dolayısıyla, S-geometriye sahip giriş kanallı uçaklarda, yüksek basınç kazanımı ve düzgün bir hava akışı sağlamak önemlidir. Modern uçaklarda, hava akışında oluşan sınır tabakanın girişe girmesini önlemek veya minimize etmek için çeşitli yöntemler mevcuttur.



Şekil 2: Sınır Tabaka Ayrılma Sistemine Sahip F-22 Savaş Uçağı

Sınır tabaka ayırıcılarına sahip uçaklarda, giriş gövdeden belirli bir mesafede konumlandırılır. Bu sistemin amacı, gövdenin ürettiği sınır tabaka akışının girişe girmesini önlemek ve bunun yerine sınır tabakasız serbest akışı motora iletmektir. Bu sistemin avantajları olmasına rağmen, dezavantajları da vardır. Girişin kütlesinin artması, ek sürükleme kuvvetine neden olması ve yüksek bakım maliyetleri olumsuz faktörlerdir. Diğer yaygın olarak kullanılan bir çözüm ise Sınır Tabaka Boşaltma sistemidir. Girişin iç yüzeyinde tasarlanmış küçük deliklerden, giriş içerisindeki sınır tabakadan uzaklaştırılan hava akışı yönlendirilir. Bu sistem sabit veya hareketli olabilir, bu da ekstra bir tasarım zorluğu ekler. Bu sistemin bir uçağı uygulanması, ek ağırlık ve maliyet getirir. Gelen hava akışındaki sınır tabakanın girişe girmesini önlemek için geliştirilen önemli bir yöntem ise, gelen akışı sıkıştıran bir yüzey geometrisinin, literatürde ve patentlerde "bump" olarak bilinen, kullanılmasıdır.

Bu geometriyi kullanan sistem, Divertless Supersonic Inlet (DSI) olarak adlandırılır. Bu sistem, 1990'larda Lockheed Martin tarafından geliştirilmiş olup, sistemin ilk testleri F-16 savaş uçağı üzerinde gerçekleştirilmiştir. DSI sisteminin bump geometrisi, gelen akıştaki sınır tabakayı girişin girişinden uzaklaştırarak akış ayrılmasını azaltır ve düzgün bir akış sağlar. DSI'deki hareketli bir sistemin aksine, gövde girişine monte edilen sabit bir bump geometrisini içeren bu sistem, basit ve maliyet etkin bir yapıdadır. Ayrıca bump geometrisi, radar kesit alanını azaltmada önemli bir faktör olmuştur.



Şekil 3: Diverterless Süpersonik Giriş (DSI)

METOD

Literatür araştırması sonucunda parabolik eğrilerin denklemleri elde edildi ve bu denklemler MATLAB kullanılarak üç boyutlu grafikler olarak görselleştirildi. Oluşturulan üç boyutlu grafik, bir nokta bulutuna dönüştürüldü. Bu nokta bulutu, parametrik eğriler şeklinde üç boyutlu bir tümsek geometrisine dönüştürüldü. Elde edilen tümsek geometrisi, farklı koşullar altında hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı kullanılarak analiz edildi.

Analizimiz Ansys Workbench 2023 kullanılarak gerçekleştirildi. Programı açtığımızda ana ekranla karşılaşırız ve analizimiz akışkan akışını içerdiği için, Akışkan Akışı (Fluent) başlığını seçeriz. Daha sonra Geometri, Mesh, Kurulum, Çözüm ve Sonuçlar gibi alt başlıklarla karşılaşırız, aşağıdaki resimde görüldüğü gibi. Bu başlıklar aşağıdaki işlemlere hizmet eder:

- Geometri: Ansys'a başka bir programdan aktarılan çizimleri tanımlamak veya bu programda doğrudan tasarımlar oluşturmak için kullanılır. Ayrıca, akış alanı için gerekli dış akış bölgeleri başlangıçta burada oluşturulur.
- Mesh: Mesh oluşturmanın ana görevi, simülasyon alanını bölmek ve bu bölgelerdeki fiziksel özellikleri tanımlamaktır.
- Kurulum: Simülasyonun temel parametrelerini belirlemek ve analiz koşullarını tanımlamak için kullanılır.
- Çözüm: Bu aşama, tanımlanan sınır koşulları ve başlangıç değerleri kullanılarak diferansiyel denklemlerin sayısal çözümünü içerir. Simülasyon sonuçları bu aşamada elde edilir.
- Sonuçlar: Bu aşama, simülasyonların çözüm aşamasından elde edilen sonuçların görselleştirilmesini ve analiz edilmesini içerir.

Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri, akışkan hareketinin zaman ortalamalı denklemleridir. Bunlar, türbülanslı akışı modellemek için kullanılır.

Navier-Stokes Denklemleri (Süreklilik, Momentum ve Enerji Korunumu)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho\vec{V})}{\partial t} + \vec{V} \cdot (p\vec{V}x\vec{V}) = -\vec{V}p + \vec{V}\vec{\tau} + \rho\vec{f} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \vec{V} \cdot ((\rho e + p)\vec{V}) = \vec{V} \cdot (\vec{\tau}\vec{V}) + \rho\vec{f}\vec{v} + \rho Q_v - \vec{V}\phi c \quad (3)$$

RANS denklemleri, Navier Stokes sistemlerinin zaman üzerinden ortalaması alınarak elde edilir.

$$\bar{f} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} f dt \quad (4)$$

$$U = \bar{U} + U' \quad v = \bar{v} + v' \quad w = \bar{w} + w' \quad \rho = \bar{\rho} + \rho'$$

$$p = \bar{p} + p' \quad h = \bar{h} + h' \quad T = \bar{T} + T' \quad H = \bar{H} + H' \quad (5)$$

Sıkıştırılabilir akışlarda, denklemi çözmek için akışkanın kütle ağırlıklı ortalaması gereklidir. Kütle ortalamasına bağlı değişkenler aşağıdaki sırayla tanımlanır.

$$\tilde{f} = \frac{\bar{\rho}f}{\bar{\rho}} \quad (6)$$

$$\tilde{u} = \frac{\bar{\rho}v}{\bar{\rho}} \quad \tilde{v} = \frac{\bar{\rho}v}{\bar{\rho}} \quad \tilde{w} = \frac{\bar{\rho}w}{\bar{\rho}} \quad \tilde{h} = \frac{\bar{\rho}h}{\bar{\rho}} \quad \tilde{T} = \frac{\bar{\rho}T}{\bar{\rho}} \quad \tilde{H} = \frac{\bar{\rho}H}{\bar{\rho}} \quad (7)$$

Akışkan mekaniğindeki denklemlerin prensibi, 3 temel ilkeye dayanır. Bunlar kütle korunumu, momentum korunumu ve enerji korunumu.

Bump geometrisinin formüllerine dayanarak, MATLAB Simulink kullanılarak analitik bir yüzey modeli oluşturulmuştur. Bump geometrisi oluşturulurken aşağıdaki noktalar dikkate alınmalıdır:

- **Doğru Ölçek ve Oranlar:** o Bump geometrisinin, aracın genel boyutlarına uygun doğru ölçek ve oranlarda olması önemlidir. Bu, aerodinamik performansı ve estetik tasarımı korumaya yardımcı olur.
- **Giriş Geometrilerinin Uyumlu Olması:** o Giriş geometrileri arasında düzgün bir geçiş sağlamak için sınır harmanlama fonksiyonu kullanılır. Bu nedenle, bump geometrisi ile giriş geometrisi arasındaki uyum kritiktir. Giriş geometrileri, sınır harmanlama fonksiyonu için uygun nokta ve koşullarda birleştirilmelidir.
- **İki Boyutlu Eğrilerin Doğru Birleştirilmesi:** o Özellikle taslak fonksiyonu ile oluşturulan iki boyutlu eğrilerin doğru birleştirilmesi kritik öneme sahiptir. Bu, sınır harmanlama fonksiyonunun hatasız çalışmasını sağlar ve üç boyutlu yüzeyin istenilen şekli almasına yardımcı olur.
- **Aerodinamik ve Tasarım Hedefleri:** o Bump geometrisinin oluşturulması genellikle aerodinamik veya tasarım amaçlarına hizmet eder. Bu nedenle, belirli bir hava akışını yönlendirme veya aracın estetik görünümünü iyileştirme gibi belirli hedeflere odaklanılmalıdır.

Bu faktörlerin dikkate alınması, bump geometrisinin başarılı bir şekilde oluşturulması ve entegrasyonu için önemlidir. Bu aşamada, mühendislik ve tasarım perspektiflerinden detaylı bir analiz yapılması, istenilen sonuca daha etkili bir şekilde ulaşılmasına yardımcı olabilir.

Tablo 1: Bump Geometrisi Tipleri

	Original	Smaller	Softer	Blunter	Mod
Length	1	1	1	1	1.4
Width	1	1	1	1	0.65
Height	0.2	0.1	0.2	0.2	0.18

Bump geometrisi formüllerini kullanarak, 1 birim uzunluğa, 1 birim kalınlığa ve 0.2 birim yüksekliğe sahip orijinal tipteki bump geometrisi formunu, MATLAB yardımıyla koda dönüştürerek bir yüzey modeli yapısı oluşturuldu.

```
1. x1 = [0:0.05:1]*pi;
2. y1 = [-1:0.05:1]*pi;
3. [m1,n1] = size(x1);
4. [m2,n2] = size(y1);
5. K = 1.3;
6. c = 0.0;
7. delta = pi/28;
8. z1=0;
9. x=ones(n2,n1);
10. y=ones(n2,n1);
11. for i = 1:n1
12. for j = 1:n2
13. z1(j,i)= sqrt(((x1(i)^2*(tan(delta))^2+c)/(1/cos((atan(y1(j)/K))))^2)*sin(x1(i))*sin((y1(j)+pi)/2));
14. end
15. x(:,i)=x1(i)/pi;
16. y(:,i)=y1/pi*0.5;
17. end
18. figure(1)
19. surf(x(1,:),y(:,1),z1)
20. title('ORIGINAL BUMP')
21. xlabel('x (length)')
22. ylabel('y (width)')
23. zlabel('z (height)')
24. axis equal
```

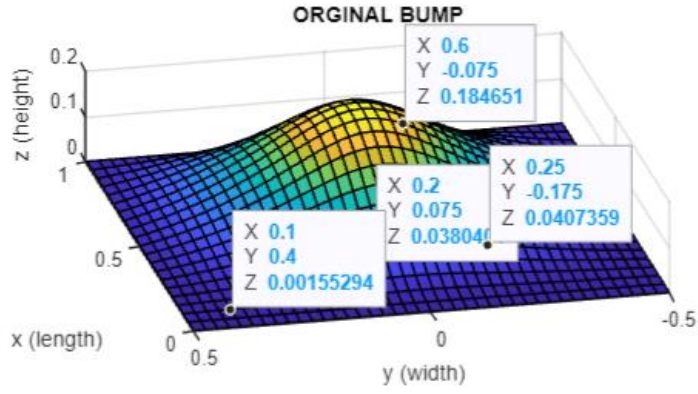
Yukarıdaki 1'den 18'e kadar olan kodlar, Matlab üzerinde oluşturulacak geometrik yapının analitik işlemlerini içerir. Analitik işlemler tamamlandıktan sonra homojen koordinat sistemine yerleştirilmiştir. 18'den 25'e kadar olan kodlar için bump geometrisinin üç boyutlu görüntüsü, matlab kullanılarak oluşturulmuştur.

```
25. dosyaAdi = 'untitled.txt';
26. dlmwrite(dosyaAdi, ver, 'delimiter', '\t');
```

.mlx Matlab dosyalama yapılıırken kullanılır. Araştırma çalışmasında kullanılacak analiz programları, **step**, **iges** veya **parasolid** dosya uzantı türlerine atıfta bulunarak harekete geçeceğinden, **.mlx** uzantısı önce **.txt** biçimine ve ardından farklı CAD programları kullanılarak **.step** uzantısına dönüştürülecektir.

```
27. [X, Y, Z] = peaks;
28. trisurf(triangulation(X, Y, Z), X, Y, Z);
29. % Convert to STL file using stlwrite function
30. [X, Y, Z] = peaks;
31. tri = triangulation(X, Y, Z);
```

Ayrıca, 27'den 32'ye kadar olan kodlarda elde edilen geometrinin **stl** uzantı biçimine dönüştürülmesi için gereken kod satırlarını içerir. Bu format kullanılarak, yüzey modelindeki hatalı alanlar tespit edilmiştir.



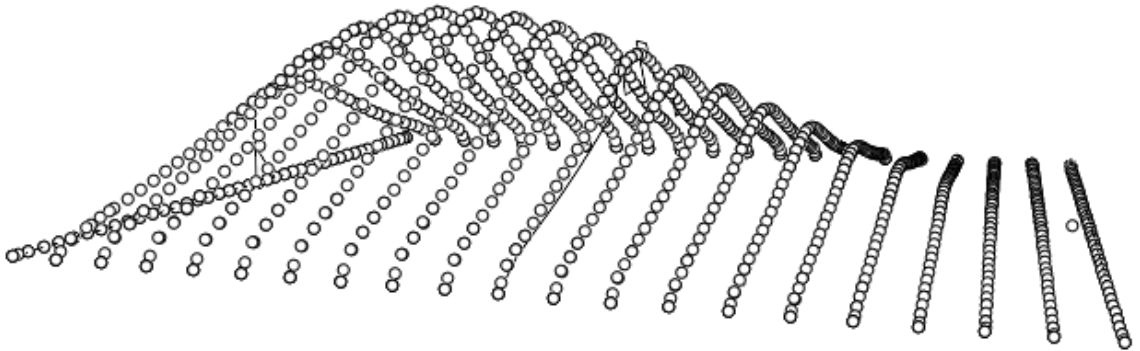
Code ^

```
xlim([0.000 1.000])  
ylim([-0.50 0.50])  
zlim([0.000 0.205])  
view([-102.697 20.949])
```

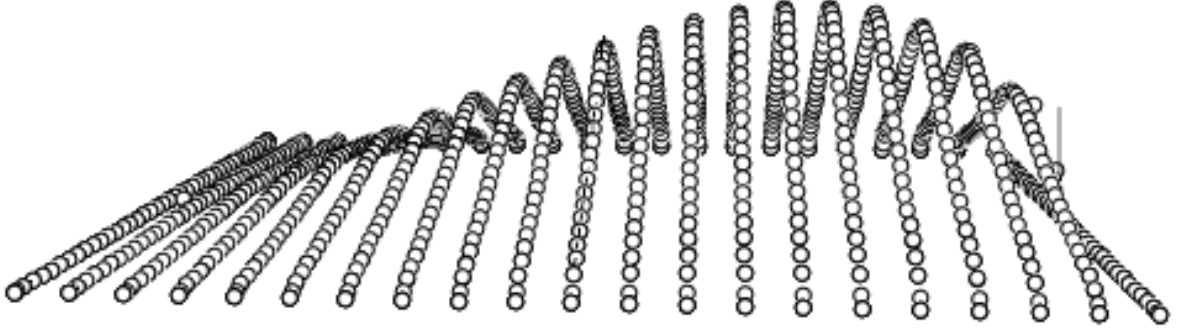
```
ax = gca;  
chart = ax.Children(1);  
datatip(chart,0.1,0.4,0.001553);  
datatip(chart,0.2,0.075,0.03804);  
datatip(chart,0.25,-0.175,0.04074);  
datatip(chart,0.6,-0.075,0.1847);
```

Şekil4: Geometri Koordinat Noktaları
(Original Bump geometrisi literetür taraması sonucu elde edilmiştir)

Şekil 4'te, Orijinal bump geometrisinin her noktasının koordinatları .txt uzantısıyla kaydedilmiştir. Her kayıtlı noktanın koordinatları Excel'e düzenlenmiş ve nokta bulutu yapısını elde etmek için ticari program RHINO 8'e aktarılmıştır.



Şekil 5: Nokta bulutu görünümü 1

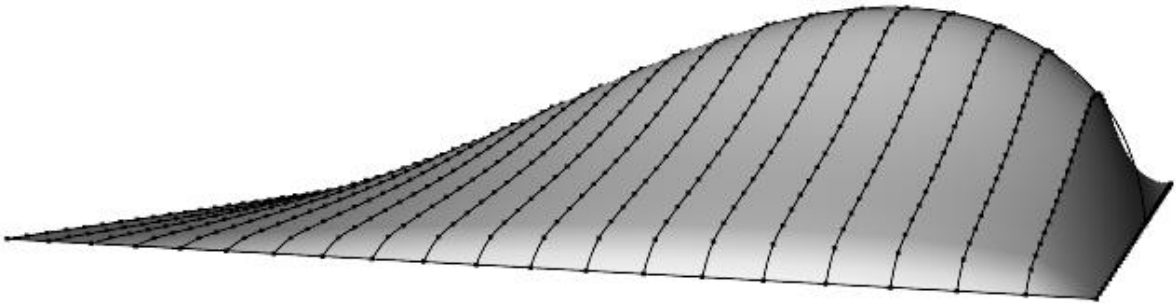


Şekil 6: Nokta bulutu görünümü 2

CAD programına yerleştirilen tüm noktalar bir nokta bulutu oluşturur. Doğru koordinatlara sahip olmasına rağmen, bazı noktalar nokta bulutunda yanlış konumlandırılmış olabilir. Bu noktaların koordinatları belirlenir ve manuel bir işlemle doğru konuma taşınır. Tüm nokta pozisyonlarının doğruluğu sağlandıktan sonra, aynı yönde hizalanmış noktalarda eğriler oluşturulur. Bu eğriler, alt tabloda bulunan ızgaraya projekte edilerek eğri yapısı tamamlanır.



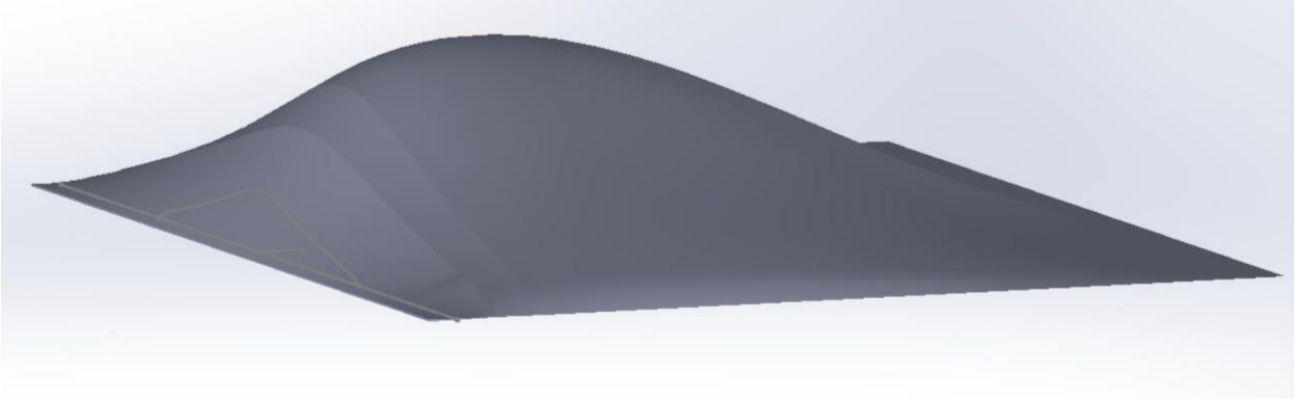
Şekil 7: Nokta bulutu ve eğri formu



Şekil 8: Yüzey eklenmiş eğri görünümü

Eğri verileri oluşturulduktan sonra, eğriler arasındaki her yüzey birer birer seçilerek kalınlığı olmayan yüzeylerle doldurulur. Bazı yüzeyler yanlış şekillere sahip olabilir ve bu yüzeyler katı modelleme sürecinde düzeltilir. Katı modelleme için SOLIDWORKS yazılımı kullanılır. Eğriler arasındaki yüzeyler doldurulduktan sonra, veriler .parasolid dosyası olarak kaydedilir ve SOLIDWORKS'e

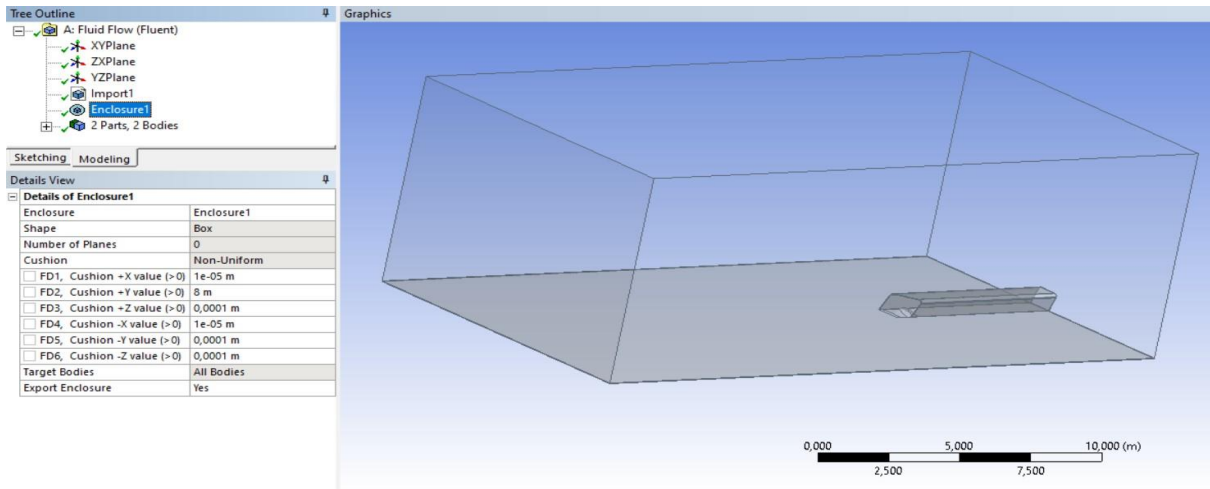
aktarılır. Yanlış yüzey şekillerine sahip olan ithal edilen veriler SOLIDWORKS'te düzeltilir ve bir katı model oluşturulur.



Şekil 9: Katı hale getirilmiş bump geometrisi

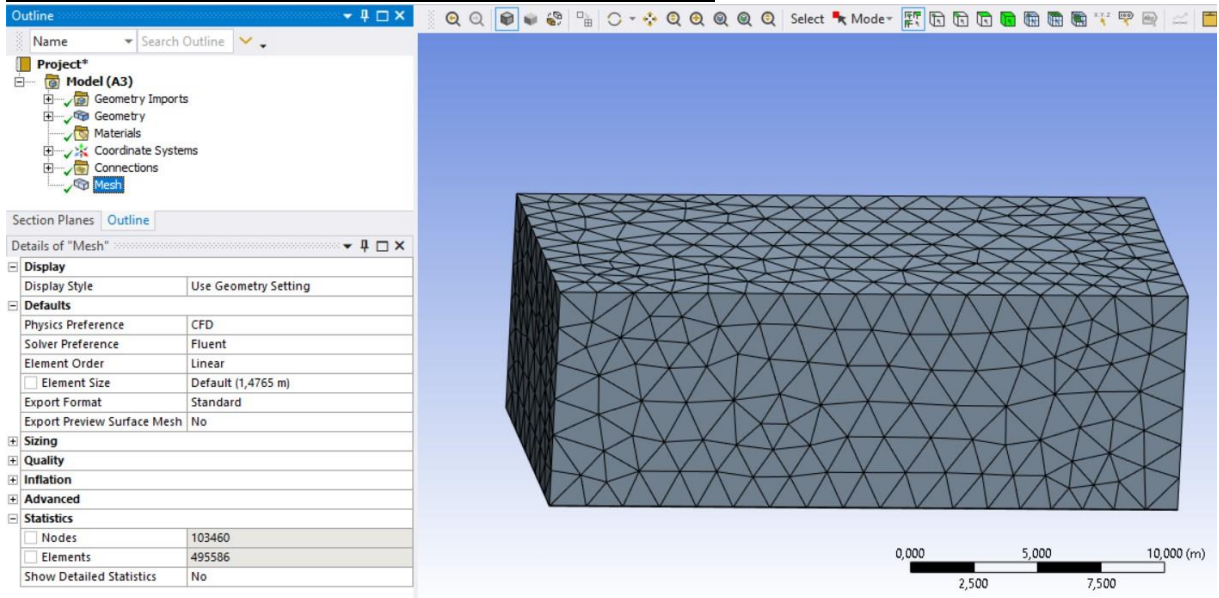
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Dış akış alanlarını tanımlamak için Enclosure komutunu kullandık. Enclosure komutunda, akışın daha geniş bir alandan gelmesi ve masanın bitiminde sınır bölgelerine ulaşması için mesafe tanımları 5m olarak belirlendi ve daha doğru gözlemler elde etmek için bu mesafeler 0m olarak ayarlandı. Akış alanlarında gerekli tanımlamaları Setup bölümünde yapacağımız için, bu akış alanlarını ayırt etmek ve her alan için ayrı veri girişi yapmak amacıyla mesh bölümünde tüm alanlara farklı isimler verildi.



Şekil 10: Enclosure Komutu

Mesh bölümünde, işletme koşulları bölümünde 'işletme basıncı' değerini 101325 olarak ayarladık. Bu analizde daha sonra oluşacak şoklardan kaynaklanacak sıcaklık değişiklikleri önemli olduğundan, enerji seçeneği etkinleştirildi. Sınır Koşulları bölümünde her akış alanı için ayrı tanımlamalar yapıldı. Sağ akış alanı olarak adlandırdığımız sağ alanın tipi pressure far_field olarak ayarlandı, Mach Numarası 1.6, gage basıncı 0 pascal ve sıcaklığı 309.6 Kelvin olarak belirlendi



Şekil 11: Mesh Gösterimi

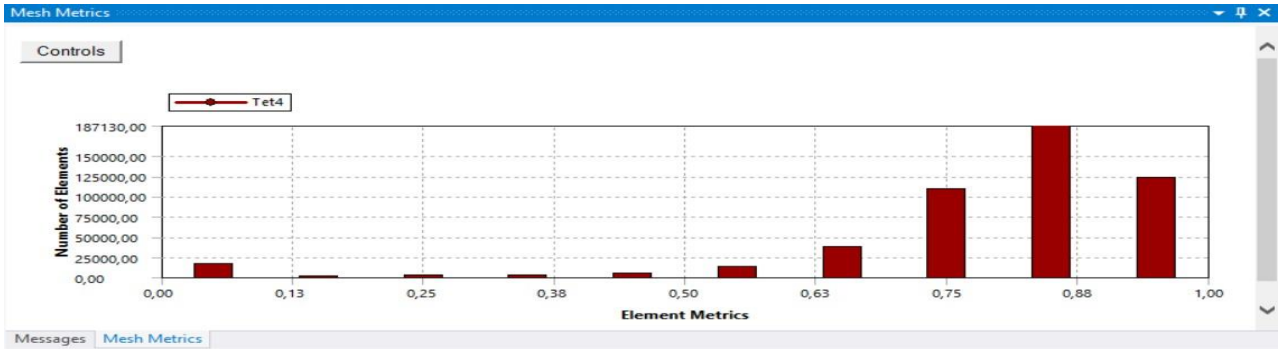
Element kalitesi, mesh elemanlarının geometriyi ne kadar iyi temsil ettiğini ve çözümün fiziksel davranışını ne kadar doğru yakaladığını ölçer. Ortogonal kalite, mesh elemanlarının yüzlerinin birbirine ne kadar dik olduğunu değerlendirir ve CFD simülasyonlarında akış yönüyle uyum sağlanması açısından önemlidir. Skewness, mesh elemanlarının ideal şekilden ne kadar sapma gösterdiğini belirler ve yüksek skewness, sayısal kararsızlık ve yakınsama problemlerine yol açabilir. Tet collapse ise bir tetrahedral elemanın aşırı derecede bozulması durumudur ve bu durum, simülasyonun doğruluğunu ve kararlılığını ciddi şekilde etkileyebilir. Bu dört metrik, mesh kalitesinin ve dolayısıyla simülasyon sonuçlarının güvenilirliğinin belirlenmesinde kritik rol oynar.

Element kalitesi, özellikle karmaşık geometrilere sahip modellerde, analiz sonuçlarının doğruluğunu belirleyici bir faktördür. Kalitesiz elemanlar, yüksek çözünürlüklü bölgelerde bile doğruluk kayıplarına neden olabilir. Yüksek ortogonal kalite, akış simülasyonlarında daha doğru hız ve basınç dağılımlarının elde edilmesini sağlar. CFD simülasyonlarında, düşük ortogonal kalite, akış yönünde hatalı sonuçlara ve akışın fiziğinde yanlış tahminlere yol açabilir. Skewness değeri yüksek olan mesh elemanları, özellikle yoğun türbülanslı akışlarda, yanlış türbülans modelleri ve yetersiz enerji dağılımı gibi sorunlar yaratabilir. Skewness değerinin minimum seviyede tutulması, simülasyonun stabilitesi için kritik öneme sahiptir.

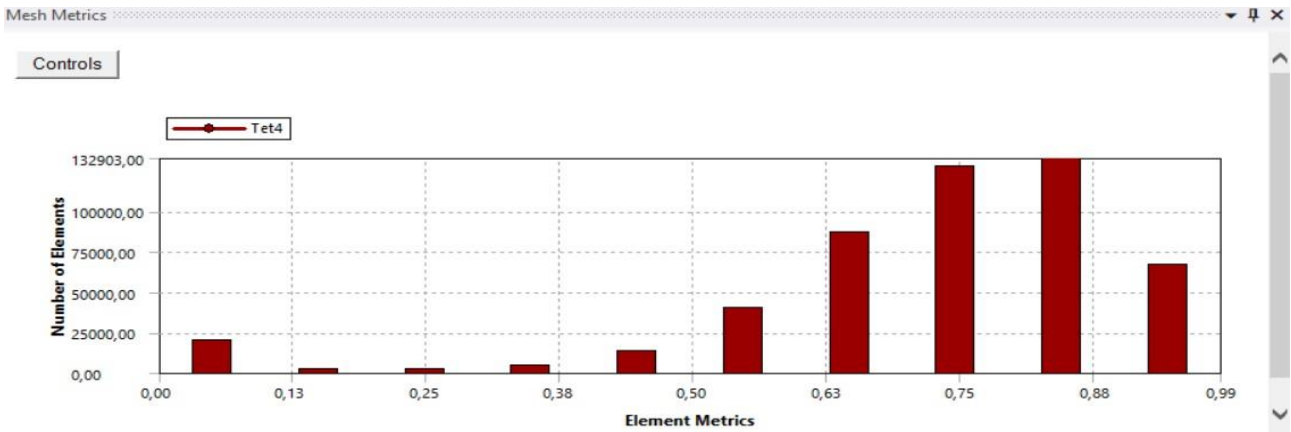
Tet collapse, özellikle ince detaylara sahip modellerde yaygın bir problemdir ve bu durum, elemanların neredeyse tek bir noktaya çökmesi ile karakterizedir. Bu gibi durumlarda, elemanların yeniden düzenlenmesi veya yeniden meshleme işlemi yapılması gerekebilir. Tet collapse, mesh kalitesini ciddi şekilde düşürdüğünden, bu sorunun önlenmesi için optimize edilmiş mesh teknikleri kullanılmalıdır. Mesh kalitesinin iyileştirilmesi, yalnızca simülasyon doğruluğunu artırmakla kalmaz, aynı zamanda hesaplama süresini de optimize eder. Yüksek kaliteli bir mesh, daha az iterasyon ve daha hızlı yakınsama sağlayarak hesaplama kaynaklarının verimli kullanılmasını sağlar.

Mesh elemanlarının kalitesini değerlendirirken, yalnızca ortogonal kalite, skewness ve tet collapse gibi metrikler değil, aynı zamanda elemanların yüzey normaleri ve eğrilikleri de dikkate alınmalıdır. Yüzey normaleri ve eğrilikleri, özellikle aerodinamik analizlerde, akışın doğru bir şekilde modellenmesi için büyük öneme sahiptir. Eğriliklerin doğru temsil edilmesi, yüzey boyunca akışın doğru bir şekilde tahmin edilmesini sağlar. Yüzey normalerinin doğru hesaplanması, basınç ve sürüklenme kuvvetlerinin doğru tahmin edilmesini kolaylaştırır.

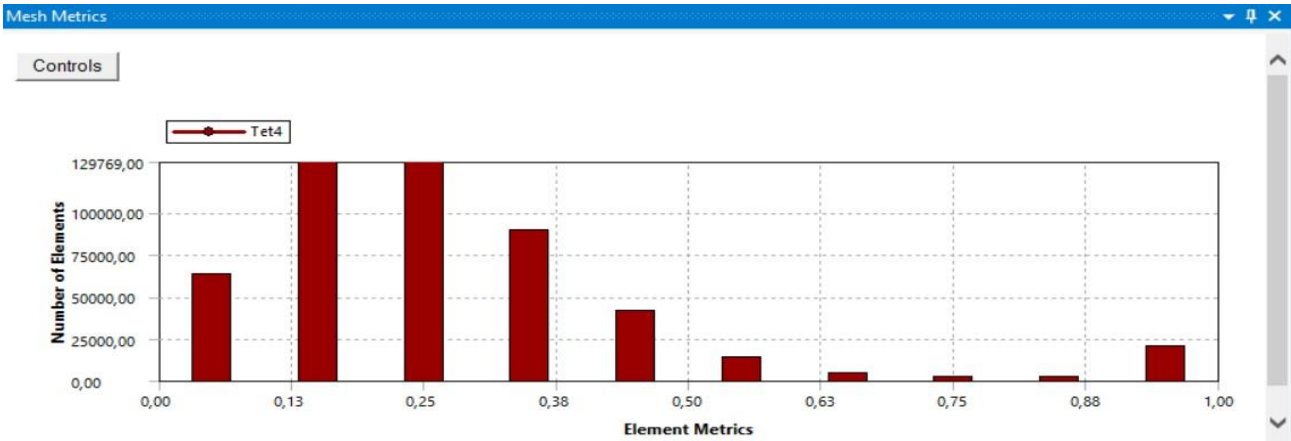
Yüksek kaliteli mesh elde etmek için adaptif meshleme teknikleri kullanılabilir. Adaptif meshleme, belirli bölgelerde eleman yoğunluğunu artırarak ve gereksiz bölgelerde eleman sayısını azaltarak



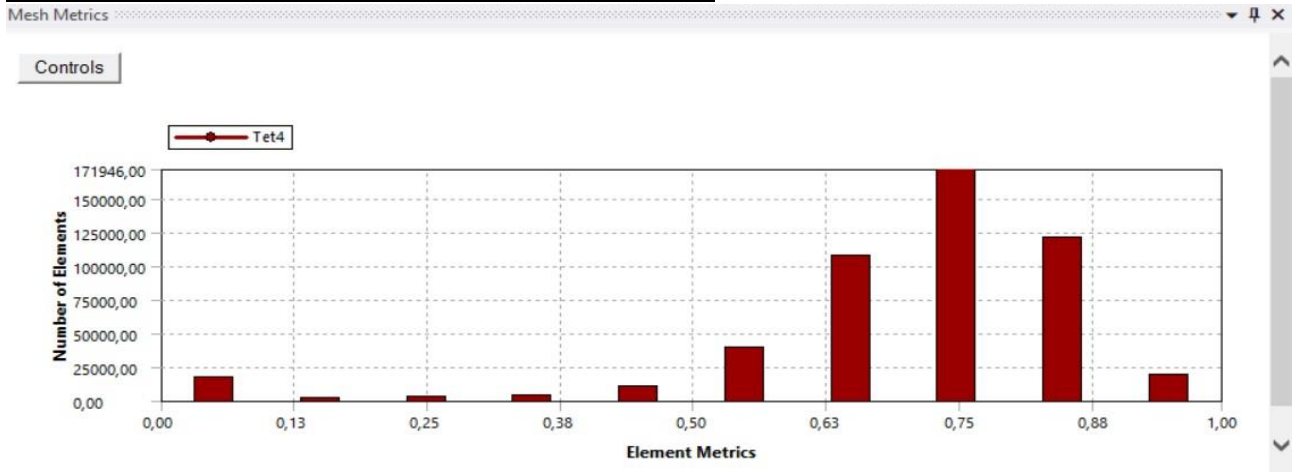
Şekil 12: Element Kalite Grafiği



Şekil 13: Orthogonal Kalite Grafiği



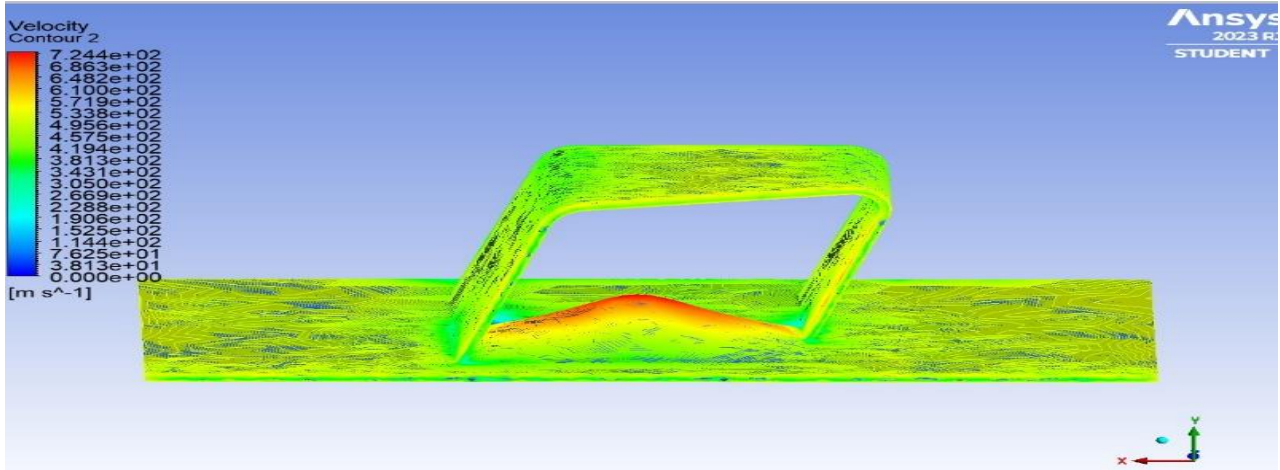
Şekil 14: Skewness Kalite Grafiği



Şekil 15: Tet Collapse Kalite Grafiği

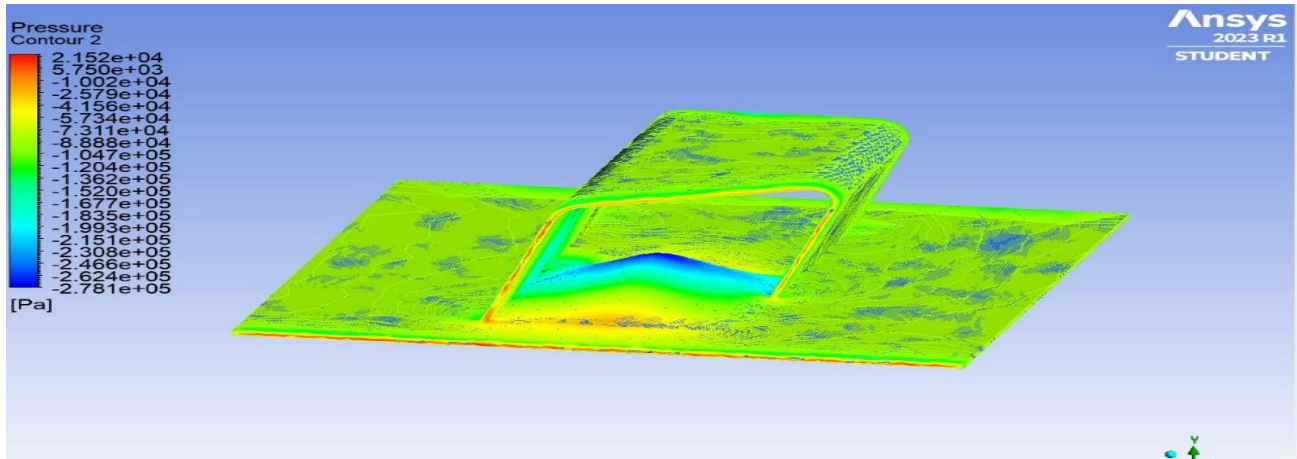
Süpersonik hava girişleri, süpersonik olmayan hava girişlerine göre şok sürüklemesini azaltmak amacıyla ince duvar kalınlıklarına sahiptir, bu nedenle üst önde gelen kenarda keskin bir geometriye sahiptir. Bu tip girişte, süpersonik serbest akış hızı, motorlar tarafından gerektirilen hızlara, rampalar tarafından oluşturulan şoklar kullanılarak yavaşlatılır. Tez çalışmasının ana amacı olan süpersonik uçaklarda kullanılan tümsek yüzeyin hava girişi sıkıştırma performansı üzerindeki etkisini belirlemek için yapılan akış analizlerinin sonuçları, tasarımın etkinliğini göstermektedir. Bu sonuçlar, tümsek yüzeyin aerodinamik performansı iyileştirmede önemli bir rol oynayabileceğini göstermektedir. Bu tip girişlerde, şok dalgalarının etkileşimleri ve sınır tabakası ayrılmaları dikkate alınarak detaylı analizler yapılmıştır. Özellikle, tümsek yüzeylerin konumlandırılması ve geometrik parametreleri, girişteki şok dalgalarının konumunu ve yoğunluğunu doğrudan etkileyerek sıkıştırma verimliliğini artırmaktadır. Tümsek yüzeylerin farklı hız ve sıcaklık koşullarındaki performansının ince-lenmesi, süpersonik hava girişlerinin genel aerodinamik verimliliğini artırmak için kritik öneme sahiptir. Bu çalışmalar, hem deneysel hem de sayısal simülasyonlarla desteklenerek, daha güvenilir ve etkili tasarımlar elde edilmesini sağlayacaktır. Özellikle, tümsek yüzeylerin konumlandırılması ve geometrik parametreleri, girişteki şok dalgalarının konumunu ve yoğunluğunu doğrudan etkileyerek sıkıştırma verimliliğini artırmaktadır. Tümsek yüzeylerin farklı hız ve sıcaklık koşullarındaki performansının incelenmesi, süpersonik hava girişlerinin genel aerodinamik verimliliğini artırmak için kritik öneme sahiptir. Bu çalışmalar, hem deneysel hem de sayısal simülasyonlarla desteklenerek, daha güvenilir ve etkili tasarımlar elde edilmesini sağlayacaktır.

Giriş tasarımında, şok dalgalarının yerleşimi, akışın düzgünlüğünü ve motor performansını doğrudan etkiler. Yanlış konumlandırılmış şok dalgaları, türbülansın artmasına ve sınır tabakasının ayrılmasına neden olabilir. Tümsek yüzeylerin yüksek genlikli olması, basınç geri kazanımını artırarak motorun verimliliğini yükseltir. Şok dalgalarının minimize edilmesi için yüzey kaplamaları ve adaptif geometri-ler kullanılabilir. Akış ayrılmalarını önlemek için mikro enjeksiyon teknikleri ve türbülans kontrol cihaz-ları kullanılabilir. Ayrıca, yüzey pürüzlülüğünün minimize edilmesi, akışın düzgünlüğünü ve aerodi-namik performansı artırır. Giriş geometrisinin optimize edilmesi, şok dalgalarının etkisini azaltır ve yakıt verimliliğini artırır. Yüksek hızlarda yapılan analizler, tümsek yüzeylerin farklı Mach sayı-larında nasıl davrandığını anlamak için kritiktir. Gelecekteki çalışmalar, yeni malzemeler ve yüzey kaplama-larının etkilerini incelemeye odaklanmalıdır. Bu, girişin dayanıklılığını ve performansını artırabilir. Bilgisayar simülasyonları, giriş tasarımındaki olası iyileştirmeleri belirlemek için kullanışlı bir araçtır. Yüksek hızlı rüzgar tüneli testleri, simülasyon sonuçlarını doğrulamak için gereklidir. Ayrıca, giriş tasarımında kullanılan malzemelerin termal ve mekanik özelliklerinin iyileştirilmesi, performansı artı-rabilir. Tümsek yüzeylerin aerodinamik etkilerinin optimize edilmesi, motor performansını doğru-dan artırır. Akış kontrol tekniklerinin etkinliği, giriş performansını artırmak için kritik öneme sahiptir. Opti-mum giriş tasarımı, uçakların daha yüksek hızlarda verimli çalışmasını sağlar. Tümsek yüzey-lerin farklı uçuş koşullarındaki davranışlarının incelenmesi, daha etkili tasarımlar



Şekil 16: Diverterless Süpersonik Giriş Hız Kontur Analizi

Tasarım noktasındaki uçuş koşullarında tüm geometrilerin analizi, oluşturdukları şok yapısını, şok sonrası akış özelliklerini, akım çizgilerini, sınır tabakası davranışlarını ve yüzey basınç dağılımlarını detaylı olarak ortaya koyar. Bu sonuçlar, tümsek yüzeylerin tasarımındaki belirli geometrik özelliklerin hava girişi sıkıştırma performansını artırmada kritik olduğunu göstermektedir. Analizler, ayrıca tümsek yüzeylerin aerodinamik verimliliğini artırmak için tasarım parametrelerinin optimize edilmesi gereksinimini vurgulamaktadır. Girişteki basınç, giriş hızına ve açısına bağlı olarak değişir. Hava akışı girişe girdiğinde basınç artar, akış boyunca basınç azalır ve "expansion waves" oluşur. Girişin içinde "sınır tabakası" adı verilen ince bir hava tabakası bulunur. Ayrıca, tümsek yüzeyin konumu ve eğimi, şok dalgalarının giriş üzerindeki etkisini belirler. Optimum bir eğim açısı, şok dalgalarının daha az şiddetli olmasını ve akışın daha stabil hale gelmesini sağlar. Şok sonrası akışta meydana gelen türbülans seviyeleri, tümsek geometrisinin aerodinamik verimliliğini doğrudan etkileyen bir diğer kritik faktördür. Türbülansın minimize edilmesi, yakıt verimliliğini ve motor performansını artırır. Gelecekteki çalışmalarda, tümsek yüzeylerin farklı hız ve sıcaklık koşullarındaki davranışlarının detaylı bir şekilde incelenmesi, daha optimize tasarımlar elde edilmesine katkıda bulunacaktır.



Şekil 17: Diverterless Süpersonik Giriş Basınç Kontur Analizi

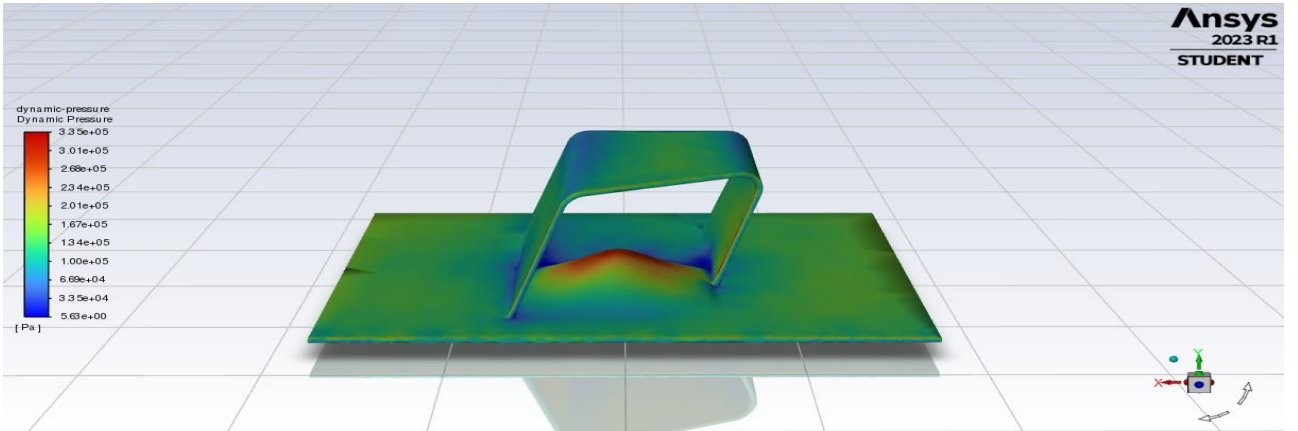
Hava girişinde şok dalgalarının oluştuğu veya oluşmadığı bölgelerde statik basınç farklı şekillerde etkilenir. Şok dalgalarının oluştuğu bölgelerde dinamik basınç ani bir artış gösterir; bu durum aerodinamik performansı olumsuz etkileyebilir. Öte yandan, şok dalgalarının oluşmadığı alanlarda statik basınç daha dengeli bir şekilde dağılır ve aerodinamik istikrar sağlar. Şok dalgalarının etkisi altındaki bölgelerde, basınç artışıyla birlikte sıcaklık ve yoğunluk da ani bir şekilde artar, bu da motorun verimliliğini düşürebilir. Girişteki şok dalgalarının konumu ve sayısı, giriş geometrisinin tasarımına ve uçuş hızına bağlı olarak değişir. Yüksek hızlı akışlarda, şok dalgalarının etkisi daha belirgin hale gelir ve bu bölgelerde yüksek basınç gradyanları oluşur. Bu basınç gradyanları, giriş yüzeylerinde yerel gerilmeler yaratabilir ve yapısal dayanımı olumsuz etkileyebilir. Ayrıca, şok dalgalarının giriş

kenarlarında neden olduğu akış ayrılmaları, sınır tabakasının kalınlaşmasına ve türbülanslı akışların artmasına yol açar. Bu türbülans, motorun yakıt verimliliğini azaltarak performans kaybına neden olabilir.

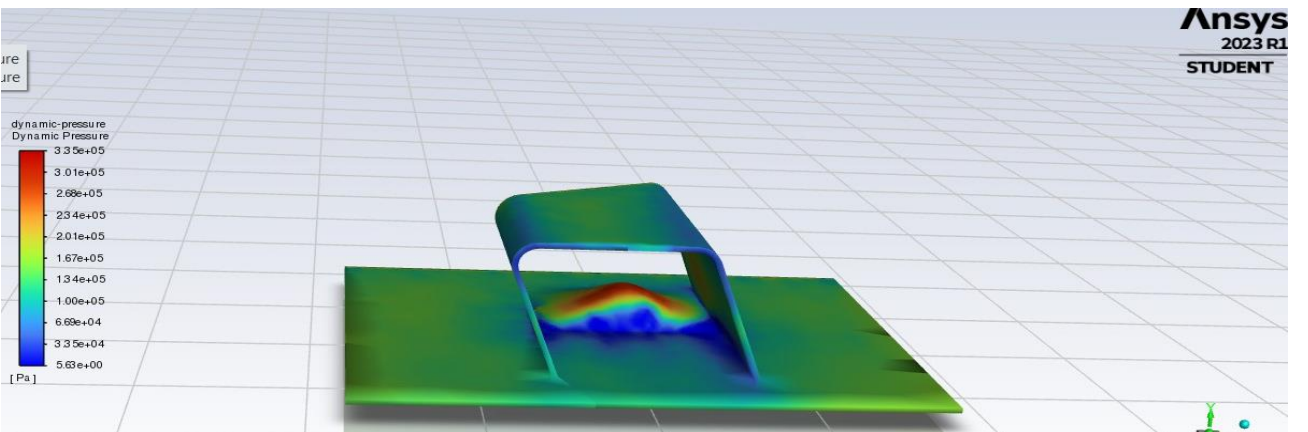
Girişin tasarımında, şok dalgalarının minimum düzeyde tutulması ve düzgün bir akış sağlanması amacıyla rampaların açıları dikkatlice seçilmelidir. Bu amaçla, şok dalgalarının oluşumunu kontrol etmek için adaptif geometri değişiklikleri ve aktif akış kontrol teknikleri kullanılabilir. Sınır tabakasının kontrolü için mikro enjeksiyon teknikleri ve yüzey kaplamaları gibi ileri teknolojiler de önemli rol oynar. Özellikle yüksek hızlı uçuşlarda, tümsek yüzeylerin optimum konumlandırılması ve geometrik parametrelerin hassas bir şekilde ayarlanması gerekmektedir. Girişin içerisindeki akışın homojen dağılımı, motorun yanma verimliliğini artırır ve emisyonları azaltır.

Aerodinamik verimliliği artırmak için giriş geometrisinin simülasyon ve deneysel yöntemlerle detaylı analizleri yapılmalıdır. Bu analizler, giriş tasarımındaki olası iyileştirmeleri ve performans artışlarını belirlemekte kritik rol oynar. Girişin performansını etkileyen diğer bir önemli faktör ise yüzey pürüzlülüğüdür; bu nedenle, yüzeyin olabildiğince pürüzsüz olması sağlanmalıdır. Ayrıca, girişteki hava akışının düzgünlüğünü artırmak için türbülans azaltıcı cihazlar ve yöntemler kullanılabilir.

Gelecekteki çalışmalar, giriş tasarımında kullanılan malzemelerin performansını ve dayanıklılığını artırmaya yönelik olacaktır. Malzeme bilimi ve nanoteknoloji alanındaki gelişmeler, daha hafif ve dayanıklı giriş yapılarının geliştirilmesine katkı sağlayacaktır. Şok dalgalarının ve sınır tabakasının etkilerini daha iyi anlamak için ileri düzey bilgisayar simülasyonları ve yüksek hız rüzgar tüneli testleri yapılmalıdır. Bu çalışmalar, süpersonik uçakların genel performansını ve verimliliğini artırmak için gerekli bilgileri sağlayacaktır. Optimum giriş tasarımı, uçakların daha yüksek hızlarda ve daha verimli bir şekilde çalışmasını mümkün kılarak havacılık endüstrisinde devrim niteliğinde değişiklikler yaratabilir.



Şekil 18: Diverterless Süpersonik Girişin Ön Görünümünden Dinamik Basınç Kontur Analizi.



Şekil 19 :Diverterless Süpersonik Girişin Arka Görünümünden Dinamik Basınç Kontur Analizi.

SONUÇ

Bu çalışma, giriş tasarımında tümsek geometrisinin aerodinamik etkilerini araştırmaktadır. Uzun, pürüzsüz tümsek geometrisinin kısa ve düz tümsek geometrisine kıyasla daha iyi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Bu daha uzun geometrik formlar, daha az ayrılma ve şok ile karakterize edilmiş olup, yüksek basınç iyileşmesi ve etkili sınır tabakası kontrolü sağlamıştır.

Ayrıca, tümsek geometrisinin şekli, genliği ve pozisyonunun önemli olduğu belirtilmiştir. Tümsek geometrisinin daha yüksek genliğe sahip olmasının hem basınç iyileşmesi hem de sınır tabakası kontrolü açısından avantajlı olduğu bulunmuştur. Ancak, daha düşük genlikli tümsek geometrisinin daha yüksek kütleyle sahip olduğu öne sürülmüş, bu da farklı tasarım hedefleri için avantajlı olabilir.

Girişle karşılaştırıldığında, tümsek geometrisinin daha yüksek basınç iyileşmesi, sınır tabakası kontrolü ve benzer kütle akışı sağladığı gözlemlenmiştir. Bu, çıkıntıların giriş performansını artırabileceğini önermektedir. Araştırma, tümsek geometrisinin girişe göre pozisyonunun kritikliğini vurgulamaktadır. Optimal sonuçlar için, tümsek geometrisinin maksimum genlik noktasının giriş kenarlarına yakın olması önerilmektedir.

Son olarak, giriş dudak şeklinin optimize edilmesi, değişken kütlelerin araştırılması ve tüm uçağın simülasyonları aracılığıyla tümsek geometrisinin uçuş performansı üzerindeki genel etkisinin keşfedilmesi için gelecek çalışmalar önerilmektedir. Bu öneriler, çalışmanın bulgularını daha da geliştirmeyi ve pratikte daha etkili tasarımlar elde etmeyi amaçlamaktadır.

REFERANSLAR

- [1] https://www.flickr.com/photos/eric_n/4616359689
- [2] <https://aviationweek.com/defense-space/aircraft-propulsion/stuck-engine-blank-blamed-uk-f-35-loss-mediterranean>
- [3] Svensson, M., A CFD Investigation of a Generic Bump and its Application to a Diverterless Supersonic Inlet. 2008.
- [4] Deb, D., Tao, G., Burkholder, J. O., & Smith, D. R., Adaptive synthetic jet actuator compensation for a nonlinear aircraft model at low angles of attack. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 16 (5), 983- 995, 2008.
- [5] Amitay M., Smith B., Glezer A., Aerodynamic flow control using synthetic jet technology, 36. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno-ABD, 208, 12-15 Ocak, 1998.
- [6] Ugrina S., Experimental analysis and analytical modeling of synthetic jet-cross flow interactions, Doktora Tezi, University of Maryland, College Park, ABD, 2007
- [7] You D., Moin P., Study of flow separation over an airfoil with synthetic jet control using Large-Eddy simulation. Center for Turbulent Research - Annual Research Briefs, 311-321, 2007
- [8] Vaddi R.S., Sota C., Mamishev A., Novosselov I., Active flow control of NACA0012 airfoil using sawtooth direct current augmented dielectric barrier discharge plasma actuator. arXiv preprint arXiv:2106.11453, 2021.
- [9] Yousefi K., Saleh R., Zahedi P., Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA0012 airfoil, J. Mech. Sci. Technol., 28 (4), 1297-1310, 2014.
- [10] ANSYS Fluent. Customization Manual. https://ansyshelp.ansys.com/Views/Secured/corp/v222/en/pdf/Ansys_Fluent_UDF_Manual.pdf. Yayın tarihi Temmuz 2022. Erişim tarihi Temmuz 28, 2022.