

SÜPERSONİK RÜZGAR TÜNELİ TASARIMI VE ANALİZLERİ

Nur Seda Yakıt¹

Sercan Acerer²

İzmir Katip Çelebi Üniversitesi, İzmir

İzmir Katip Çelebi Üniversitesi, İzmir

ÖZET

Projenin temel amacı, süpersonik bir rüzgar tüneli tasarlayıp küçük ölçekli kanat profillerinin aerodinamiklerini incelemektir. Proje tasarımında Mach sayısı ve test alanı değişken parametreler olarak belirlenmiştir. Rüzgar tüneli tasarımı üç entegre çalışmayı içermektedir. İlk olarak, akışkan hızını artırarak, ses üstü hızlara ulaşmak için yakınsak-ırsaksak bir ağızlık tasarlandı. İkinci olarak, test nesnesinin yerleştirilmesi ve test edilmesi için bir test bölümü dahil edildi. Son olarak, akışkan hızını azaltmak ve basıncı artırmak için genişleyen bir difüzör tasarımı eklendi ve bu da test edilen nesnenin etrafındaki basıncın dengelenmesine yardımcı olacaktır. Bu bileşenler toplu olarak rüzgar tüneli tasarımının temelini oluşturmaktadır. Projede, süpersonik rüzgar tüneli nozulu ve test alanının hesaplanmasında Python yazılımından yararlanılırken, Catia yazılımı kullanılarak 3 boyutlu çizimler oluşturuldu. Tasarımı doğrulamak için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) simülasyonları da yapılmıştır. Rüzgar tüneli 15cm x 15cm test kesitine ve Mach sayısı 1,7 olacak şekilde tasarlanmıştır. Simülasyonlar tasarımı yapılan tüm tünelde, hem de test bölgesine kanat profilleri yerleştirilerek gerçekleştirildi. Test bölgesine yerleştirilen kanat profillerinin dönme açısına göre test bölgesi tekrardan tasarlanmıştır ve çalışmalar açılı tünel ile devam ettirilmiştir. Genel olarak proje, küçük ölçekli kanatların aerodinamiklerini incelemek için verimli ve uygun maliyetli bir süpersonik rüzgar tüneli oluşturmayı amaçlamaktadır. Entegre çalışmalar, hesaplamalar, 3 boyutlu modelleme ve simülasyonlar, rüzgar tünelinin tasarımına ve doğrulanmasına katkıda bulunacaktır.

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl., E-posta: sedanuryakit@gmail.com

² Asistan Profesör, E-posta: sercan.acarer@ikcu.edu.tr

GİRİŞ

Aerodinamiğin önemi, çeşitli endüstriler ve teknolojik alanlardaki geniş uygulamalarından kaynaklanmaktadır. Otomobillerin, uçakların, trenlerin ve diğer ulaşım araçlarının aerodinamik tasarımı, verimliliği artırmak ve performansı optimize etmek için çok önemlidir. Rüzgar tüneli, bir test bölümünde farklı hızlarda hava akışları üretmek için tasarlanmış bir cihazdır. Rüzgar tünellerinin günümüzdeki aerodinamik araştırmalardaki önemi büyüktür. Rüzgar tünelleri tipik olarak aerodinamik araştırmalarda, hem kanalların içinde hem de katı yüzeylerde değişen koşullar altında akışların davranışını analiz etmek için kullanılır. Aerodinamikçiler, rüzgar tünelinin kontrollü ortamını kullanarak, tasarladıkları uçak modellerinde akış koşullarını ve kuvvetleri ölçebilirler [Barlow, Rae ve Pope, 2015].

Süpersonik rüzgar tünelleri, süpersonik akışlarda objelerin ve malzemelerin davranışını incelemek için kullanılan deneysel tesislerdir ve ses hızını aşan hızlarda meydana gelen akışları simüle etmek için tasarlanmış bir tür rüzgar tünelidir. Süpersonik hızlarda uçuşa karşılaşılanlara benzer sıcaklık ve basınçlarda bir gaz oluşturmak için havayı sıkıştırıp ısıtarak yüksek hızlı hava akışları üretirler [Berry, Rhode ve Edquist, 2001].

Bir süpersonik rüzgar tüneline, hava bir dizi nozul kullanılarak süpersonik hızlara çıkarılır ve daha sonra modellerin veya prototiplerin test edilebileceği bir test bölümüne yönlendirilir. Süpersonik rüzgar tünellerinin iki ana tipi vardır: şok tünelleri ve genleşme tünelleri. Şok tünelleri, hava akışını subsonik hızlara yavaşlatmak için bir dizi şok dalgası kullanırken, genleşme tünelleri, hava akışını yavaşlatmak için bir dizi genleşme dalgası kullanır. Her iki tür de süpersonik akışlar oluşturmak için kullanılabilir, ancak her birinin kendi avantajları ve dezavantajları vardır. Süpersonik bir rüzgar tüneline oluşturulan yüksek hızlar, şok dalgaları, sınır tabakası ayrılması ve yüksek hızlarda meydana gelen diğer karmaşık akış davranışları gibi fenomenleri incelemeyi mümkün kılar [Anderson, 2003].

Herhangi bir yüksek hızlı rüzgar tünelinin tasarımındaki temel problemler, her zaman hava akışının istenilen koşullarda tünelin test bölümünden geçmesini sağlamak için uygun kanal çalışması ve akış kontrol cihazları sağlamaktır. Bir adım daha ileri giderek, bu problemler her zaman istenilen akış hızına ulaşmak için tünel boyunca yeterli basınç oranı sağlamak, yeterli kütle akışı ve toplam kütle sağlamak, yoğunlaşmayı önlemek için kuru ve sıvılaşmayı önlemek için sıcak hava sağlamak gibi problemleri içerir. Bu problemleri çözmek için dört temel rüzgar tüneli tipiyle sonuçlanır: blöf, içe çekiş, basınç-vakum ve sürekli [Pope ve Goin, 1965].

Bu çalışma, şok dalgalarını optimize etmek için seçilen indraft süpersonik rüzgar tünelinin bir incelemesi ile başlamaktadır. Çalışma sırasında, hava atmosferden tünel aracılığıyla vakum tankına akar ve tank basıncında bir düşüşe neden olur. Süpersonik koşulların tünelde hassas yönetimi, şok dalgası oluşumunu optimize etmek için çok önemlidir. Süpersonik rüzgar tünellerinde, şok dalgalarının kontrolü ve yönetimi, aerodinamik performans için belirleyicidir. Kontrolsüz şok dalgası oluşumu istenmeyen etkilere yol açabilir. Optimizasyon ve performans iyileştirmesi, şok dalgalarını en aza indirmeyi veya stratejik olarak kullanmayı içerebilir. Süpersonik akışın karakteristik özelliği olan şok dalgaları, yüksek hızlı akışın ani basınç değişikliklerinden kaynaklanır ve aerodinamik performansı önemli ölçüde etkiler [Moore, 2009].

Kumar ve arkadaşları, bu çalışmalarında bir de Lavel nozulu sistemi tasarlamak ve optimize etmek için bir dizi adım ve analiz gerçekleştirilmiştir. Sonuçlara göre, şok dalgalarının oluştuğu ve aşırı genişlemeden dolayı şok kaynaklı akış ayrılmalarının meydana geldiği bölgeler tanımlanmıştır. Çalışma, optimum genişlemenin, çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu durumda gerçekleştiğini ve böylece şok dalgalarının oluşumunun önlendiğini göstermektedir [Kumar ve Fernando, 2013].

Sabnis ve arkadaşlarının çalışmasında, süpersonik rüzgar tüneli deneylerinde şok-sınır tabakası etkileşimlerini araştırılmaktadır. Çalışma, tünelin geniş akış alanını dikkate alarak, şok-sınır tabakası etkileşimlerini anlamada nozul geometrisinin önemli olduğunu göstermektedir [Sabnis, Galbraith, Babinsky ve Benek, 2022].

Bu proje için, maliyet ve üretilebilirlik açısından indraft süpersonik rüzgar tüneli düşünüldü. Operasyon sırasında, hava atmosferden tünel boyunca vakum tankına akar ve tank basıncının düşmesine neden olur. Bu sayede yüksek basınçtan alçak basınca akışın süpersonik hızlara çıkması sağlanır. Üretimde, tasarım parametreleri ve hesaplamalarına uygun bir vakum pompası ve tank tünelin gereksinimleridir.

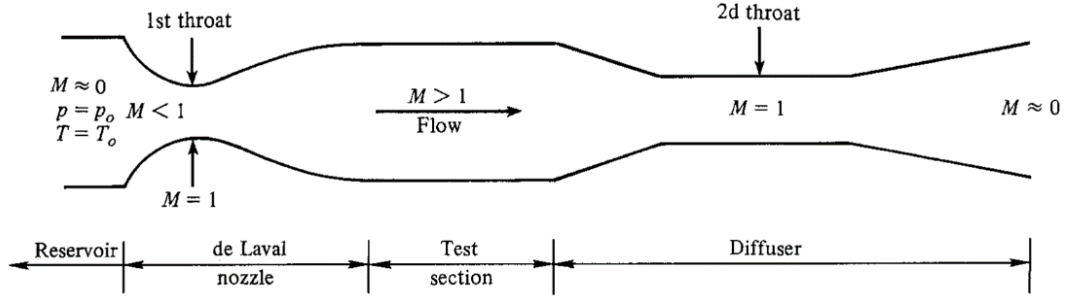
Çalışmanın ana amacı, süpersonik bir rüzgar tüneli için gerekli olan nozul, test bölgesi ve difüzör tasarımlarını yapmak ve süpersonik bir tünelde şok dalgalarının aerodinamik tasarımı nasıl etkilediğini ve performansı nasıl artırabileceğini araştırmaktır. Şok dalgalarının aerodinamik performansı üzerindeki etkisini anlamak, tasarım süreçlerinde mükemmellik ve verimliliği artırmak için önemli bir adımdır. Projenin amacı, süpersonik bir rüzgar tüneli tasarımı yaparken istenmeyen etkileri en aza indirmek ve şok dalgalarının etkisiyle ilgili genel aerodinamik performansı yükseltmektir. Bu çalışma, süpersonik rüzgar tünellerini kapsamlı bir şekilde araştırarak ve bilgi boşluğunu ele alarak bu tartışmaya katkıda bulunmayı amaçlamaktadır.

YÖNTEM

Süpersonik nozul boyunca uygun basınç oranını üretmek için dört farklı süpersonik rüzgar tüneli konfigürasyonu vardır. Bunlar üfleyici, indraft, basınç-vakum ve kapalı devre süpersonik rüzgar tünelleridir. Bu konfigürasyonlar hakkında ayrıntılı bir tartışma, Pope ve Goin'in "High-Speed Wind Tunnel Testing" adlı referansta bulunabilir [Pope ve Goin, 1965].

Daha önce de belirtildiği gibi, yapılacak tünel çalışması için, diğer tünellere göre basit ayrıca tasarımı ve yapımı daha kolay olduğundan indraft süpersonik rüzgar tüneli olarak seçilmiştir ve bu nedenle akademik kurumlar için özellikle tercih edilmektedir. Öte yandan, sınırlı çalışma süreleri alınacak veri miktarını ve türünü sınırlayabilir. Genel olarak, aralıklı tesisler çok daha ucuzdur. Sürekli akış süpersonik tüneller genellikle büyük ve pahalıdır; çoğunlukla büyük devlet laboratuvarlarında bulunurlar [Anderson, 2017].

Süpersonik bir rüzgar tünelinin temel bir taslağı, nozul, test bölümü ve difüzörün temel bileşenlerini gösteren Şekil 1'de verilmiştir. Nozuldan girişten difüzörün çıkışına kadar olan basınç oranı, tünelin çalışmasını sağlar. Bu basınç oranının nasıl üretildiği, süpersonik bir rüzgar tünelinin kavramsal tasarımında temel bir ilk adımdır [Anderson, 2017].



Şekil 1: Süpersonik bir rüzgar tünelinin ana bileşenlerinin şematik gösterimi [Anderson, 2003, 202].

Tablo 1: Rüzgar tünelinin tasarım parametreleri.

Gereksinimler	Hedefler
Test bölümü boyutu	15 cm x 15 cm
İşletme Mach Sayısı	1.7

Süpersonik bir rüzgar tüneli tasarlanmasının ilk adımı, tekrarlanması gereken test koşullarını belirlemektir. Tasarlanacak süpersonik rüzgar tünelinin tasarım gereksinimleri ve amaçları, Tablo 1'de listelenmiştir. Bu, Mach sayısı, Reynolds sayısı, basınç ve sıcaklık gibi parametreleri içerecektir. Bu koşullar, tünelin boyutunu ve özelliklerini belirleyecektir. Tünelin üst ucu atmosfere açıktır ve yüksek basınç bölgesidir, alt uçta ise vakum tankının bir vakum pompası ile pompalanmasıyla düşük basınç sağlanır.

Bir sonraki önemli adım, bir nozul tasarımı seçmektir. Nozul, süpersonik rüzgar tünelinin kritik bir bileşenidir, çünkü havayı istenen hız değerine getirmektedir. Nozul geometrisi, test bölümünde düzgün bir akış elde etmede çok önemli bir rol oynar. Nozul boğazında, akış subsonik hızdan istenen süpersonik hıza hızlanır ve test bölümüne girer. Test bölümü, test edilen modelin veya numunenin bulunduğu yerdir. Modelin boyutu ve şekli veri toplama için gerekli olan herhangi bir cihazı barındıracak şekilde tasarlanmalıdır. Son tasarım ise difüzöre aittir. Süpersonik bir rüzgar tüneline difüzörün görevi, test bölümünden çıkan yüksek hızlı havayı yavaşlatmak ve basıncını artırmaktır. Difüzör, akışkanın hızını düşürerek basıncını artıran bir bileşendir ve bu işlem, enerji kaybını en aza indirerek tünel sisteminin verimliliğini artırır.

Süpersonik Akışta Kullanılan Prensipler

Rüzgar tünelinin süpersonik hızlara çıkmasını sağlayan en önemli bileşeni, süpersonik akışın üretildiği nozuldur. Bu yapı daralan-genişleyen bir kanal şeklindedir. Bu kanalın tasarımında üç ana konu üzerinde durulmuştur; izentropik akış, normal şok ilişkileri ve sınır tabakası.

İzentropik akış, nozulun ön tasarımı için kritik öneme sahiptir. Akışın adyabatik ve tersinir olduğunu varsayar. Bu varsayım, alan oranlarını (A/A^*); basınç, yoğunluk ve sıcaklık gibi özellikleri hesaplamak için önemlidir. Normal şok test bölgesinden önce konumlandırılırsa, akışın Mach sayısını önemli ölçüde azaltacak ve istenen test bölümü Mach sayısına ulaşamayacaktır.

Kayma olmayan duvar ve yüksek hızdaki akış varsayıldığında, sınır tabakasının oluşması beklenir. Daralan-genişleyen nozuldan test bölgesine olan alan artışı, sınır tabakasının

yüksekliğinde bir artışa yol açar. Bu durum, etkili alanı azaltarak istenilen Mach sayısından uzaklaşmaya neden olur [Von-Karman,1947].

Süpersonik akış bir normal şokla karşılaştığında, toplam basınç kayıpları meydana gelir ve bu kayıplar yüksek Mach sayılı süpersonik tünel operasyonlarında önemli bir güç gereksinimini temsil eder. Bu kayıpları en aza indirmek için tünel tasarımında difüzörler kullanılır.

Sürecin başlangıcında, tünel devresinin tamamında düşük bir ses altı hız vardır ve gereken güç, devrenin tamamının ses altı sürüklenmesine karşılık gelir. Güç arttırıldıkça, devre boyunca hız artar ve nozul boğazındaki Mach sayısı 1.0'e ulaşır, bu da boğazın kısa bir mesafe aşağısında normal bir şok oluşmasına neden olur. Güçteki fazla artış, normal şoku nozul boyunca aşağıya doğru hareket ettirir ve bu, giderek daha yüksek Mach sayılarında gerçekleşir. Eklenen şok kayıpları, artan güç gereksinimlerine katkıda bulunur. Normal şok test bölmesine ilerler ve tasarım Mach sayısına ulaşılır. Bu aşamada gereken güç, beklenen Mach sayısındaki normal şok kayıplarına karşılık gelir. Difüzör tasarımı, tünelin başlatma süreci sırasında güç gereksinimlerini etkilemez çünkü difüzördeki akış, ses altıdır. Dolayısıyla, bir süpersonik tüneli başlatmak için gereken güç, tasarım Mach sayısındaki normal şok kayıplarına karşılık gelir ve bu, daha yüksek Mach sayılarında önemli olabilir [Pope ve Goin 1965].

Tünel tasarlanırken genellikle "güç" yerine "basınç oranı" kavramı kullanılır; bu, durgunluk basıncının difüzör çıkış basıncına oranıdır ve kütle akışıyla ilişkilidir. Test bölmesindeki normal şok ile, şoku difüzörün ikinci boğazından geçirmek için sadece hafif bir güç artışı gerekecektir. Bu nedenle normal şok Mach sayısı ve oluşan kayıplar, difüzörün daralan bölümünde azalır. Normal şokun aşağısında, akış ses altıdır. Dolayısıyla, difüzörün daralan bölümündeki akış hızı artmalıdır. Artış gerçekleştiğinde ikinci boğazda maksimum hıza ulaşılır [Pope ve Goin 1965].

Süpersonik Rüzgar Tüneli Tasarımı

Tasarım girdileri olarak, Mach sayısı ve test bölgesinin alanı tasarımcı tarafından belirlenen parametrelerdir. Bu girdiler kullanılarak, izentropik akış özellikleri olan basınç, yoğunluk, sıcaklık ve alan oranları hesaplanmıştır. Üretilecek tünelin indraft bir rüzgar tüneli olması nedeniyle, test alanındaki parametreler atmosfer koşulları kullanılarak hesaplanmıştır.

Bu tasarım sürecinde, sıkıştırılabilir akış teorisi ve izentropik akış denklemleri kullanılarak, nozul ve difüzör boğaz alanları hesaplanmıştır. Nozul boğazında akış, subsonik hızlardan istenilen süpersonik hıza hızlanır ve test bölümüne girer. Test bölgesi, modelin veya test edilecek numunenin bulunduğu yerdir. Modelin boyutunu ve şeklini, ayrıca veri toplama için gereken araçları barındıracak şekilde tasarlanmalıdır. Test bölgesindeki akış koşulları, atmosferik koşullar kullanılarak hesaplanmış ve Mach sayısı, basınç, yoğunluk ve sıcaklık gibi parametreler belirlenmiştir. Difüzör, akışın yeniden subsonik hızlara yavaşlatılmasında kritik bir bileşendir. Bu bileşenler, basınç kayıplarını en aza indirmek için dikkatlice tasarlanmalıdır.

Genel olarak hava akışı, aşağıdaki beş yasa tarafından yönetilir ve tünel içindeki akışın adyabatik olduğu varsayılmıştır. Bu varsayımlar ve aşağıdaki denklemler kullanılarak, nozul ve difüzör boğaz alanları hesaplanmıştır.

Akış alanındaki herhangi bir noktada, basınç, yoğunluk ve sıcaklık, durum denklemi ile ilişkilidir:

$$p = \rho R T \quad (1)$$

Bir kanalda veya akış tüpünde sürekli akış için, herhangi iki bölgedeki kütle akışının eşitliği süreklilik denklemi ile belirtilir:

$$\rho_1 A_1 U_1 = \rho_2 A_2 U_2 \quad (2)$$

Burada A belirli bir kanalın kesit alanı, U akış hızını ve alt simgeler 1 ve 2 kanalın iki farklı bölgesini belirtir.

Bir kanalda iki bileşen arasında bir akış örneği boyunca enerji eklenmez veya kaybolmazsa (yani akış adyabatikse), aşağıdaki enerji denklemi geçerlidir:

$$c_p T_1 + \frac{U_1^2}{2} = c_p T_2 + \frac{U_2^2}{2} = c_p T_t \quad (3)$$

Burada c_p sabit basınçta özgül ısıyı ve alt simge t sıfır hızdaki, yani duraklama koşullarındaki durumu belirtir.

Eğer bir akışkanın bir bölgeden diğerine akışı sırasında durum değişimi izentropikse, aşağıdaki termodinamik ilişki geçerlidir:

$$\frac{T_1}{p_1^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{T_2}{p_2^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (4)$$

Burada γ , sabit basınçta özgül ısı c_p ile sabit hacimde özgül ısı c_v arasındaki oranı ifade eder.

İki bölge arasındaki sürekli bir alan akış tüpü veya kanal boyunca sürtünmesiz durumda kuvvetlerin toplamından elde edilen momentum denklemi şu şekildedir:

$$p_1 + \rho_1 U_1^2 = p_2 + \rho_2 U_2^2 \quad (5)$$

Bir akışta normal bir şok dalgası mevcut olduğunda, şok boyunca bir entropi değişikliği meydana gelir. Sonuç olarak, önceki izentropik akış denklemleri geçerli olmaz. Normal şok akış denklemlerinin türetilmesinde durum denklemi (1), süreklilik denklemi (2), enerji denklemi (3) ve momentum denklemi (5) kullanılır.

Süpersonik rüzgar tünellerinin tasarımında difüzörler, normal şok kayıplarını azaltmada ve tünelin verimliliğini artırmada kritik bir rol oynar. Difüzörler, akışı sıkıştırıp yavaşlatarak normal şokun daha düşük bir Mach sayısına ulaşmasına ve dolayısıyla daha düşük kayıplara yol açmasını sağlar.

Diğer kritik parametreler test bölgesindeki hız, hacimsel akış hızı ve kütleli akış hızıdır. Test bölgesindeki Mach sayısı ve 15 cm x 15 cm boyutlarındaki test bölgesindeki hız 460,48 m/s olarak bulunmuştur. Kütleli akış hızı sabit olup, tünelin tamamında yaklaşık olarak 4,058 kg/s'dir ve hacimsel akış hızı 10,360 m³/s'dir. Bu hesaplama dayanarak bir vakum kaynağı seçilecektir.

$$Q = VA \quad (6)$$

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (7)$$

$$m = \left[\frac{AP_0}{\sqrt{T_0}} \right] \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (8)$$

$$m = Q\rho \quad (9)$$

Tasarımın ilk aşamasında, kütleli akış hızı ve tünelden geçecek havanın hacimsel akış hızı, tasarım kısıtı olarak seçilen 1.7 Mach sayısına göre hesaplanmıştır. Tablo 2, atmosferik özelliklerle birlikte tasarım girdilerini içermektedir ve Tablo 3, teorik hesaplamaların çıktısını içermektedir. Çalışmanın temelinde tasarlanan nozul, test alanı ve difüzör için tüm temel hesaplamalar incelenmiştir.

Tablo 2: Sistemin giriş parametreleri.

Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Yoğunluk [kg/m ³]	Hız [m/s]	Özgül Isı [kJ/(kg · K)]
101325	288.15	1.225	0	1.005

Tablo 3: Tasarım çıktıları.

Mach Sayısı	Tünel Özellikleri	15cmx15cm Tünel Parametreleri			
		Nozul Girişi	Nozul Boğazı	Test Bölgesi	Difüzör Boğazı
1.7	Basınç [Pa]	101325	53528.15	20527.79	36088.67
	Sıcaklık [K]	288.15	240.125	182.60	240.125
	Yoğunluk [kg/m ³]	1.225	0.776717	0.3916	0.52366
	Hız [m/s]	0	312.270	460.479	310.689
	Alan [m ²]	0.0225	0.01682	0.01682	0.01966

15cm x 15cm'lik kesit alanına ve 1.7 Mach sayısına sahip bir tünel düşünülerek, test alanından geçen havanın debisi 10.361 m³/s olarak hesaplanmıştır. Test alanında süpersonik hız için gerekli hava akışı Tablo 4'te verilmiştir.

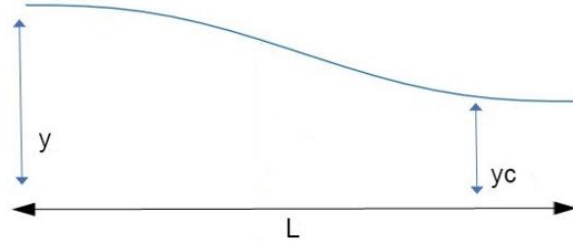
Tablo 4: Hesaplanan tasarım parametreleri.

Mach Sayısı	Tünel Özellikleri	15cmx15cm Test Bölgesi
1.7	Hacimsel Akış Hızı [m ³ /s]	10.361
	Kütleli Akış Hızı [kg/s]	4.058
	Ses Hızı [m/s]	270.870

Karakteristikler Yöntemi ile Yakınsayan-Genişleyen Nozul Tasarımı

Karakteristikler yöntemi, süpersonik dönmeyen akışı hesaplamak için kullanılır ve iki boyutlu sıkıştırılabilir akış problemlerini çözmek için uygun bir sayısal yöntemdir. Süpersonik nozul tasarımında amaç, istenilen süpersonik akışı üretecek yakınsayan-genişleyen nozul şeklini

bulmaktır. Karakteristikler yöntemi, nozul içinden geçen akışı analiz etmek ve istenilen akış koşullarını üretecek optimal şekli belirlemek için kullanılabilir. Bu yöntem, nozulun genişleyen bölümünü tasarlamak için, akış özelliklerini bildiğimiz ve karakteristik çizgiler olarak adlandırılan bu noktaları birleştiren bir dizi noktayı kullanarak uygulanır [Anderson, 2003].



Şekil 2: Daralan şeklin şeması.

Burada, şekil 2'de verilen daralan eğri karakteristikler yöntemi ile tasarlanacaktır. Y nozulun giriş uzunluğu, y_c nozul boğazı ve L_c daralan geçişin uzunluğudur.

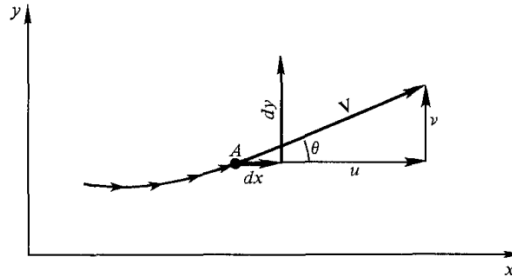
Başlangıç olarak, kararlı, adyabatik, iki boyutlu, irrotasyonel süpersonik akışı düşünelim. Diğer akış tipleri sonraki bölümlerde ele alınacaktır. İki boyutlu akış için Φ hız potansiyelidir.

$$\Phi_x = u \quad (10)$$

$$\Phi_y = v \quad (11)$$

$$\mathbf{V} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} \quad (12)$$

Denklem (10), iki boyutlu akış için hız vektörünü ifade eder. Denklem (11) iki boyutlu döndürmesiz akışa uygulanır ve hız ile ilgili olarak tanımlanan bir skalar fonksiyon $\Phi = f(x, y)$ Denklem (12)'te gösterilmiştir.



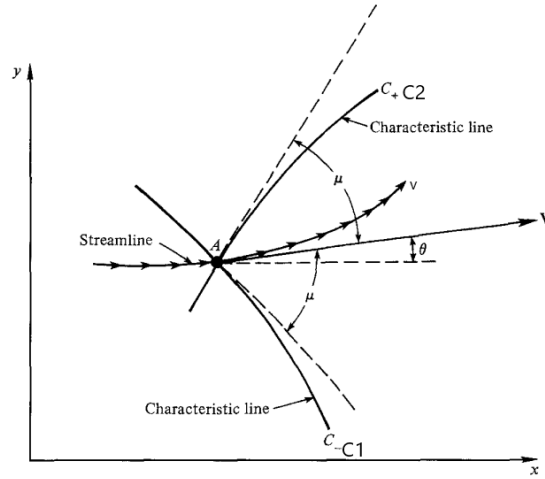
Şekil 3: Akış hattı geometrisi [Anderson, 2003, 388].

Hız vektörü (\mathbf{V}), bileşenleri u ve v olan bir vektör olarak ifade edilir. Akışın analizinde kullanılan iki ana karakteristik denklem ise sağa giden karakteristik ve sola giden karakteristik denklemleri olarak bilinir. Bu denklemler, akış alanındaki belirli noktalar arasında akış özelliklerini; örneğin, yön açısı ve Mach sayısını belirlemede kullanılır.

$$\theta + v(M) = \text{sabit} = C_I \text{ (Sağa giden karakteristik)} \quad (13)$$

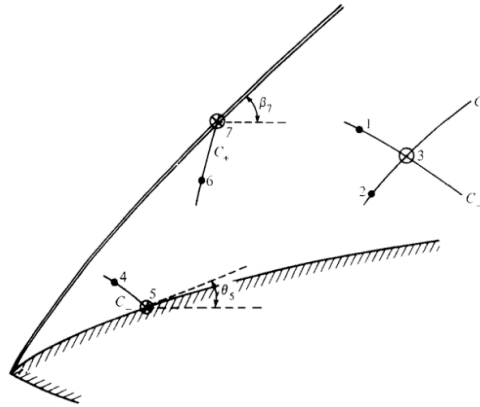
$$\theta - v(M) = \text{sabit} = C_{II} \text{ (Sola giden karakteristik)} \quad (14)$$

Denklemler (13) ve (14) karakteristik yönteminin temelini oluşturur. Şekil 4, bu karakteristik çizgilerin bir tasvirini göstermektedir. Bu denklemler, sağa ve sola giden karakteristik çizgilerin akış alanındaki yerlerini ve eğimlerini tanımlar. Bu çizgiler, süpersonik akışın özelliklerinin hesaplanmasında kritik rol oynar.



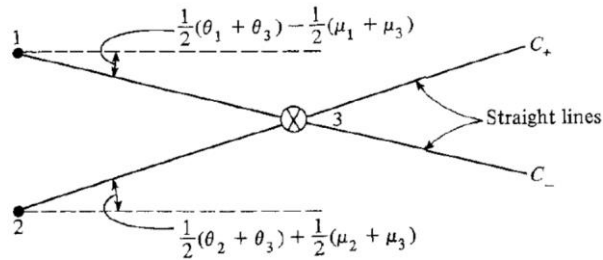
Şekil 4: Karakteristik çizgilerin illüstrasyonu [Anderson, 2003, 390].

Bu karakteristik çizgilerin uygulaması Şekil 5'te gösterilmiştir; burada, nokta 3'teki akış özellikleri, nokta 1'in sağa doğru giden karakteristik çizgisi ve nokta 2'nin sola doğru giden karakteristik çizgisi kullanılarak belirlenebilir. Çünkü nokta 1 ve nokta 3 aynı sağa doğru giden karakteristik çizgiye sahipken, nokta 2 ve nokta 3 aynı sola doğru giden karakteristik çizgiye sahiptir.



Şekil 5: Karakteristiklerin kesirli akış yönteminin birim süreçleri [Anderson, 2003, 393].

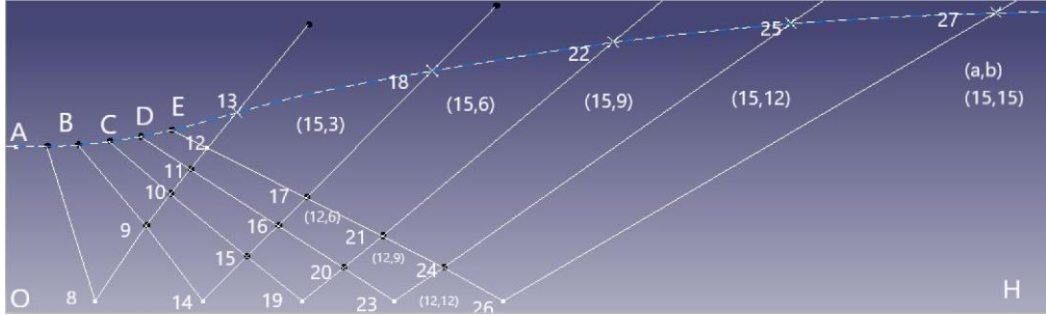
Koordinatları belirlemek için, nokta 1'den 3'e ve nokta 2'den 3'e olan eğimin sabit olduğunu varsayabiliriz. Eğimi belirlemek için, sağa doğru giden karakteristik çizgi için iki bağlı noktadan $(\theta - \mu)$ ortalama olarak ve sola doğru giden karakteristik çizgi için $(\theta + \mu)$ olarak varsayabiliriz. Şekil 6, eğimin belirlenmesi için yapılan varsayımları gösterir.



Şekil 6: Karakteristik çizginin eğiminin belirlenmesi [Anderson, 2003, 394].

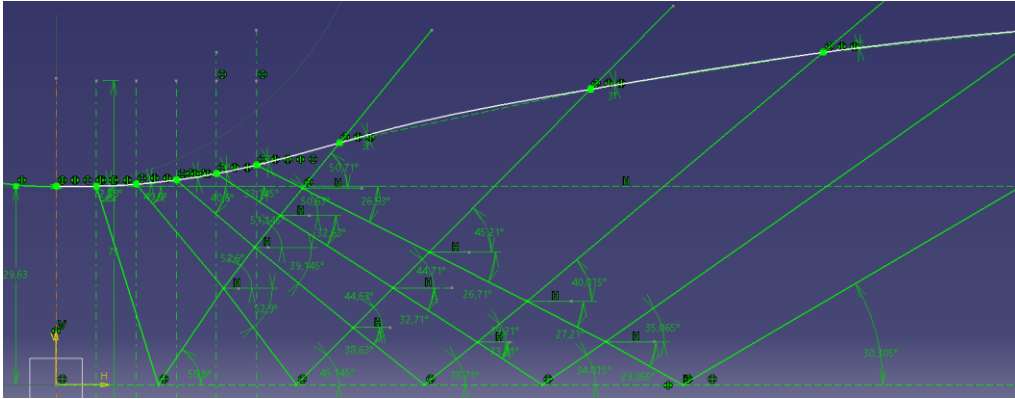
Dalga ağı, her birinin kendi akış açısı ve Mach sayısına sahip bir dizi alan oluşturacaktır. Her alanı, üst yüzeyden şimdiye kadar üretilen derece dönüş sayısını a ve alt yüzeyden üretilen derece dönüş sayısını b ile belirten bir koordinat sistemi kullanmak uygundur. Üst duvardan gelen dalgalar akışı yukarı doğru, alt duvardan gelen dalgalar ise akışı aşağı doğru döndürdüğünden, yerel akış açısı 0 ($a-b$)'ye eşittir ve akışa eşit olduğunda yatay olur. Toplamları v ise, ($a+b$) derecedir [Pope ve Goin, 1965].

Bu çalışma, verilen Prandtl-Meyer açısı için Mach sayısını hesaplar. Fonksiyonun girdi parametreleri Prandtl-Meyer açısı (derece cinsinden) olup, çıktısı ise Mach sayısıdır. Fonksiyon, Mach sayısını hesaplamak için ters Prandtl-Meyer ilişkisini kullanır.



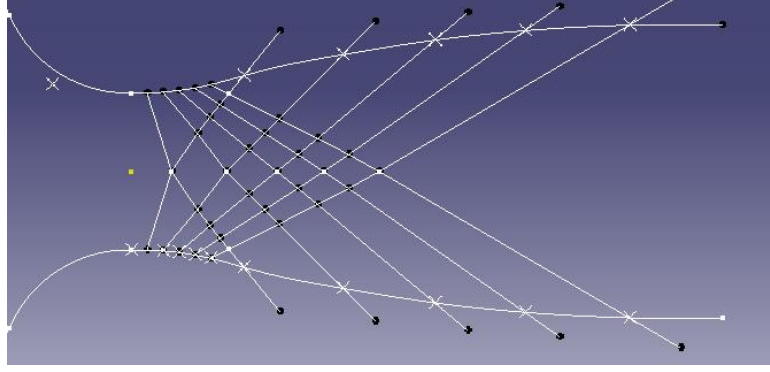
Şekil 7: 5 basamaklı genişleme ile bir nozül tasarımı için karakteristik ağ.

Şekil 7'deki ön taslak ızgaranın incelenmesi, toplam dönüş açıları v olarak $0, 3, 6, 9, 12, 15, 18, 21, 24, 27$ ve 30 derece ile ilgileneceğimizi göstermektedir. Karakteristik çizgileri belirlemeye yardımcı olmak için, yatay eksene göre ilgili Mach dalgalarının açılarını tablo halinde listelemek faydalıdır. Aşağı doğru hareket eden Mach dalgalarının yataya göre eğimi, Mach açısıyla yukarı akış açısının farkıdır, $(\alpha_m - \Theta)$. Benzer şekilde, yukarı doğru hareket eden Mach dalgalarının yataya göre eğimi, $(\alpha_m - \Theta)$ 'dir.



Şekil 8: Süpersonik nozül için beş adımlı karakteristik ağın inşası.

Nozulun genişleyen bölümünün geometrisini ızgaralara bölünerek hesaplanmıştır. Bu formül, karakteristik yöntem kullanarak her bir ızgara noktasındaki açıları ve Mach sayılarını hesaplar. Bu problemin sonucu Catia'da taslak olarak çizilmiş ve Şekil 9'da verilmiştir. İlk olarak, boğazdaki ses hattının düz olduğu varsayılmıştır. Daha sonra, genişleyen bölüm boyunca istasyon numarasına bağlı olarak dönüş açısının bir grafiği çıkarılır. Bu grafik, test bölümündeki istenilen Mach sayısını elde etmek için gereken genişleyen bölümün şeklini belirlemede kullanılabilir. Son olarak, Şekil 9'daki çıkış eğrisi verileri alınmış ve eğri, ANSYS Yazılımının tasarım modülünde çizilerek viskoz olmayan koşullarda analiz edilmiştir.



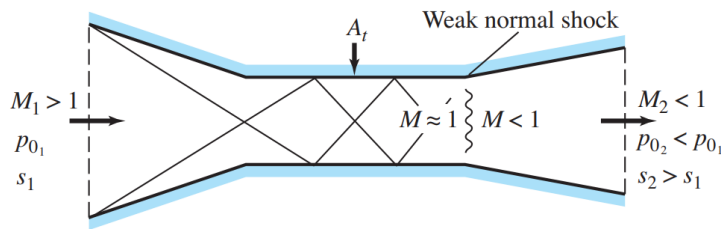
Şekil 9: Minimum uzunluklu nozul şeması.

Başlangıçta tasarım parametreleri 150 mm test yüksekliği ve 1.7 Mach sayısıdır. Hesaplamaların sonucunda test alanının yüksekliği 151.12 mm olarak revize edilmiştir. Ayrıca, nozzle'in son alanındaki artış nedeniyle Mach sayısı 1.77 olarak hesaplanmıştır. Hesaplamaların doğruluğu kanıtlanmıştır.

Yakınsayan-Genişleyen Difüzör Tasarımı

Bir gaz akışını daha düşük bir hıza yavaşlatmak üzere tasarlanmış her türlü kanal difüzör olarak adlandırılır. Uygulamaya bağlı olarak, gelen akış süpersoniktir. Difüzör, akışı yavaşlatırken toplam basınç kaybının minimum olmasını sağlayacak şekilde tasarlanır.

Gerçek bir süpersonik difüzör, gelen akışı bir dizi yansıtılmış eğik şok dalgası aracılığıyla yavaşlatır; bu genellikle bir sabit alan bölgesi olarak tasarlanır. Şok dalgalarının duvar yakınındaki viskoz akışlarla etkileşimi, yansıtılan şok desenlerini zayıflatır ve dağıtır, bu da sonunda sabit alanlı boğazda zayıf bir normal şok dalgası olarak sonuçlanır. Boğazın aşağısında subsonik akış daha sonra genişleyen bir bölüm aracılığıyla yavaşlatılır. Akış artık isentropik olmadığından, çıkıştaki entropi daha yüksektir ve toplam basınç daha düşüktür [Anderson, 2017].



Şekil 10: Gerçek Süpersonik Difüzör [Anderson, 2017].

Rüzgar tüneli terminolojisinde, nozul boğazına birinci boğaz denir ve kesit alanı $A_{t1} = A^*$; olarak adlandırılır; difüzör boğazına ise ikinci boğaz denir ve kesit alanı A_{t2} olarak tanımlanır. Entropi artışı nedeniyle difüzörün boğazı, birinci boğazdan $A_{t2} > A_{t1}$ daha büyük bir alana sahiptir. Şekil 10'a göre, ikinci boğazın (difüzör) birinci boğazın (nozül) alanına oranı şu şekilde verilmiştir:

$$\frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{P_{o1}}{P_{o2}} \quad (15)$$

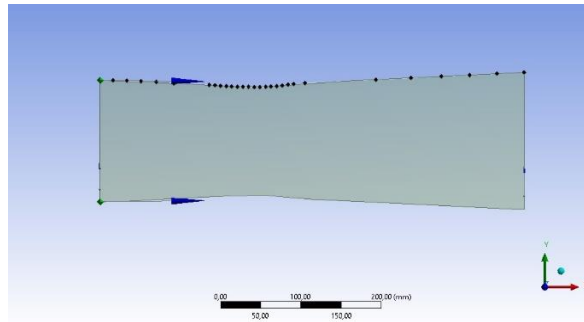
$$\frac{p_{01}}{p_1} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (16)$$

$$\frac{p_{02}}{P_1} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (17)$$

Test bölgesindeki özellikler difüzör girişi için kullanılır. Difüzör girişindeki toplam basınç atmosfer basıncına eşittir ve test alanında hesaplanan statik basınç 20527.79 Pa olarak kabul edilir. Difüzör çıkışında, hava Mach sayısı 0.68'e düşer. Difüzörün giriş ve çıkış statik basınçları ve toplam basınçları, 16 ve 17 numaralı denklemler kullanılarak yeniden hesaplandı. Çıkıştaki toplam basınç 65791.57 Pa iken, statik basınç 54000.00 Pa olur. Bu bölgedeki sıcaklık 266 Kelvin'dir.

Mach sayısı 1.7 için normal şok özellikleri göz önüne alındığında, P_{02}/P_{01} 0.8557 ve birinci boğaz alanı 0.01682 m² olarak hesaplanır. Ayrıca, ikinci boğaz alanı 0.01966 m² olarak hesaplanır.

Subsonik küçük açılı (7° koni) difüzörlerde $M < 0.9$ 'da teorik basınç artışının yaklaşık %88'i elde edilir. 5° mertebesinde büzülme açıları $M < 3$ 'te en iyisidir ve $M = 7$ ile 10'da 15° ve daha fazla artar. Normal şok değerlerinden önemli ölçüde daha küçük minimum basınç oranları, $M > 2$ 'de elde edilir ve $M = 7$ 'de normal şok durma basınç oranının sadece yarısı kadardır. Mach sayıları 4'ün altında olduğunda, sabit geometrili difüzörlerin maksimum büzülmesi (veya değişken difüzörlerin başlangıç büzülmesi) basit teori tarafından yakından tahmin edilir. İki boyutlu büzülmelerin küçük açıları, $M < 4$ 'te 3° ila 4° mertebesinde ve $M = 7$ ile 10'da yaklaşık 9°'ye kadar artar [Lukasiewicz, 1953].



Şekil 11: Difüzör tasarımı.

Difüzör tasarımı yapılırken, nozul tasarımında kullanılan Karakteristikler Yöntemi daralan kısım için uygulanmış, genişleyen kısım için ise 3 derece açıyla genişleyen eğri koordinatları kullanılmıştır. Çizim Şekil 11'de detaylandırılmıştır.

Vakum Tankı ve Çalışma Süresi

Bir vakum tünelinin çalışma süresi, vakum tankındaki artan basınçla sınırlıdır. Vakum tankındaki basınç, tünel boyunca istenen Mach sayısında çalışmak için gereken basınç oranına ulaşacak kadar arttığında, çalışma sona erer [Pope ve Goin, 1965].

Başlangıçta, vakum tankı çok düşük bir basınca kadar boşaltılır ve tünelin çıkışına bağlanır. Tünelin girişi atmosfere açıktır ve atmosferik basınç 101325 Pascal'dır. Vakum tankının önündeki valf açıldığında, atmosferik hava tünel girişine emilir ve tünel boyunca akış başlar.

Tünel boyunca basınç oranı, atmosferik basınç ve tank basıncının oranı olarak temsil edilir. Çalışma devam ettikçe, hava vakum tankını doldurur ve tank basıncı artar. Test çalışması, basınç oranı, nozul boyunca izentropik akışı sürdürmek için gereken değerden daha küçük hale geldiğinde etkin bir şekilde sona erer. Çalışma süresini hesaplamak için, tünel boyunca hava akışının ağırlığı ile çalışma süresinin çarpımını, çalışma sırasında vakum tankındaki hava ağırlığındaki değişime eşitlemek gereklidir.

$$\dot{m}t_{run} = V_v(\rho_e - \rho_i) \quad (18)$$

V_v vakum tankı hacmi, ρ vakum tankındaki kütle yoğunluğu ve e çalışmanın sonunu, i ise çalışmanın başlangıcını gösterir. Bu bölümde çalışma süresi hesaplanmıştır. Vakum tankının hacmi, süpersonik rüzgar tünelinin yerleştirileceği yere bağlı olarak değişir ve vakum tankı bütçeye göre gerekli boyutlarda satın alınabilir. Bu nedenle, kullanılacak farklı tank hacimleri için çalışma süreleri ayrı ayrı hesaplanmıştır ve bu sonuçlar Tablo 5'te gösterilmiştir.

Tablo 5: Farklı hacim oranları için çalışma süreleri.

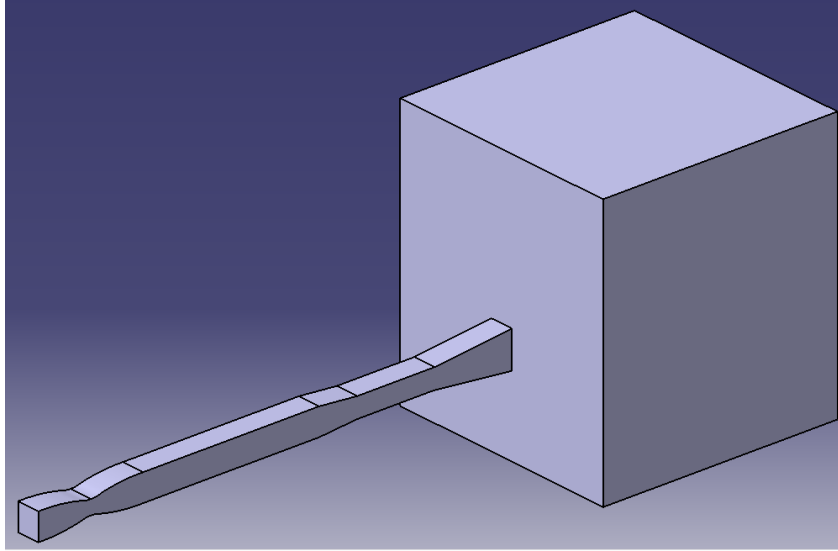
Mach Number	Test Section [m ²]	Min. Tank Pressure [Pa]	Tank Volume [m ³]	Run Time [sec]
1.7	0.0225	540 mbar (54000 Pascal)	7	1.19
			9	1.53
			11	1.87
			13	2.21
			15	2.55

Difüzör çıkışındaki basınç 54000 pascal (-460 mbar gösterge basıncı veya 540 mbar mutlak basınç) olarak hesaplanmıştır. Bu basınç, vakum tankının maksimum basıncını temsil eder. Mach 1.7 hızında yapılan test sırasında test noktasındaki basınç 20527 pascal (205 mbar mutlak basınç) olarak kabul edilmiştir. Eğer vakum pompası ile tank basıncı 50 mbar'a düşürülürse, test 540 mbar'a ulaşana kadar devam edecektir. Basınç 540 mbar'ı aştığında, Mach sayısı 1.7'den düşmeye başlayacaktır. Test süresi, vakumlanan tankta 50 mbar'dan 540 mbar'a yükselmesi için gereken süredir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRMELER

Bu aşamada, süpersonik tünelin tüm hesaplanan özellikleri ve boyutları bir araya getirildi. İki boyutlu çizimler, Catia yazılımı kullanılarak üç boyutlu hale dönüştürüldü. Tünelin tüm bölümleri ve uzunlukları Şekil 12'de verilmiştir. Tünelin çıkışına yaklaşık 50 mbar ile 205 mbar arasında çok düşük bir basınca boşaltılmış bir vakum tankı bağlanmıştır. Tünelin girişi atmosfere açık olup, atmosfer basıncındadır. Vakum tankının önündeki vana açıldığında, atmosferik hava tünelin girişinden çekilir ve tünel boyunca akış başlar.

Nozul ve difüzör bölümlerine ait ayrı hesaplamalar yukarıda detaylı bir şekilde anlatılmıştır. Teorik hesaplamaların doğruluğu, Ansys yazılımı kullanılarak kontrol edilmiştir ve sonuçlar ayrıntılı bir şekilde karşılaştırılmıştır.

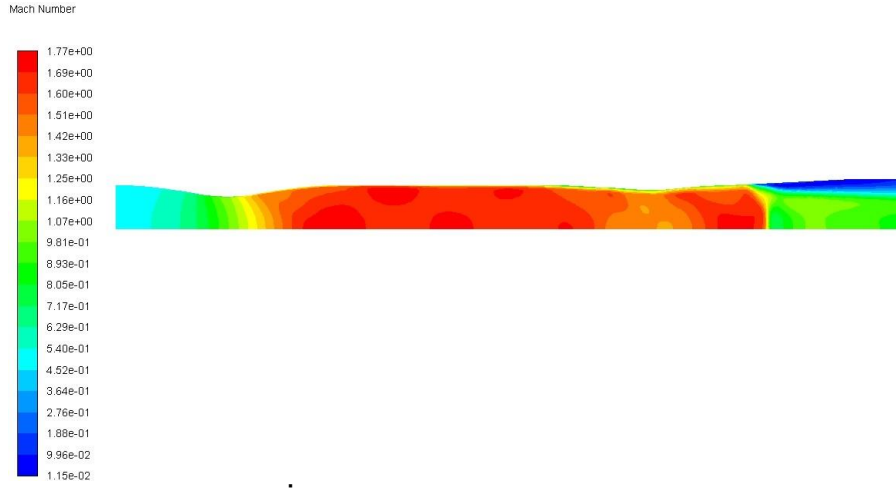


Şekil 12: Süpersonik rüzgar tünelinin tam gövdesi.

Nozul, test bölümü ve difüzör tasarımları yapıldıktan ve geometrisi oluşturulduktan sonra, tünelin hesaplanan parametreleri hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemiyle karşılaştırıldı ve doğrulandı. ANSYS Fluent, tüm akışlar için kütle ve momentum korunumu denklemlerini çözer. Ayrıca, ısı transferi veya sıkıştırılabilirlik içeren akışlar için enerji denklemini de dikkate alır. Fluent'te iki ana tür çözücü vardır: basınç tabanlı ve yoğunluk tabanlı. Basınç tabanlı çözücü, geleneksel olarak sıkıştırılmaz ve zayıf sıkıştırılabilir akışlar için kullanılmıştır. Yüksek hız akışları için, süpersonik akışlarda havanın yüksek sıkıştırılabilirliği nedeniyle yoğunluk tabanlı çözücü daha iyi bir seçenektir. Yoğunluk tabanlı çözücü, süreklilik, momentum ve (uygun olduğu durumlarda) enerji ve tür transferini yöneten denklemleri aynı anda çözer [Fluent Teori Kılavuzu, 2013].

Bu çalışma için, ANSYS Fluent'te yoğunluk tabanlı çözücü kullanılarak iki durum gerçekleştirilmiştir; sınır koşulları 'basınç-giriş' olarak daralan nozul giriş yüzeyinde ve 'basınç-çıkışı' olarak difüzör çıkışında ayarlanmıştır. İki durum, viskoz senaryodan oluşmakta olup, sınır tabakası dikkate alınarak k-ε türbülans modeli ile uygulanmıştır.

Girişteki toplam basıncın 101325 Pa ve statik basıncın 98000 Pa olduğu durumda, Şekil 13'teki akış konturu elde edilmiştir. Tasarımı kolaylaştırmak ve zaman tasarrufu sağlamak amacıyla iki boyutlu analizler yapılmıştır. Sınır koşulları için giriş ve çıkışa ait özellikler tanımlanmıştır. Ayrıca, dış kontur duvarına ait özellikler de belirlenmiştir. Bu sınır tabakası, nozulün kesit alanını etkili bir şekilde azaltır ve dolayısıyla akışın Mach sayısını düşürür. Alanın azalması, akışın şok sonrası bölgesinde bir eğik şokun meydana gelmesine de yol açabilir, bu da şokun aşağı akışını bozar.

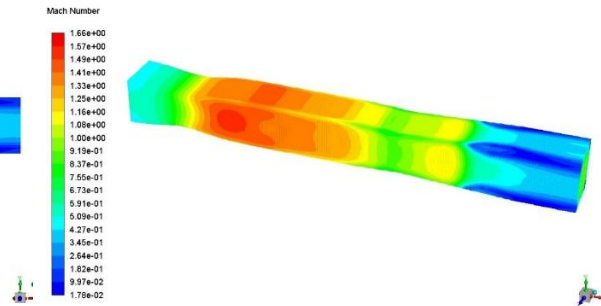
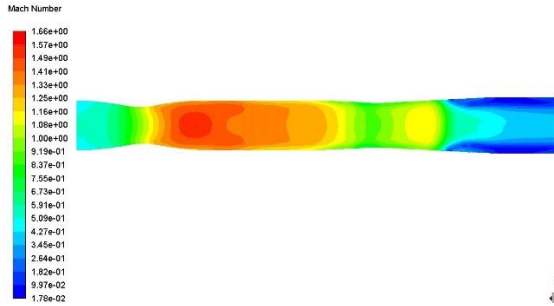


Şekil 13: İki boyutlu analiz mach sayısı konturu.

Tablo 6: İki boyutlu nozul girişinin difüzör çıkışına olan alan ve kütle ağırlıklı özellikleri.

Özellikler	Kütle Ağırlıklı Özellik		Alan ağırlıklı Özellik	
	Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Mach Sayısı	Hız [m/s]
Nozul Girişi	85759.69	274.76	0.4937	164.02
Test Bölgesi	19123.71	179.72	1.7393	467.07
Difüzör Çıkışı	54000.05	253.95	0.6674	213.20
Net	69879.85	264.36	0.5859	190.12

İki boyutlu analizler teorik hesaplamalarla uyuşmaktadır. Bu hesaplamalar doğrulandığı için üç boyutlu tünel aynı parametreler kullanılarak tekrar analiz edilmiştir. Şekil 14 ve 15'te bu analizlerin sonuçları incelenmiştir. Test bölgesi boyunca her iki analiz için de şok dalgaları oluşmamaktadır. İki ve üç boyutlu analizlerin doğrulanması ile tasarıma son verilmiştir.



Şekil 14: Üç boyutlu analiz mach konturu.

Şekil 15: Üç boyutlu tünel analiz sonucu.

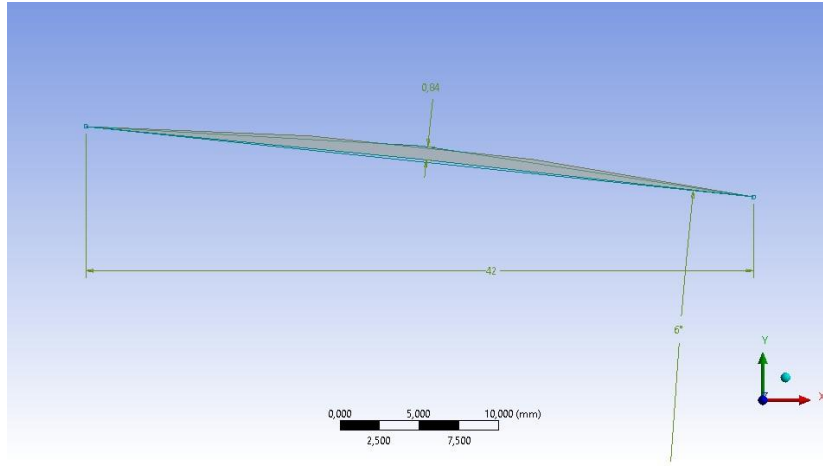
Tablo 7: Üç boyutlu nozul girişinin difüzör çıkışına olan alan ve kütle ağırlıklı özellikleri.

Özellikler	Kütle Ağırlıklı Özellik		Alan ağırlıklı Özellik	
	Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Özellikler	Basınç [Pa]
Nozul Girişi	85100.07	274.15	0.5054	167.72
Test Bölgesi	20903.90	186.16	1.6570	452.95
Difüzör Çıkışı	54000.00	256.52	0.6816	218.86
Net	68602.11	267.43	0.5989	194.86

Test alanındaki hava hızı 1.77'ye çıkar. Şekil 14 ve 15'teki sonuçlara göre, hızın girişte 1.66'ya düştüğü gözlemlenmiştir. Bu düşüşün, test alanındaki kayıplardan kaynaklandığı beklenmektedir. Genel olarak analizler, hesaplamalarla uyumludur.

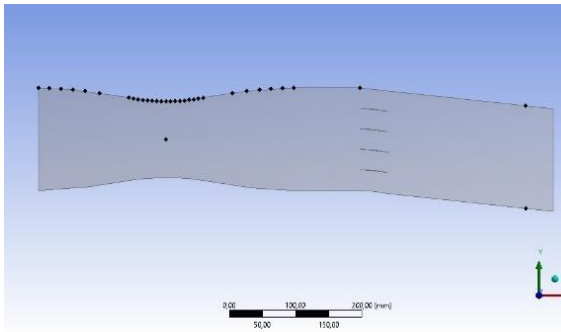
Kanat Profillerinin Test Bölgesine Eklenmesi

Bu çalışmaya ek olarak, süpersonik rüzgar tüneli içerisine beş adet süpersonik kanat profili yerleştirilerek kapsamlı aerodinamik testler gerçekleştirilmiştir. Kanat profilleri, tünelin test bölgesinin girişine dikkatlice konumlandırılmış olup, her birinin açısı 6 derece olarak belirlenmiştir. Bu açısal konumlandırma, süpersonik hızlarda kanat profillerinin kaldırma ve sürükleme gibi aerodinamik parametrelerini doğrudan etkileyebilecek kritik bir faktördür. Profillerin chord uzunlukları 42 mm, genişlikleri ise 0.84 mm olarak tasarlanmıştır. Şekil 16'da profilin ölçüleri verilmiştir. Bu tasarım, süpersonik hızlarda kanat profillerinin ince ve uzun yapılarının aerodinamik etkilerini incelemek amacıyla seçilmiştir.

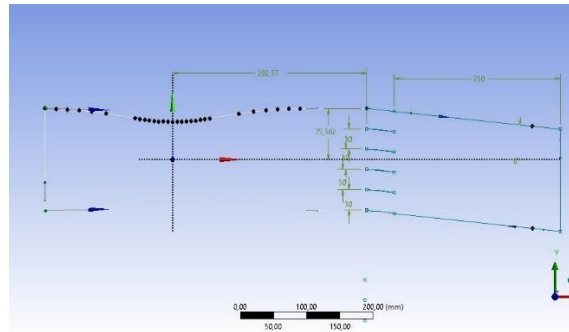


Şekil 16: Testlerin gerçekleştirileceği kanat profili.

Kanat profillerinin alt ve üst yüzeyleri, test bölgesinin duvarlarını oluşturmaktadır. Bu, kanat profillerinin sadece serbest akışta değil, aynı zamanda kanal duvarlarıyla etkileşim içinde olduğu bir senaryonun incelenmesine olanak tanır. Kanat profillerinin 6 derecelik açısı nedeniyle, test bölgesi de aynı açıyla bükülmüştür. Bu bükülme, test bölgesinde meydana gelen akış özelliklerini önemli ölçüde etkileyebilir. Örneğin, 6 derecelik bir eğim, süpersonik akışta şok dalgalarının yerleşimini değiştirebilir, bu da kanat profilleri üzerindeki basınç dağılımını doğrudan etkileyebilir.

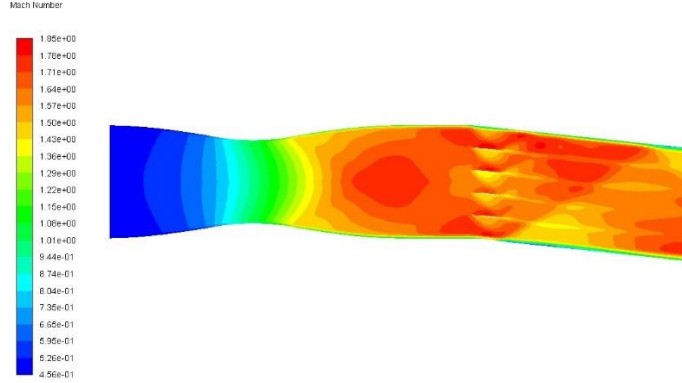


Şekil 17: Kanatlar ve Test Bölgesinin Profili.



Şekil 18: Test bölgesi ve kanatların yerleştirilmesi.

Çalışmanın devamında, süpersonik rüzgar tünelineki 6 derecelik açığa sahip test bölgesi ve kanat profilleri ANSYS yazılımı kullanılarak detaylı bir şekilde yeniden analiz edilmiştir. Bu analizler, özellikle süpersonik akışlarda ortaya çıkan şok dalgalarının etkilerini kapsamlı bir biçimde incelemeye yönelik yapılmıştır.



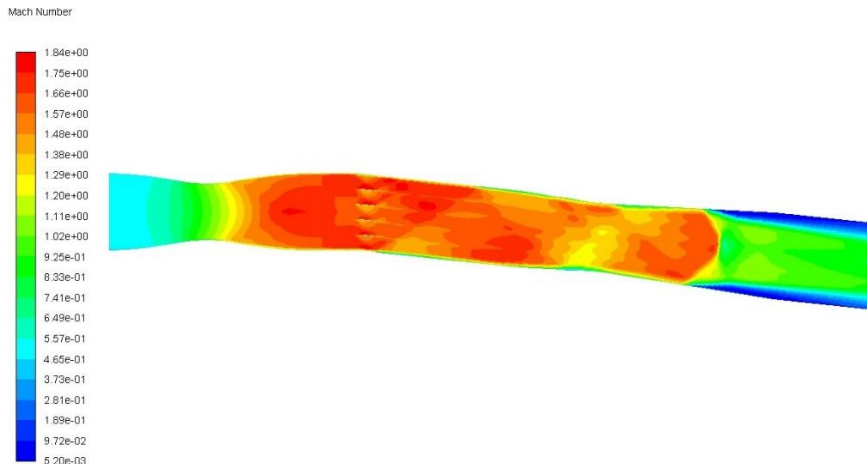
Şekil 19: Kanat profillerinin iki boyutlu mach konturu.

Tablo 8: Nozul girişinin test bölgesine olan alan ve kütle ağırlıklı özellikleri.

Özellikler	Kütle Ağırlıklı Özellik		Alan ağırlıklı Özellik	
	Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Özellikler	Basınç [Pa]
Nozul Girişi	85820.66	274.81	0.4929	163.76
Test Bölgesi	19049.38	178.65	1.7530	469.36
Difüzör Çıkışı	22543.19	192.26	1.5815	438.18
Net	54181.92	233.54	1.0372	300.97

Şekil 19'da, sadece test bölgesinin analizlerine odaklanılarak şok dalgalarının oluşturduğu etkiler görselleştirilmiştir. Bu analizde, şok dalgalarının yerleşimi, yoğunlukları ve akış üzerindeki etkileri detaylı olarak değerlendirilmiştir.

Daha ileri aşamada, test bölgesinin ucuna, tasarımı daha önce tamamlanan difüzör eklenmiştir. Şekil 20'de, tünel ve kanat profillerinin sonuçları sunulmuş olup, difüzörün test bölgesindeki akış dinamikleri üzerindeki etkileri de değerlendirilmiştir. Bu analizler, difüzörün akış düzenlemesi, şok dalgalarının difüzör ile etkileşimi ve genel aerodinamik performansı üzerinde sağladığı etkiler incelenmiştir.



Şekil 20: Kanat profillerinin difüzör ile birlikte mach konturu.

Tablo 9: Nozul girişinin difüzör çıkışına olan alan ve kütle ağırlıklı özellikleri.

Özellikler	Kütle Ağırlıklı Özellik		Alan ağırlıklı Özellik	
	Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Özellikler	Basınç [Pa]
Nozul Girişi	85820.70	274.81	0.4929	163.76
Test Bölgesi	19048.28	178.64	1.7531	469.38
Difüzör Çıkışı	53999.97	260.62	0.6727	215.53
Net	68939.71	267.29	0.5883	191.23

Süpersonik akış koşullarında kanat profillerinin aerodinamik performansını optimize etmek amacıyla yapılan analizlerin sonuçları şekiller ve tablolar ile incelenmiştir. Şok dalgaları ve difüzörün etkilerini daha iyi anlamak, süpersonik araçların tasarımında daha stabil yapıları oluşturur. Araştırmanın odak noktası, test bölgesinin 6 dereceyle bükülmesinin kanat profilleri üzerindeki etkilerini ayrıntılı bir şekilde incelemektir.

SONUÇ

Bu çalışmada, süpersonik rüzgar tünelinin tasarımı ve analizi detaylı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın amacı, maksimum Mach 1.7 hızına ulaşabilen bir indraft süpersonik rüzgar tünelinin ön tasarımını sunmaktır. Tercih edilen rüzgar tüneli tipi, blowdown tipine kıyasla daha avantajlı olan indraft tipi olarak seçilmiştir. Rüzgar tünelinin nozul geometrisi, karakteristikler yöntemi kullanılarak tasarlanmış ve test bölgesi için 15 cm x 15 cm boyutlarında bir dikdörtgen şekil elde edilmiştir. Tasarımın doğruluğunu ve akış özelliklerini doğrulamak amacıyla, ANSYS Fluent programı kullanılarak CFD analizi yapılmıştır. Bu analizler, teorik hesaplamalarla karşılaştırılmış ve hata oranlarının ihmal edilebilir düzeyde olduğu bulunmuştur. Nozul çıkışındaki test bölgesinde Mach sayısının düzgünlüğü tatmin edici bulunmuş, bu da tasarımın doğruluğunu ve performansını sağlamıştır.

Ayrıca, süpersonik rüzgar tünelineki 6 derecelik açığa sahip test bölgesi ve kanat profilleri ANSYS yazılımı kullanılarak yeniden analiz edilmiştir. Bu analizler, süpersonik akışlarda ortaya çıkan şok dalgalarının etkilerini kapsamlı bir şekilde incelemeye yönelik yapılmıştır. Şok dalgalarının yerleşimi, yoğunlukları ve akış üzerindeki etkileri detaylı olarak değerlendirilmiştir. Analizlerin sonucunda, şok dalgalarının kanat profillerinin kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri üzerindeki etkileri ile basınç dağılımları belirlenmiştir. Süpersonik akışlarda küçük açılarla yapılan bükülmelerin, akış karakteristiğini ve dolayısıyla aerodinamik kuvvetleri nasıl etkilediğini anlamak, süpersonik araç tasarımı açısından kritik öneme sahiptir.

Daha ileri aşamada, test bölgesinin ucuna tasarımı daha önce tamamlanan difüzör eklenerek kapsamlı analizler gerçekleştirilmiştir. Bu analizler, difüzörün akış düzenlemesi, şok dalgalarının difüzör ile etkileşimi ve genel aerodinamik performans üzerindeki katkılarını ortaya koymuştur. Elde edilen veriler, süpersonik akış koşullarında kanat profillerinin aerodinamik performansını optimize etmek için önemli bilgiler sunmuş ve kaldırma, sürüklenme ve basınç dağılımı gibi aerodinamik parametrelerdeki değişimlerin daha iyi anlaşılmasını sağlayarak, süpersonik araçların tasarımında daha verimli ve stabil yapıların geliştirilmesine katkıda bulunmuştur. Ayrıca, süpersonik akışlarda kanat profillerinin

performansını optimize etmek ve tasarım süreçlerini iyileştirmek amacıyla yapılacak benzer çalışmalara önemli bir referans sağlamaktadır.

Sonuç olarak, çalışma rüzgar tünelinin tasarımının uygulanabilirliğini ve performansını başarıyla göstermiş, elde edilen sonuçlar doğruluk açısından tatmin edici bulunmuştur. Bu bulgular, süpersonik akışların analizinde önemli bir referans sağlamış ve tasarım süreçlerine değerli katkılar sunmuştur.

REFERANSLAR

Anderson, J. D. (2003). *Modern Compressible Flow with Historical Perspective 3rd Edition*. McGraw-Hill.

Anderson, J. D. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. In *The Aeronautical Journal*. Vol. 116, Issue 1176.

Barlow, J. B., Rae Jr, W. H., & Pope, A. (2015). *Low Speed Wind Tunnel Testing*. INCAS Bulletin, 7(1), 133.

Berry, S. A. Rhode, M. N. and Karl, T. (2001). *Edquist Supersonic Retropropulsion Experimental Results from the NASA Ames 9- x 7-Foot Supersonic Wind Tunnel*, NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681.

Fluent Theory Guide. (2013). *Ansys Fluent Theory Guide*. In ANSYS Inc., Vol. 15317, Issue November 2013, p: 724–746.

Kumar, M. Fernando, D. X. Kumar, R. M. (2013). *Design and Optimization of De Laval Nozzle to Prevent Shock Induced Flow Separation*. *Advances in Aerospace Science and Applications*, 3(2), 119-124.

Lukasiewicz, J., *Diffusers for Supersonic Wind Tunnels*, *Journal of the Aeronautical Sciences*, September, 1953.

Moore, P. J. (2009). *Design of a Supersonic Wind Tunnel*. Worcester Polytechnic Institute.

Peter J. Moore, *Design of a Supersonic Wind Tunnel*, October 2009, Worcester Polytechnic Institute

Pope, A. and Goin, K. L. (1965). *High-Speed Wind Tunnel Testing*.

Sabnis, K. Galbraith, D. S. Babinsky, H. Benek, J. A. (2022). *Nozzle geometry effects on supersonic wind tunnel studies of shock–boundary-layer interactions*. *Shock Waves*. Advance online publication.

Von-Karman, T. (1947). *Supersonic Aerodynamics Principles and Applications*, *Journal of the Aeronautical Science*, Vol. 14, Issue 7, July 1947.