

# SESÜSTÜ HARİCİ SIKIŞTIRMA RAMPALI HAVA ALIĞI MODELİNİN FARKLI TÜRBÜLANS MODELLERİ İLE SAYISAL İNCELENMESİ

M. Enes Özcan<sup>1,\*</sup> ve M. Halil Yılmaz<sup>2</sup>  
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii  
Ankara, Türkiye

Nilay Sezer Uzol<sup>3</sup>  
\*Orta Doğu Teknik Üniversitesi  
ANKARA, Türkiye

## ÖZET

Modern savaş uçakları, düşük radar gözlemi gereksinimleri için son derece karmaşık sesüstü hava alığı tasarımlarını içerir, bu da üç boyutlu akışlara yol açar. Geometrik karmaşıklık, geniş manevra koşulları, şok-sınır tabaka etkileşimleri ve sınır tabaka ayrılmaları bu üç boyutlu sesüstü türbülanslı karmaşık hava alığı akışının doğru tahmin edilmesini gerektirir. Bu çalışmada, sesüstü akışta harici sıkıştırma rampalı hava alığı modeli kapsamlı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) simülasyonları ile incelenmektedir. Tek denklemlilik, iki denklemlilik ve dört denklemlilik türbülans modelleri ile yapılan HAD analizleri ile elde edilen sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmaktadır. Özellikle şok-sınır tabaka etkileşiminden kaynaklı sınır tabaka ayrılmaları ve performans parametreleri incelenmiştir. Farklı türbülans modelleri ve kullanılan duvar fonksiyonlarına bağlı olarak basınç geri kazanımı, akış oranı, normal şok pozisyonları ve analizlerin süreleri karşılaştırılmaktadır. Hem basınç geri kazanımı hem de analiz süresi açısından, en iyi sonuçlar  $k - \epsilon$  türbülans modeli ile elde edilmiştir.

## GİRİŞ

Hava alığı tasarımındaki zorluk, uçağın aerodinamik performansını olumsuz etkilemeden, çeşitli uçuş koşullarında motorun optimal hava beslemesini garanti etmektir. Bir uçak süpersonik hızlarda uçtuğunda, motora giren havanın verimli bir şekilde yanabilmesi için ses altı hızlara yavaşlatılması gerekir. Bu işlem süpersonik sıkıştırma olarak bilinir [Seddon, 2001].

Yüksek hızlı uçuşlarda hava girişi, bir kompresör görevi görür. Serbest akış Mach sayısı ve basıncı ile gelen hava, motorun ihtiyacı olan daha düşük Mach sayısına ve buna karşılık gelen daha yüksek basınç değerine dönüştürülür. Motorun sıkıştırılmış havadan ne kadar kullanılabilir basınç aldığını değerlendirilmesini sağlayan parametreye basınç geri kazanımı (**PR**) denmektedir [Seddon, 2001].

Basınç geri kazanımı, AIP üzerindeki toplam basınç değerinin serbest akış toplam basınç değerine oranıdır.

$$PR = P_{0,AIP} / P_{0,\infty} \quad (1)$$

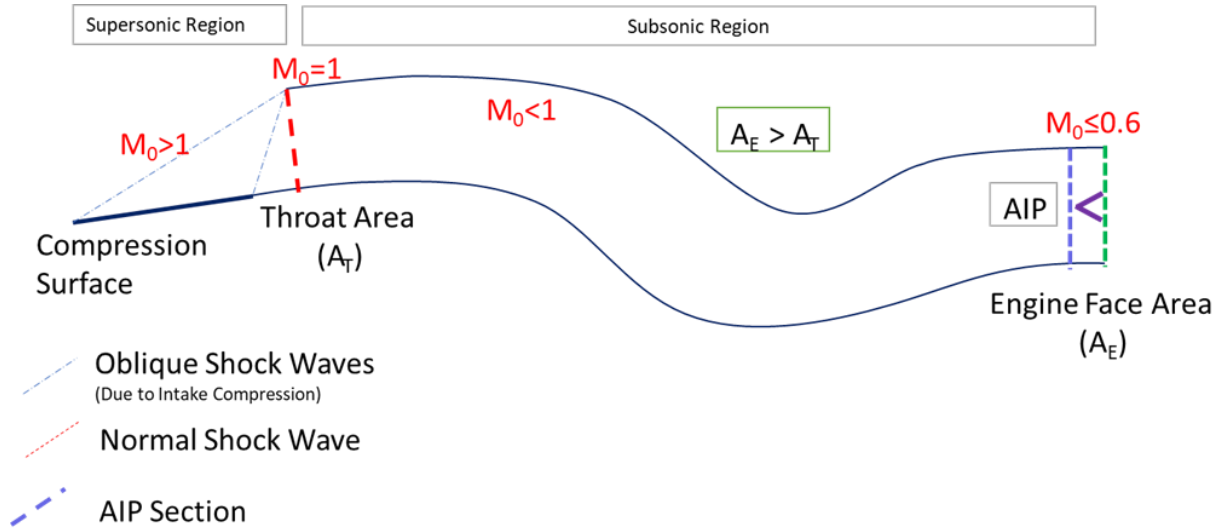
Deneysel olarak, motor çalışır durumdayken kompresör yüzündeki akış parametrelerini ölçmek oldukça zordur. "Aerodinamik arayüz düzlemi (AIP)" kompresör yüzünün önünde yer alan ancak akış alanını kompresör yüzüne çok benzeyecek kadar yakın bir düzlemdir [Menzies, 2002].

Motorla ilgili ölçümler veya sınır koşulları, motorun önüne belirli bir yere yerleştirilmiş olan ve motor firması ile kararlaştırılmış olan aerodinamik arayüz düzlemi kesitinde ölçülür. AIP, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizlerinde motor kullanılmadan motor fan girişini temsil eder.

<sup>1</sup> Doktora Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Böl. ODTÜ, Ankara. Uçak Tasarım Mühendisi, MMU, TUSAŞ, Ankara. E-posta: enes@metu.edu.tr

<sup>2</sup> Uçak Tasarım Mühendisi, MMU, TUSAŞ, Ankara. E-posta: xxx@tusas.com.tr

<sup>3</sup> Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Mühendisliği Böl. ODTÜ, Ankara. E-posta: nuzol@metu.edu.tr



Şekil 1: Ses üstü uçaklarda hava alığında oluşan eğik ve normal şok dalgalarının iki boyutlu akıştaki temsili çizimi

Şekil 1 de hava giriş sisteminin iki boyutlu görünümü gösterilmektedir. Aynı şekilde, şok yapıları ve hız büyüklüğü de bölgelere göre belirtilmiştir. Ses üstü uçan hava araçlarında, gelen hava akışının Mach sayısı kanala girmeden önce ses altı seviyelere sıkıştırma rampa yüzeyleri kullanılarak sağlanır. Motora gidecek hava, motorun girişine kadar difüzör yardımıyla daha da yavaşlatılarak motorun etkili bir şekilde kullanabileceği hızlara ulaşmış olur. Amaç motorun kullanabileceği yüksek toplam basıncı olabildiğince az kayıplarla motora sağlamaktır. Ek olarak, hava emme sistemlerinde üç çeşit toplam basınç kaybı meydana gelmektedir: analın duvarlarında ve akışın kanala girişini sağlayan herhangi bir dış yüzeyde sürtünmeye bağlı olarak; türbülans karşım nedeniyle, akış ayrılmasıyla veya akış ayrılmasına yakın bölgelerde; Şok dalgalarında olmak üzere, toplam basınç kayıpları meydana gelmektedir [Seddon ve Goldsmith, 2001].

Kompleks üç boyutlu şok yapıları, şok sınır tabaka etkileşimleri ve sınır tabaka ayrılmaları hava alığı bölgesinde oluştuğu için bu makalede Şekil 1 de gösterilen yapının hava alığı kısmı incelenecektir. Bu çalışmada hava alığının  $PR$  değeri, AIP  $PR$  dağılımı, simetrik düzlemdeki Mach dağılımı ve sıkıştırma yüzeyi ve saptırıcı plakada bulunan statik basınç portlarından ölçülen değerlerin karşılaştırılması yapılacaktır.

## YÖNTEM

Bu çalışmada kullanılan hava alığı geometrisi detayları, HAD analizleri için yapılan çözüm ağı bağımsızlık çalışması ile yaratılan çözüm ağlarının özellikleri ve analizlerde kullanılan türbülans modelleri aşağıda anlatılmaktadır. Bu çalışmada farklı türbülans modellemeleri deneysel verilere yum açısından değerlendirilmiştir. Türbülans modellemelerinin doğruluğu, şirket bünyesinde gerçekleştirilen deneysel ölçümlerle karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Ancak, deneysel verilerin gizliliği nedeniyle, bu verilere ilişkin detaylar burada sunulamamaktadır. Veriler boyutsuzlaştırılarak sunulmuştur.

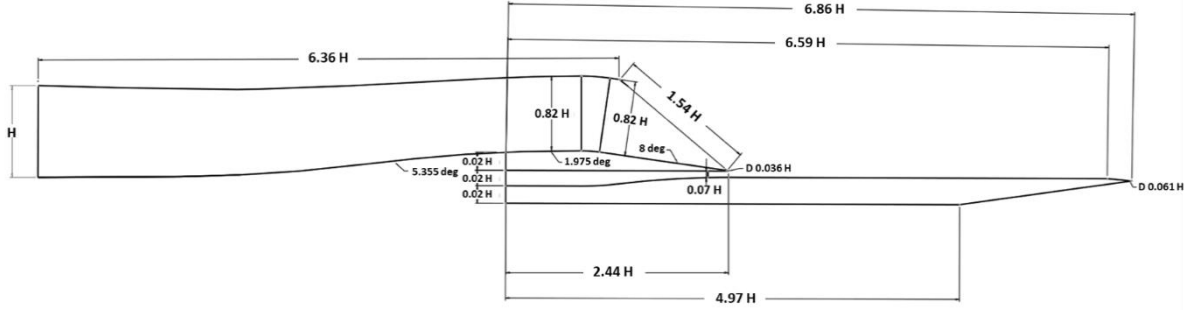
## Sesüstü Hava Alığı Test Modeli Geometrisi

Sesüstü hava alığı test modeli saptırıcı plaka, yönlendirici ve tek rampalı harici sıkıştırma tipi hava alığından oluşmaktadır. Geometrik özellikleri Şekil 2'te verilmiştir. Hava alığı ile saptırıcı plaka arasında kalan yönlendiricinin yüksekliği, hava alığının içerisine herhangi bir sınır tabaka akışının gelmeyeceği garanti edilerek gelişen sınır tabaka yüksekliğine göre belirlenmiştir.

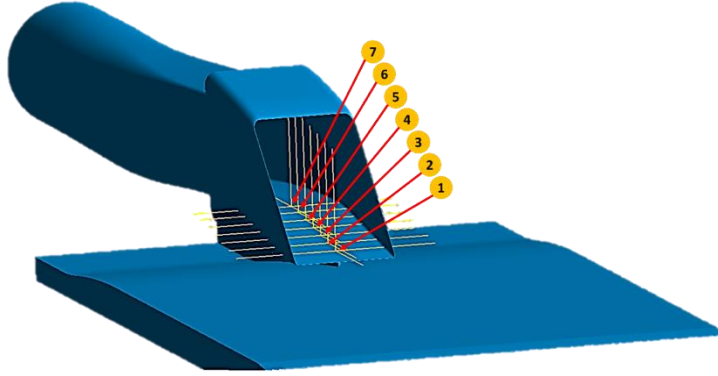
Şekil 2'te gösterilen harici sıkıştırma hava alığının rampa açısı 8 derecedir. Aerodinamik arayüz düzlemi (AIP) çapı 73,80 mm olup test modeli ölçüleri ( $H$ ) (AIP yüksekliği) parametresine göre Şekil 2'te gösterilmiştir. Şekil 3'te görüleceği üzere hava alığı üzerinde sıkıştırma rampası üzerine 7 adet statik basınç probu yerleştirilmiştir. Bu problemlerden ölçülen basınç değerleriyle hem normal şokun pozisyonu hemde rampa üzerindeki basınç dağılımları gözlemlenecektir. Saptırıcı plaka üzerinde ise 5 adet statik basınç portu yer almaktadır ve Şekil 4'teki gibi yerleşimleri yapılmıştır. Toplamda 12

adet statik basınç portundan yapılan ölçüm ile rüzgâr tüneli deneyleri ve HAD analizleri karşılaştırılacaktır.

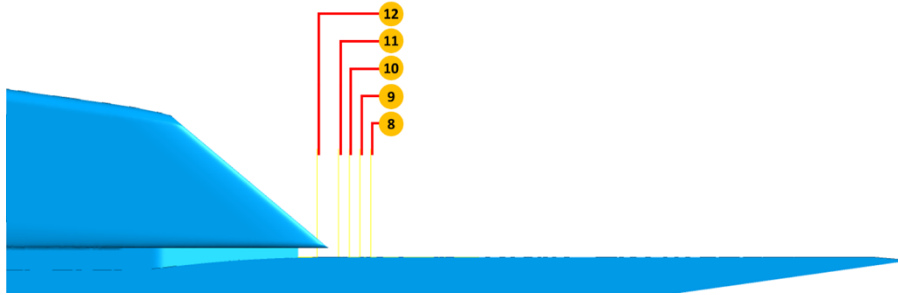
Ayrıca, BAE rüzgar tüneli testinde 8x4 konfigürasyonunda dinamik prop sisteminde (rake) 32 tane toplam basınç tüpü ile aerodinamik arayüz düzeleminde (AIP) akış dinamik basınç ölçümleri yapılmıştır [AGARD, 1991].



Şekil 2: Sesüstü harici sıkıştırma tek rampalı hava alığı geometrisi



Şekil 3: Sıkıştırma rampası üzerinde bulunan statik basınç portları lokasyonlarının numaralandırılması



Şekil 4: Saptırıcı plaka üzerinde bulunan statik basınç portları lokasyonlarının numaralandırılması

### Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

Harici sıkıştırma rampalı hava alıklarında rampadaki belirli açıdan dolayı eğik ve normal şok yapıları oluşmaktadır, ayrıca şok sınır tabaka etkileşiminden kaynaklı sınır tabaka akış ayrılması ve kanal içinde duvar etkilerinden ve akış ayrılmalarından ötürü kaybedilen toplam basınç hesaplamasını daha doğru yapabilmek için hava alığı ve kanal içine daha sık bir çözüm ağı olacak şekilde çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Akış ayrılmalarının ve şok-sınır tabakası etkileşimlerinin doğru bir şekilde yakalanabilmesi için uygun bir yaklaşımın benimsenmesi önemlidir. Bu nedenle yüksek yoğunluklu bir duvar kenarı çözüm ağı kullanılarak viskoz alt tabakalarının çözülmesi gerekmektedir. Bu çalışmada enhanced wall treatment yaklaşımı kullanılmıştır.

Mevcut çalışma için, duvar kenarındaki her hücrenin ağırlık merkezinin,  $y^+$  değerinin yaklaşık olarak 1'e eşit olduğu viskoz alt tabaka içinde konumlandırılması sağlanmıştır. Sınır tabaka kalınlığı ve ilk tabaka kalınlığı aşağıda ki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır. Hava viskozitesinin değeri, Sutherland'in denkleminde yararlanılarak türetilmiştir.

$$\mu = \frac{C_1 T^{\frac{3}{2}}}{T + C_2} \quad (2)$$

Burada  $\mu$  ( $kg/m.s$ ) viskozite,  $T$  ( $K$ ) statik sıcaklık,  $C_1 = 1.458e - 6$  ( $kg/m.s.K^{\frac{1}{2}}$ ) ve  $C_2 = 104.4$  ( $K$ ) dir. Reynolds sayısı, bir akışkanın akış rejimini karakterize eden boyutsuz bir parametredir [WHITE, 2006]. Ek olarak düz akışa paralel bir plaka üzerinde ki türbülanslı sınır tabaka yüksekliği ( $\delta$ ) referans dokümandan faydalanılarak hesaplanabilir [CENGEL, 2006]. Düz bir plaka üzerinde tam gelişmiş türbülanslı akış için yüzey sürtünme katsayısı  $C_f$ 'i tahmin etmek için Schlichting yüzey sürtünme korelasyonu kullanılır [SCHLICHTING, 1979]. Yüzey sürtünme katsayısı  $C_f$  elde edildikten sonra duvar kayma gerilimi  $\tau_w$  hesaplanır ve sürtünme hızı  $U_\tau$  duvar kesme gerilimi denkleminde hesaplanabilir [POPE, 2000].  $y^+$  denklemi ilk tabaka yüksekliğini ( $\Delta s$ ) hesaplamak için yeniden düzenlenerek toplam katman sayısı ( $LN$ ) büyüme oranı ( $GR$ ) kullanılarak aşağıda ki denklem ile elde edilir.

$$\delta = \Delta s \frac{(1 - GR^{LN})}{(1 - GR)} \quad (3)$$

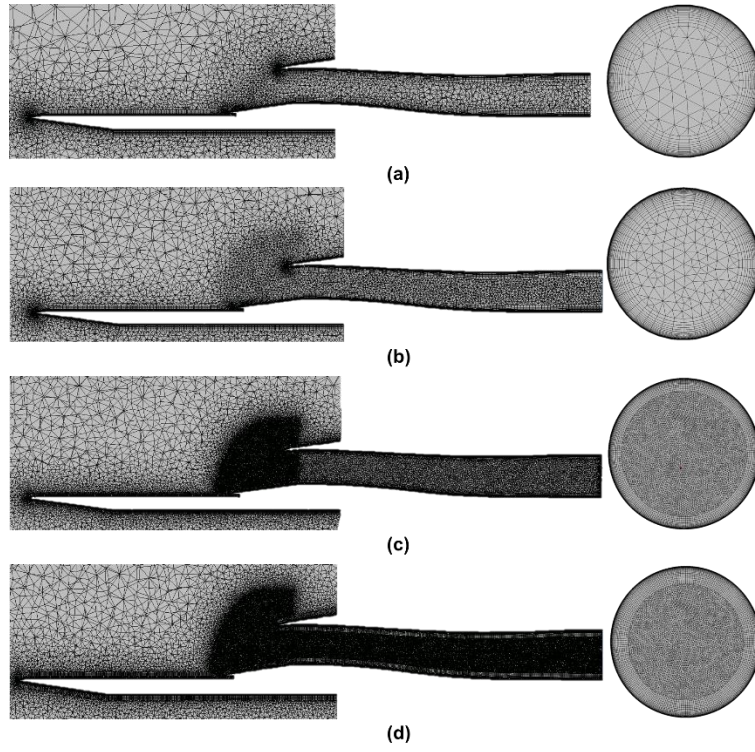
Tablo 1 Harici sıkıştırma tek rampalı hava alığı genişleme katmanı hesaplaması

$y^+$	İlk Tabaka Yüksekliği, $\Delta s$ (mm)	Katman Sayısı	Sınır Tabaka Yüksekliği, $\delta$ (mm)
1	0.0014	40	10.2814

ANSYS'in çözüm ağı oluşturma modülü kullanılarak, yüzey ve hacim çözüm ağı yoğunlukları iteratif olarak artırılarak, on farklı 3-boyutlu yapısal olmayan çözüm ağı oluşturulmuştur ve Tablo 2'de her biri için toplam hücre sayısı verilmiştir.

Tablo 2: Çözüm ağı bağımsızlık çalışması: 10 farklı çözüm ağı için toplam hücre sayısı

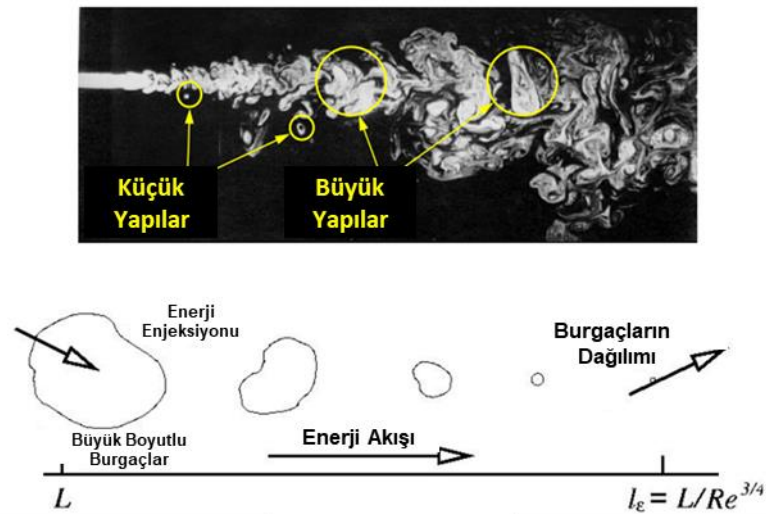
Çözüm Ağı Modelleri	V1	V2	V3	V4	V5	V6	V7	V8	V9	V10
Toplam Eleman Sayısı	1.5M	2.4M	3M	3.5M	4M	14M	22M	39M	48M	82M



Şekil 5: Simetri düzleminde ve kanal çıkışında çözüm ağı ve sınır tabaka yapısı. a: düşük eleman yoğunluklu (1.5M) çözüm ağı, b: düşük eleman yoğunluklu (4M) çözüm ağı, c: orta eleman yoğunluklu (39M) çözüm ağı, d: yüksek eleman yoğunluklu (82M) çözüm ağı

### HAD Simülasyonları ve Türbülans Modelleri

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) simülasyonları ile türbülanslı akışların analizlerinde üç temel yaklaşım vardır; Doğrudan Sayısal Simülasyon (DNS), Büyük Girdap Simülasyonu (LES) ve Reynolds-Ortalama Navier Stokes (RANS) simülasyonları. Bu çalışmada, 3-boyutlu daimi akış RANS simülasyonları farklı türbülans modelleri kullanarak yapılacaktır. Sesüstü hava alığı akışı, farklı türbülans modelleri; Spalart-Allmaras (SA), standart  $k - \epsilon$ , RNG  $k - \epsilon$ , Gerçekleştirilebilir  $k - \epsilon$ , Standart  $k - \omega$ ,  $k - \omega BSL$ , ve  $k - \omega SST$  türbülans modelleri ile incelenecektir. HAD simülasyonları Ansys Fluent yazılımı ile yapılmaktadır.



Şekil 6: Enerji kademeleri [LIU, 2021]

## Spalart-Allmaras Türbülans Modeli

Aerodinamik türbülans modelleme alanında, tek denklemlilik Spalart-Allmaras (SA) modeli önem taşımaktadır. Tek bir kısmi diferansiyel denklemi çözerek girdap viskozitesini etkili bir şekilde alır [Oliver, vd., 2007].

## Standard $k - \epsilon$ Türbülans Modeli

İlk olarak Launder ve Spalding tarafından tanıtılan bu model, basit olması ve farklı koşullarda uygulanabilir olması sebebiyle popüler hale geldi. Bu türbülans modeli türbülansın zaman içinde nasıl değiştiğini açıklayan iki denkleme sahiptir. Denklemlerden biri türbülansın enerjisi ( $k$ ) için, diğeri ise türbülansın ne kadar hızlı dağıldığı ( $\epsilon$ ) içindir. Bu model akışın türbülanslı ve viskozite etkileri az iken uygulanabilir olmaktadır. Türbülanslı enerji üretimi ile normal gerilmelerin anizotropisinden kaynaklanan türbülanslı gerilmeler arasındaki ilişkilerin yakalanamaması  $k - \epsilon$  modelinin eksikliklerinden biridir [WILCOX, 2006].

$\epsilon$  denklemi ters basınç gradyanı olan akışları çözmekte yetersiz kalmaktadır. Model, duvarın yakınında çok büyük türbülans uzunluğu ölçekleri üretir ve bu nedenle deneysel verilerle karşılaştırıldığında akış ayrılmalarını geciktirir ve hatta önler. Bu da aşırı iyimser tasarım tercihlerine yol açmaktadır çünkü model gerçek akışın zaten ciddi şekilde ayrılabilirdiği koşullar altında yüzeye tutunan bir akış öngörmektedir [MENTER, 1994].

## RNG $k - \epsilon$ Türbülans Modeli

RNG tabanlı  $k - \epsilon$  türbülans modeli "renormalizasyon grubu" yöntemleri adı verilen bir matematiksel teknik kullanılarak anlık Navier Stokes denklemlerinden türetilir. Analitik türetme, standart  $k - \epsilon$  modelindekilerden farklı sabitlere ve  $k$  ve  $\epsilon$  için taşıma denklemlerinde ek terimlere ve işlemlere sahip bir modelle sonuçlanır. Bu model aşağıdaki iyileştirmeleri içerir;

- $\epsilon$  denkleminde ki ek terimiyle çabuk gerinimli akışlar için çözüm doğruluğunu önemli ölçüde geliştirir.
- Girdabın türbülans üzerindeki etkisi RNG modeline dahil edilmiştir, böylece girdap gibi dönen akışların doğruluğu artırılmıştır.
- RNG modeli türbülanslı Prandtl sayıları için analitik bir formül sağlarken, standart  $k$  modeli kullanıcı tarafından belirlenen sabit değerleri kullanır.
- Standart  $k - \epsilon$  modeli yüksek Reynolds sayısı modeli olmasına rağmen, RNG modeli düşük Reynolds sayısı etkilerini hesaba katan viskozite çözümleri için analitik olarak türetilmiş bir diferansiyel formül içerir. Ancak bu özelliğin etkili kullanımı duvara yakın bölgenin uygun şekilde çözülmesine bağlıdır.

Bu özellikler RNG modelini standart  $k - \epsilon$  modeline göre daha geniş bir akış sınıfı için daha doğru ve güvenilir kılar.

## Gerçekleştirilebilir $k - \epsilon$ Türbülans Modeli

Gerçekleştirilebilir terimi modelin türbülanslı akışların fiziği ile tutarlı olarak Reynolds gerilmeleri üzerindeki belirli matematiksel kısıtlamaları karşıladığı anlamına gelir.

- Gerçekleştirilebilir  $k - \epsilon$  modeli türbülanslı viskozite için yeni bir formülasyon içerir.
- Türbülans kinetik enerji dağılım oranı ( $\epsilon$ ) için yeni bir taşıma denklemi, ortalama kare girdap dalgalanmasının taşınması için tam bir denklem türetilmiştir.

Gerçekleştirilebilir  $k - \epsilon$  modelinin doğrudan faydası hem düzlemsel hem de çembersel yayılma oranının daha doğru bir şekilde tahmin etmesidir. Ayrıca rotasyon, güçlü ters basınç değişimleri altındaki sınır tabakaları, akım ayrılmaları ve resirkülasyon içeren akışlar içinde etkili performans sağlar.

Standart  $k - \varepsilon$  modelinin veya diğer geleneksel  $k - \varepsilon$  modellerinin zayıf yönlerinden biri, türbülans kinetik enerji dağılım oranı ( $\varepsilon$ ) için modellenen denklemde yatmaktadır. İyi bilinen çembersel jet anomalisinin (düzlemsel jetlerdeki yayılma oranının oldukça iyi tahmin edildiği ancak aksenel simetrik jetler için yayılma oranı tahmininin oldukça zayıf olduğu bulgusuna dayanarak adlandırılmıştır) temel olarak modellenen dağılım denkleminden kaynaklandığı düşünülmektedir. Shih ve diğerleri tarafından önerilen gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  modeli bu eksiklikleri gidermeyi amaçlamaktadır.

Gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  modelinin bir sınırlaması, hesaplama alanının hem dönen hem de sabit akışkan bölgeleri içerdiği durumlarda (örneğin, çoklu referans çerçeveleri, dönen kayan çözüm ağları) fiziksel olmayan türbülanslı viskoziteler üretmesidir. Bunun nedeni bu modelin türbülanslı viskozite tanımında ortalama dönme etkilerini içermesidir. Bu ekstra dönme etkisi, tek dönen referans çerçeve sistemlerinde test edilmiş ve standart  $k - \varepsilon$  modeline göre daha iyi bir davranış göstermiştir.

### Standart $k - \omega$ Modeli

Wicox'un  $k - \omega$  modeli, türbülans kinetik enerjisi  $k$  için bir denklemi ve spesifik türbülans dağılım oranı veya türbülans frekansı için ikinci bir denklemi çözer [WILCOX, 1980] [WILCOX, 1988]. Model,  $k - \varepsilon$  modelinden daha olumsuz basınç gradyanı koşullarında önemli ölçüde daha iyi performans gösterir, ancak yazarın deneyimi, daha güçlü olumsuz basınç gradyanlarına daha yüksek bir duyarlılığın arzu edileceğidir [MENTER, 1992]. Modelin bir başka güçlü yanı, viskoz sınır tabakada ki formasyonunun basitliğidir. Model, sönümlenme fonksiyonları kullanmaz ve doğrudan Dirichlet sınır koşullarına sahiptir. Bu, sayısal kararlılıkta önemli avantajlar sağlamaktadır. Ancak,  $k - \omega$  modelinin de önemli bir eksikliği vardır. Son zamanlarda, modelin sonuçlarının, kesme tabakası dışında belirtilen serbest akış değerlerine,  $\omega$ , güçlü bir şekilde bağlı olduğu bildirilmiştir. Bu [MENTER, 1992] sorun detaylı bir şekilde incelenmiş ve  $\omega_f$  için farklı değerler kullanılarak, girdap viskozitesinin büyüklüğünün %100 den fazla değiştirebileceği gösterilmiştir. Bu açıkça kabul edilemez ve belirsiz çözümleri sağlamak için düzeltmeler gerekir.

### BSL (Baseline) $k - \omega$ Modeli

BSL modelinin temel fikri, Wilcox  $k - \omega$  modelinin yakın duvar bölgesinde dinamik ve doğru formasyonunu korumak ve sınır tabakasının dışında ki serbest akış bağımsızlığından  $k - \varepsilon$  modelinin avantajını sağlamaktır. Bunun için  $k - \varepsilon$  modeli  $k - \omega$  formasyonuna dönüştürülür. Bu formasyon ile orijinal  $k - \omega$  modeli arasında ki fark, omega denkleminde ek bir çapraz difüzyon teriminin görünmesi ve modelleme sabitlerinin farklı olmasıdır. Orijinal model daha sonra bir fonksiyon  $F1$  ile çarpılır ve dönüştürülmüş model bir fonksiyon  $(1 - F1)$  ile çarpılır ve her ikiside bir araya eklenir. Fonksiyon  $F1$ , yakın duvar bölgesinde (orijinal modeli etkinleştirerek) bir yüzeyden uzakta sıfır olacak şekilde tasarlanacaktır. Karışım, sınır tabakasının art iz bölgesinde gerçekleşecektir.

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

$k - \omega$  shear stress transport (SST) türbülans modeli, Menter tarafından 1994 yılında ters basınç gradyanı olan durumlarda tahminini iyileştirmek ve orijinal  $k - \omega$  modelinin serbest akışa olan yüksek hassasiyetinden kaynaklanan sorunları çözmek için geliştirilmiştir. Model sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz türbülans akışlarını modellemek için HAD da yaygın olarak kullanılan iki denklemlilik eddy viskozite modelidir.

SST modeli,  $k - \omega$  formülasyonunda ifade edilir ve en çok kullanılan  $k - \omega$  ve  $k - \varepsilon$  türbülans modellerinden ikisini birleştirir. SST modeli, sınır tabakasının viskoz sınır tabakasının iç bölgesinde  $k - \omega$  model formülasyonunu kullanır ve serbest akış bölgesinde  $k - \varepsilon$  model formülasyonuna geçer. SST modeli, iki modeldeki çeşitli arzu edilen elementlerin avantajlarından büyük ölçüde faydalanır ve standart  $k - \omega$  modellerinin serbest akışa olan yüksek hassasiyeti ve  $k - \varepsilon$  modelinin

duvar yakınında ki viskoz tabakada karşılaştığı sorunları ortadan kaldırır. Bu birleştirmeli SST modelini standart modellere göre daha geniş bir akış çeşitliliği için daha hassas hale getirir.

SST modeli, ters basınç gradyanlarında ve ayrılmış akışlar gibi durumlarda iyi performans göstermesi nedeniyle tercih edilir. Ancak, [TAN, 2011] ve [Oliver, vd., 2007] tarafından yapılan çalışmalar, modelin durgunluk bölgeler ve güçlü hızlanma bölgeleri gibi büyük normal gerinim bölgelerinde biraz fazla büyük türbülans seviyeleri ürettiğini ve standart  $k - \epsilon$  modelinden daha fazla ayrılma durumlarını aşırı tahmin ettiğini göstermektedir.

SST modeli, BSL modelini temel alır, ancak bunun yanında sınır tabaka içindeki eddy viskozitesini sınırlar (ters basınç gradyanları ve ayrılma altında akışlar için) model performansını artırmak amacıyla ikinci bir geçiş fonksiyonu  $F2$  kullanır.

SST modelinde [MENTER, 1994] tarafından ayarlanan stres parametresi  $\alpha1 = 0.31$  değeri nispeten küçük ayrılmalara yol açan yapışık sınır tabakaları veya hafif ters basınç gradyanı akışları için başarılı sonuçlar göstermektedir. [COAKLEY, 1983], bu sabit değer için 0.30 değerini kullanan bir kayma gerilimi sınırlayıcı da kullanan bir  $q - \omega$  modeli geliştirmiştir. [BRADSHAW, 1967] aynı türbülans gerilmesi – türbülans kinetik enerjisi ilişkisine dayalı 0.30 değerine sahip başka bir yapı parametre terimi kullanan tek denklemlerli bir model geliştirdiler. [ROSE, 1966] homojen serbest kesme tabakası akışı için  $\alpha1$  değerini araştırdı ve  $\alpha1$ 'in yaklaşık olarak 0.35 olduğunu buldu. [EDWARDS, 2008] bilinen şok dalgası sınır tabaka etkileşimli akışlar için Mach 5 sıkıştırma yüzeyi sorunu için deneysel sonuçlarla uyuma göre  $\alpha1 = 0.356$  sonucuna vardılar. [NICHOLAS, 2013] araştırmasında  $\alpha1$  için 0.355'e yakın bir değer kullanılması, ayrılma akışı tahminini iyileştirdi. Diğer rapor edilen çalışmalar, şok – sınır tabakası hâkim akışları için  $\alpha1 = 0.31$  değerinden farklı bir değer araştırdılar. [TAN, 2011] tarafından araştırıldığı üzere, şok – sınır tabaka hâkim akışlar için deneysel sonuçlar  $Clim = 0$  değerinin ayrılma bölgesini yeterince tahmin edemediğini,  $Clim = 1$  kullanıldığında ise ayrılma bölgesini aşırı tahmin ettiğini göstermektedir [EL-SAMANOUDY, 2016].

### Yakın Duvar İşlemleri

Yakın duvar işlemleri, akışkanın bir duvar ile temas ettiği bölgedeki davranışını modellemek için kullanılan bir yöntemdir. HAD analizlerinde duvar kesme stresini doğru bir şekilde hesaplamak için gereklidir ve akışın karmaşıklığına bağlı olarak yöntem seçilir.

### Standart Duvar Fonksiyonu

Lauder ve Spalding yöntemine dayanan Standart Duvar Fonksiyonu viskoz alt tabakadaki akışkanın hız profilini hesaplamak için kullanılır ancak viskoz alt tabakadaki karmaşık akışkan davranışını çözümlenmek yerine, duvara yakın bölgelerde akışkan davranışını deneysel verilere ve yasalara dayanan ilişkilere ile modellemek için kullanılır. Ayrılma, yeniden yapışma ve çarpma gibi akışların olmadığı ve akışın ortalama değerinin ve türbülansın basınç gradyanlarına ve hızlı değişimlere maruz kalmadığı akışlar için kullanılabilir. Genellikle  $y^+ > 11$  sınırından daha küçük değerlerde çözümün doğruluğu azalmaktadır.

### Ölçeklenebilir Duvar Fonksiyonu

Ölçeklenebilir duvar fonksiyonu, standart duvar fonksiyonunun bir modifikasyonudur. Karmaşık geometrilere standart duvar fonksiyonlarında ilk örgü noktasının  $y^+ > 11$  uzak olacak şekilde tutarlı tanımlanması zorlaşmaktadır. İlk örgü noktasının  $y^+ < 11$  de yer alacağı durumlarda standart duvar fonksiyonlarının çözüm bozulmasını önlemek için  $y^+$  üzerine bir sınırlayıcı uygulayarak gerçekleştirilir. Sınırlayıcı,  $y^+ < 11$ 'den küçük olması durumunda 11'e eşit olacak şekilde ayarlanır ve bu duvar fonksiyonlarının viskoz alt tabakaya girmesini engeller, böylece tutarlı bir duvar kesme stresi sağlar [GROTIANS, ].



## Denge Dışı Duvar Fonksiyonu

Denge dışı duvar fonksiyonları, ayrılma, yeniden yapışma ve çarpma gibi karmaşık akış senaryolarında standart duvar fonksiyonlarının sınırlamalarını aşmak için tasarlanmıştır. Bu senaryolarda basınç gradyanları ve akış karakteristiklerindeki hızlı değişimler, ortalama akışı ve türbülans önemli ölçüde etkiler. Bu fonksiyonlar, hız profillerinin bozulmasında basınç gradyanlarının etkilerini hesaba katarak duvar kesme stresi tahmin doğruluğunu artırır. Standart duvar fonksiyonları yerel dengeyi varsayarken, denge dışı duvar fonksiyonları, türbülans miktarları için özel profil varsayımları yoluyla vizkoz alt tabaka ile tamamen türbülanslı tabaka arasındaki etkileşimi hesaba katar. Bu yaklaşım, duvar bitişik hücrelerdeki bu tabakaların değişen oranlarını göz önünde bulundurarak türbülans kinetik enerjisinin hücre ortalaması üretimi ve dağılımını hesaplar. Sonuç olarak, denge dışı duvar fonksiyonları, ideal koşullardan önemli sapmalar nedeniyle geleneksel yöntemlerin yetersiz kaldığı akışlara uygulanabilirliği genişleterek karmaşık aerodinamik olayları modellemek için daha doğru bir çözüm sunar. Bu fonksiyonun limitleri ise, düşük Reynolds sayısı ve yüksek vizkoziteli düşük hızdaki sıvı akışı, duvara yakın etkiler, duvar boyunca büyük miktarda geçirgenlik, sınır tabakası ayrılmasına yol açan şiddetli basınç gradyanları, ve üç boyutlu etkiler örnek olarak verilebilir.

## Geliştirilmiş Duvar İşleme Yöntemi

Yakın duvar türbülansı modelleme için çok yönlü bir yaklaşım suna. Bu yöntem, iki tabakalı modelle  $y^+ < 1$  vizkoz alt tabakayı çözümlenmek ile logaritmik tabaka bölgesinde  $y^+ > 200$  duvar fonksiyonlarını kullanmak arasında bir geçiş sağlar. Bu sayede tanımlanmış çözüm ağının ilk katmanının yerleştirilmesi ihtiyacını ortadan kaldırır ve ara çözüm ağı senaryolarında aşırı hatalardan kaçınır. Yöntem mesafeye dayalı bir türbülanslı Reynolds sayısı kullanarak ya iki tabakalı  $k - \epsilon$  modelini ya da geliştirilmiş duvar fonksiyonu formülasyonlarına sahip tek denklemlilik  $k$  denklemini devreye sokmak suretiyle bunu başarır. Bu yaklaşımlar arasında ki harmanlama yeteneği, basınç gradyanlarını ve sıkıştırılabilirlik veya ısı transferi nedeniyle değişken özellikler gibi karmaşık etkileri hesaba katmak için yapılacak değişikliklere izin verir. Bu esneklik, geliştirilmiş duvar işleme yöntemini çeşitli HAD uygulamalarında yakın duvar türbülansı modelleme için güçlü ve uyarlanabilir bir seçim haline getirir.

## Menter-Lechner $e - Equation$

Geleneksel duvar-mesafe tabanlı türbülans Reynolds sayısının sınırlamalarını aşarak daha sağlam ve esnek bir modelleme yöntemi sunar. Duvar-mesafe tabanlı türbülans Reynolds sayısının sınırlamaları, düşük türbülans kinetik enerji içeren bölgelerin yanlış bir şekilde yakın duvar formülasyonlarıyla işlenmesine neden olabilir. ML-e yaklaşımı,  $y^+$  bağımsız bir formülasyon kullanarak bu sorunu çözer ve sınır tabakasındaki duvar kayma gerilimi ve ısı akışını daha doğru bir şekilde tahmin eder. Bu yaklaşım, sınır tabakasının yeterli çözünürlüğe sahip olduğunu varsayar ve çözüm ağı sıklaştırılması ile duvar fonksiyonlarından düşük Reynolds sayısı formülasyonlarına geçiş yapar. Sonuç olarak, ML-e türbülans kinetik enerjisi taşıma denkleminde bir kaynak terimi ekleyerek yakın duvar etkilerini daha iyi yakalar ve çeşitli çözüm ağı çözünürlüklerinde duvar kayma gerilimini daha doğru bir şekilde simule eder.

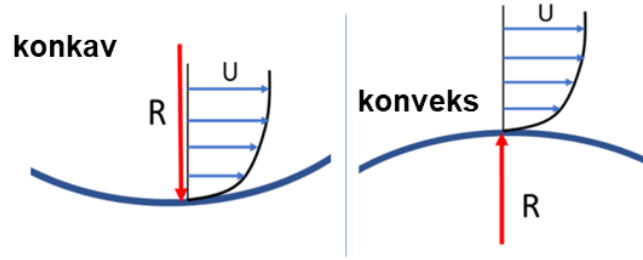
## Sınırlayıcılar

İki denklemlilik modellerin daha az bilinen eksikliklerinden biri, sıfır olmayan gerilme oranlarına sahip invisid akış bölgelerindeki davranışlarıdır. Bu tür bölgelerde girdap sıfırdır, fakat gerilme oranı sıfır değildir. Örnek olarak, bir kanadın durgunluk bölgesinde invisid akış kanada yaklaştıkça, artan bir kayma seviyesi vardır, bu bir kayma tabakasının oluşumundan kaynaklanmaz, daha ziyade vizkoz olmayan akışın sıfır olmayan hız gradyanlarından kaynaklanmaktadır. Invisid akış hızlandırıldığında da benzer bölgeler görülmektedir. Gözlemler, iki denklemlilik modellerin bu bölgelerde aşırı yüksek düzeyde girdap-vizkozite sergileyebileceğini göstermektedir.  $k$  denkleminde türbülanslı gerilmeler ile hız gradyanları açısından doğrusaldır. Bununla birlikte  $k$  denkleminde, girdap vizkozitesi ve gerinim

oranı karesinin çarpımı hız gradyanlarında kareseldir. Bu farkın yüksek türbülans üretiminin gözlemlenmesinden sorumlu olduğuna inanılmaktadır. Bu tür fiziksel olmayan davranışlardan kaçınmak için farklı sınırlayıcı türleri geliştirilmiştir.

### Eğrilik Düzeltmesi

HAD analizlerinde kullanılan eğrilik düzeltmesi, akım çizgisi eğriliğinin türbülans üzerindeki etkilerini dikkate alarak modellemelerdeki doğruluğu arttırmayı amaçlar. Standart burgaç viskozitesi modelleri, bu etkileri göz ardı eder ve sonuç olarak önemli hatalar ortaya çıkabilmektedir. Özellikle konkav yüzeylerde türbülans artarken, konveks yüzeylerde azalmaktadır [SMIRNOV, 2009]. Gerilme hızı, tensörünün akım çizgisi boyunca yön değiştirmelerini tespit eder ve buna göre  $k$  ve  $\omega$  denklemlerinin üretim terimlerine bir düzeltme faktörü uygular. Bu faktör, stabilize eden eğrilikler için birden küçük, destabilize eden akışlar için ise birden büyük olur. Bu düzeltme, özellikle serbest girdap akışları gibi eğriliğin türbülansı güçlü bir şekilde zayıflattığı durumlarda önemlidir [SPALART, 1997].



Şekil 7: Kavisli yüzeylerdeki sınır tabakası şeması [Menter, ]

### Kato-Launder Sınırlayıcısı

Viskoz olmayan bölgelerde girdaplanma sıfırken, düzlemsel kayma tabakalarında kayma gerilme oranına eşit olduğu gözlemine dayanmaktadır. Kato-Launder sınırlayıcısı, üretim teriminin  $P_k$  viskoz olmayan kısımlarını değiştiren bir formülasyona sahiptir [KATO, 1993]. Bu düzeltme, model kalibrasyonlarının çoğunun kayma akışları için  $S = \Omega$  ile gerçekleştirildiğinden, bu tür akışlar için model kalibrasyonunu değiştirmez. Ancak, bu modifikasyon viskoz olmayan akışlarda üretim terimini kapatır, çünkü burada  $\Omega = 0$  olur. Kato-Launder sınırlayıcısının dezavantajı, üç boyutlu etkiler ve akım çizgisi eğriliği ve dönmenin olduğu durumlarda  $S \neq \Omega$  olduğu karmaşık akışları etkilemesidir.

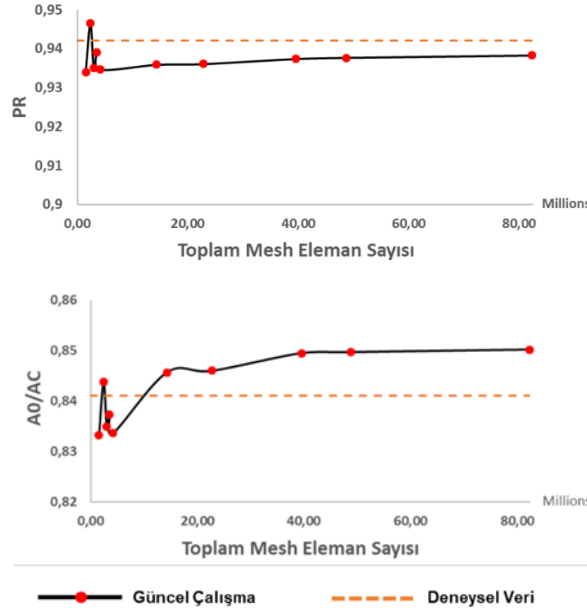
### Üretim Sınırlayıcı

Bu yöntem, türbülans denklemlerindeki üretim teriminin, dağılıma terimi ile ilişkili olarak sınırlandırılmasını baz almaktadır. Durgunluk bölgelerinde türbülanslı kinetik enerjinin birikmesini önlemek amacıyla, türbülans denklemlerindeki üretim terimi sınırlandırılmaktadır. Bu sınırlayıcı genelde  $C_{PL} = 10$  olarak ayarlanır, bu da tipik kalibrasyon akışlarından oldukça farklıdır; bu akışlar için  $P_k \approx \rho \varepsilon$  kullanılmaktadır. Bu sayede, türbülanslı kinetik enerjinin gereksiz birikiminin önüne geçilerek daha stabil ve doğru modelleme yapılmaktadır [MENTER, 1994].

## SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRME

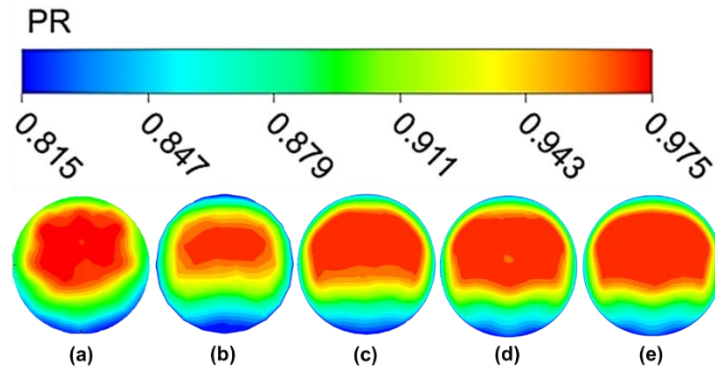
Bu çalışmada yapılan kapsamlı HAD analizleri, çözüm ağı bağımsızlık çalışması sonuçları ve türbülans modellerinin detaylı karşılaştırmaları aşağıda anlatılmaktadır.

### Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması Sonuçları



Şekil 8: Motor yüzeyindeki çeşitli mesh yoğunluğuna göre basınç geri kazanımı  $PR$  ve  $AO/AC$  değişimi

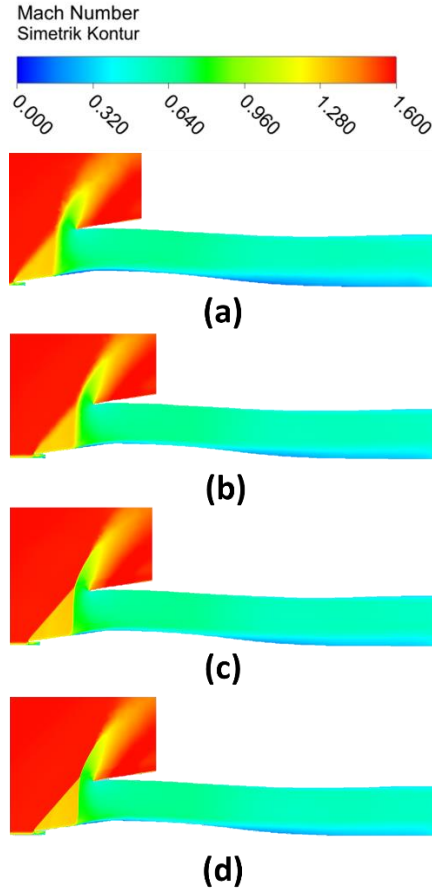
Mesh bağımsızlığını değerlendirmek için, örnek benzer çalışma baz alınarak [Sepahi, 2019]  $k - \omega SST$  türbülans modeli kullanılarak sayısal çözümler elde edilmiştir. Alan ortalamalı basınç geri kazanımı ( $PR$ ) ve akış oranının ( $AO/AC$ ) mesh yoğunluğuna göre değişimi Şekil 8'de gösterilmektedir. Bu ağı yoğunluğunun 39 milyon elemanı olan sekizinci ağı çözümüne ulaşmasından sonra sonucun istikrarlı bir eğilim göstermektedir ve bu ihmal edilebilir seviyeye ulaşmıştır.



Şekil 9: AIP basınç geri kazanımı ( $PR$ ) dağılımı. a: deney, b: düşük eleman yoğunluklu (1.5M), c: düşük eleman yoğunluklu (4M), d: orta eleman yoğunluklu (39M), e: yüksek eleman yoğunluklu (82M)

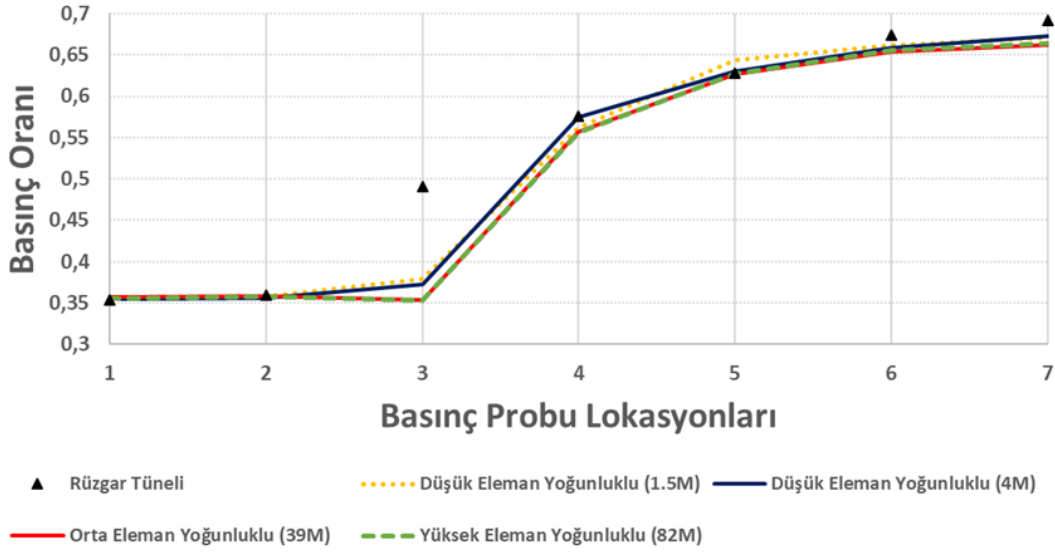
AIP düzlemindeki basınç geri kazanımı Şekil 9 da farklı eleman yoğunluklu modeller için gösterilmektedir. Deney verisi,  $PR$  dağılımının referans noktası olarak kullanılmıştır. Düşük eleman yoğunluklu çözüm ağı ile elde edilen sonuçlarda  $PR$  dağılımı daha az ayrıntılı ve merkezdeki yüksek  $PR$  bölgesi tam yakalanamamıştır. Eleman sayısının 4 milyona çıkarıldığı çözüm ağına,  $PR$  dağılımı daha net hale gelmiştir ve yüksek  $PR$  bölgesi merkezde daha belirgin hale gelmiştir. Eleman yoğunluğunu artmasıyla birlikte  $PR$  dağılımının doğruluğu ve ayrıntı seviyesi artmakta, ancak orta eleman yoğunluklu çözüm ağı ile yüksek eleman yoğunluklu çözüm ağı arasında  $PR$  dağılımı açısından kayda değer bir fark yoktur. Simetri düzlemindeki Mach sayısının dağılımının

karşılaştırması Şekil 10 de gösterilmektedir. Hava alığındaki akışta çok farklı davranışlar gözlenmemekle birlikte, düşük eleman yoğunluklu modellerde kanal için sınır tabaka ayrılma profili değişmektedir.

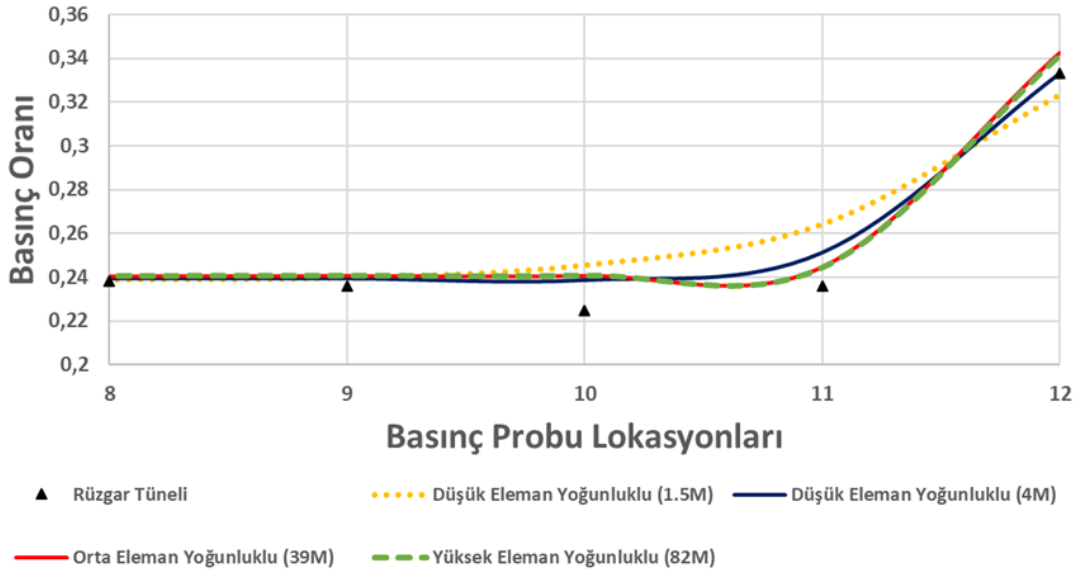


Şekil 10: Simetrik düzlemde Mach sayısı dağılımı karşılaştırması. a: düşük eleman yoğunluklu (1.5M), b: düşük eleman yoğunluklu (4M), c: orta eleman yoğunluklu (39M), d: yüksek eleman yoğunluklu (82M)

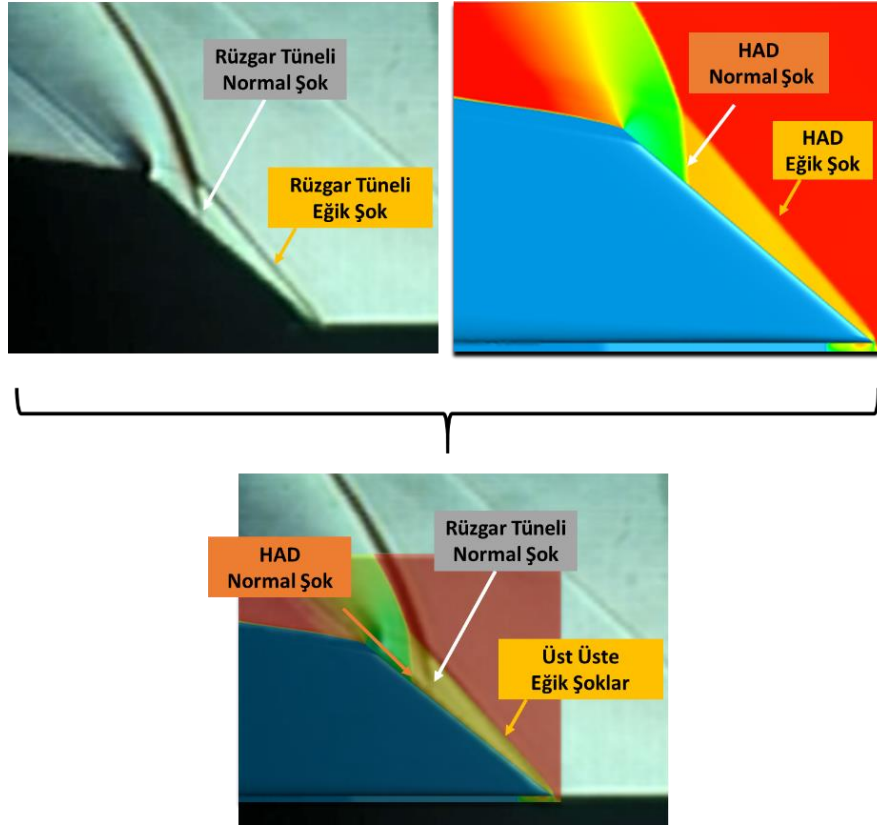
Saptırıcı plaka ile sıkıştırma yüzeylerindeki statik basınç dağılımları oranı Şekil 11 ve Şekil 12 de karşılaştırılmıştır.



Şekil 11: Düşük yoğunluklu eleman sayısından yüksek yoğunluklu eleman sayısına sıkıştırma yüzeyi üzerinde ki statik basınç oranı dağılımı karşılaştırması

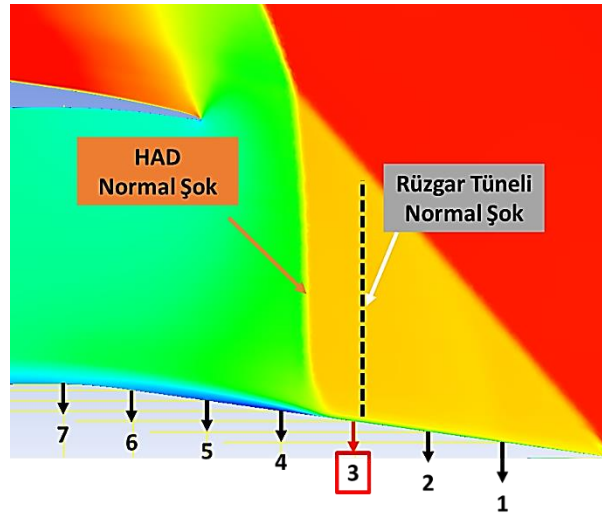


Şekil 12: Düşük yoğunluklu eleman sayısından yüksek yoğunluklu eleman sayısına saptırıcı plaka üzerinde ki statik basınç oranı dağılımı karşılaştırması



Şekil 13: HAD Mach dağılımı ve rüzgâr tüneli Schlieren görüntüsü üst üste gelecek şekilde temsili

Şekil 13 de sol yukarıdaki görselde rüzgâr tüneli schlieren görüntüsünde eğik şok, normal şok ve yay şoku gözlenmektedir. Aynı şekilde sağ yukarıdaki görselde aynı koşullarda yapılmış HAD analizinin Mach dağılımı gösterilmektedir. Altta resimde ise schlieren görüntüsü ile HAD analizi üst üste konularak şok yapılarının üst üste gelip gelmediği kontrol edilmiştir. Eğik şok yapıları üst üste gelirken normal şokların pozisyonları arasında fark vardır. Hava alığı sıkıştırma yüzeyinde ki statik basınç ölçümleri düşük eleman yoğunluklu simülasyonlarda daha doğru olmasına rağmen, basınç geri kazanımı ve akış oranı değerleri gibi önemli parametreler düşük eleman yoğunluklu ağlar tarafından yakalanmamaktadır. Rüzgâr tüneli geometrisinde Mach sayısı 1.6 ve MEF 0.5 için üçüncü statik basınç portu civarında normal şok meydana gelir. Analizler yakınsamış olsalar da normal şokun konumu tam olarak yakalanamamıştır.



Şekil 14: Sıkıştırma yüzeyi statik basınç ölçüm noktalarına ve HAD ile rüzgâr tüneli verileri arasındaki normal şok pozisyonunun farkına daha yakından bakış

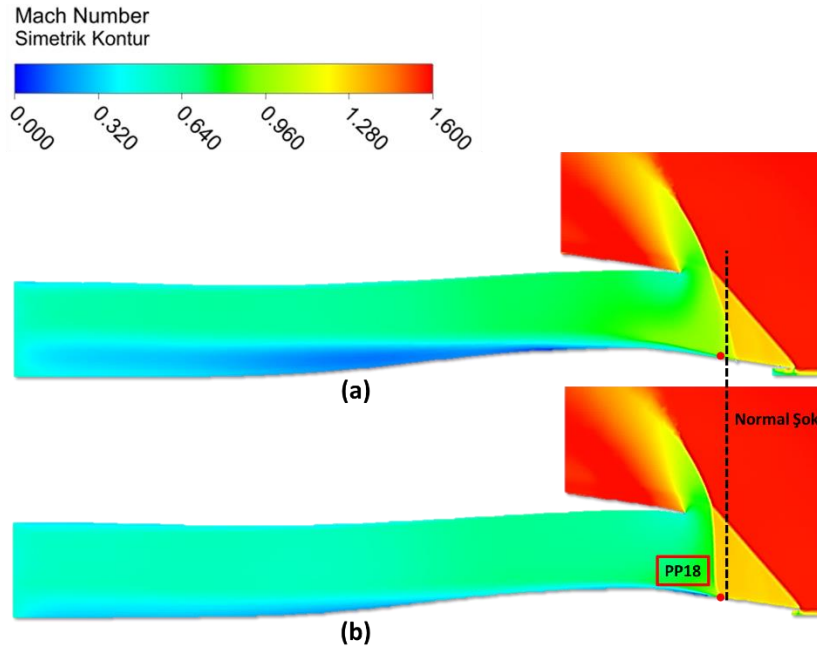
Rüzgâr tüneline alınan verinin zamana göre ortalaması alındığı için ve normal şok düşük frekansta hareket ettiği için üçüncü statik basınç portunun bulunduğu nokta ise tamda normal şokun düşük frekansta hareket ettiği bölge ile çakıştığı için HAD analizlerinde bu nokta etrafında düşük basınç ölçülmesi göz ardı edilebilmektedir. Çünkü normal şokun üçüncü portun hemen arkasında olduğu veri alınmış olsaydı rüzgâr tüneli ve HAD analizleri üçüncü basınç portu üstündeki statik basınç oranı değerleri birbirine çok yakın gelecekti.

Analizler 1520 çekirdekle yapılmış olup, analizi yapılan 10 farklı çözüm ağı için analiz süresi Tablo 3 de verilmiştir. Eleman yoğunluğu arttıkça analiz sürelerinin de arttığı gözlemlenmiştir.

Tablo 3: Mesh çalışması için belirlenen 10 farklı eleman sayılı mesh modeli için toplam analiz süreleri

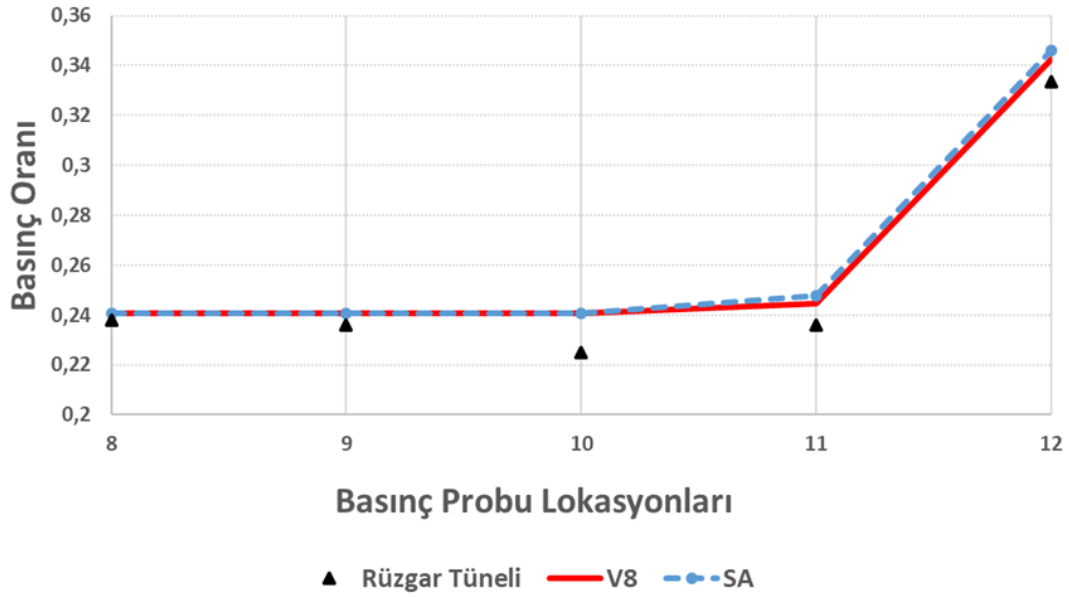
Çözüm Ağı Modelleri	V1	V2	V3	V4	V5	V6	V7	V8	V9	V10
Toplam Analiz Süresi 1520 çekirdek	1h 20min	1h 24min	1h 29min	1h 32min	1h 35min	1h 45min	2h 05min	2h 30min	3h 30min	4h 50min

### Farklı Türbülans Modelleri ile Sonuçlar

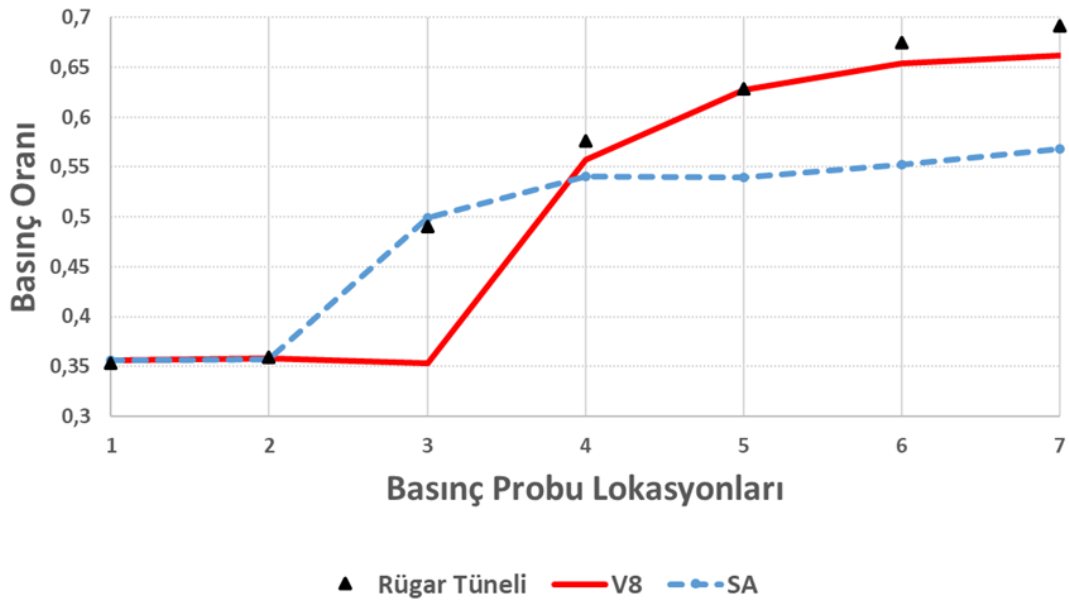


Şekil 15: Simetrik düzlem üzerinde Mach dağılımlarının karşılaştırılması. a: Spalart Allmaras, b: sekizinci model

Spalart Allmaras modeli, diğer girdap viskozite modellerinden (örneğin cebirsel modeller) daha karmaşık olsa da esas olarak yüzeye tutunan akışları modellemek için tasarlanmıştır. Ayrıca, denklemdeki üretim terimi girdap teriminin fonksiyonu olduğundan, model yüzey sürtünmesinin sıfıra indiği noktalarda (akım ayrılmaları ve yeniden yüzeye tutunma noktaları) özel bir sorun sunar. Aslında bu noktalarda yapay bir türbülans viskozite düşüşü gözlenir. Bu davranış, duvar kurallarına göre kalibre edilen ve ayrılma veya yeniden yüzeye tutunma noktalarına yakın bölgelerde geçerli olmayan sönümlenme terimlerinin varlığı ile vurgulanır [PACIORRI. 1997].



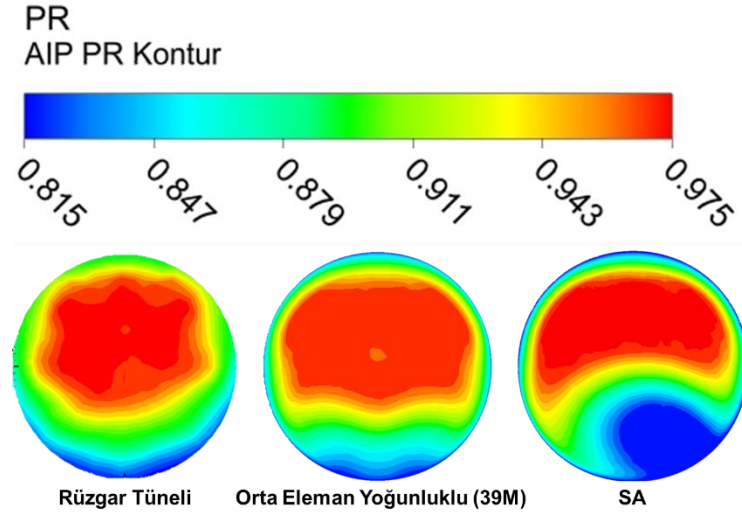
Şekil 16: Rüzgâr tüneli, gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  ve SA türbülans modellerinin saptırıcı plaka üzerinde statik basınç oranı dağılımlarının karşılaştırılması



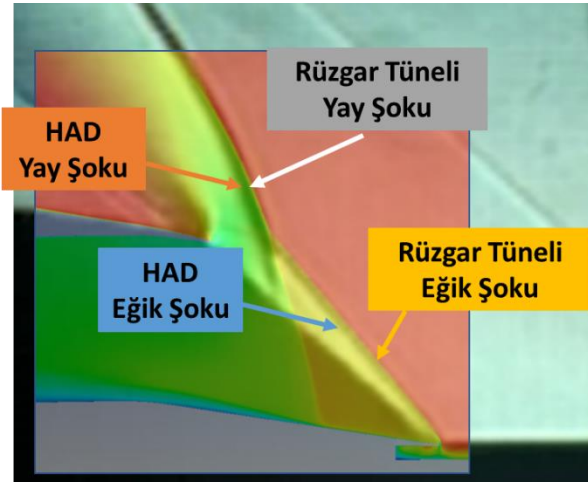
Şekil 17: Rüzgâr tüneli, gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  ve SA türbülans modellerinin sıkıştırma yüzeyi üzerinde statik basınç oranı dağılımının karşılaştırılması

SA ve gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  türbülans modellerinin, şok-sınır tabakası etkileşiminin ardından başlayan akıntı bölgesindeki basınç dağılımlarını ve şok pozisyonunu yakalama performansı incelenmiştir. SA modelinin akıntı bölgesi basınç dağılımını yakalayamamasının temel nedeni, tek denklemlilik formülasyonunda ve bu basitleştirilmiş yaklaşımın doğasında var olan sınırlamalarda yatmaktadır. SA modeli, türbülanslı kinetik enerjiyi ve dağılım oranını ayrı ayrı modellemeyen değiştirilmiş türbülanslı viskozite için tek bir taşıma denklemine dayanır. Bu temel basitleştirme, modelin akıntı bölgesinde mevcut olan çok çeşitli türbülans ölçeklerini temsil etme kabiliyetini sınırlandırmakta, enerji kademesini ve türbülans üretim ve dağılım süreçlerini doğru bir şekilde modelleme kapasitesini etkilemektedir. Türbülans yoğunluğunda ve akış ayrılması ve yeniden bağlanması hızla değişikliklerin meydana geldiği şok-sınır tabaka etkileşimlerinde basınç dağılımını önemli ölçüde etkileyen büyük ölçekli türbülanslı yapılar ve girdaplar oluşturur ve SA modelinin basitleştirilmiş türbülans temsili bu olayları yakalamak için yetersizdir.



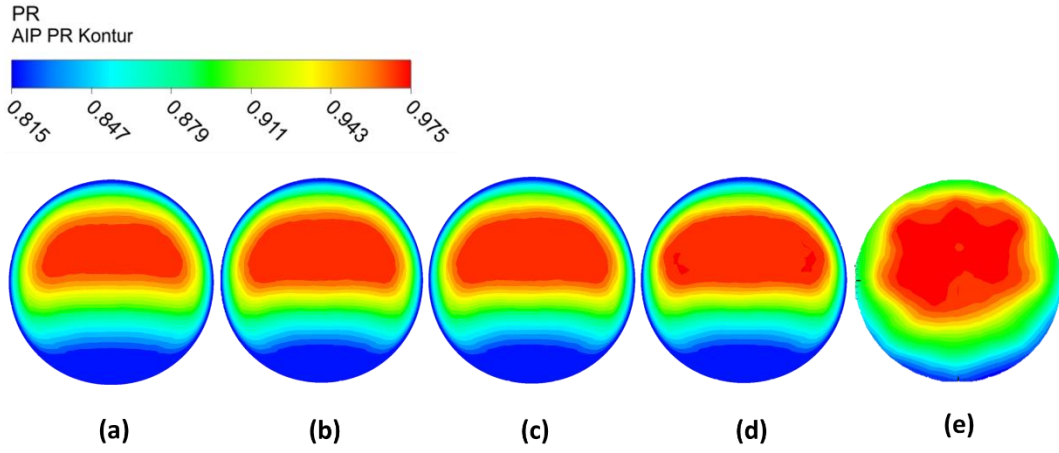


Şekil 18: Rüzgâr tüneli, gerçekleştirilebilir  $k - \varepsilon$  ve SA türbülans modellerinin AIP üzerinde  $PR$  dağılımlarının karşılaştırılması

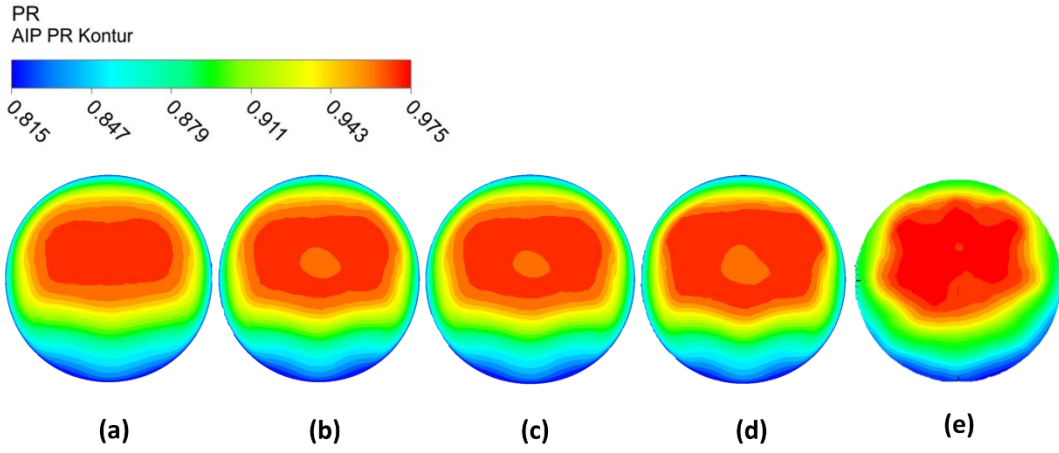


Şekil 19: Rüzgar tüneli Schlieren görüntüsü ile SA türbülans modeli Mach dağılımı üst üste görünümü

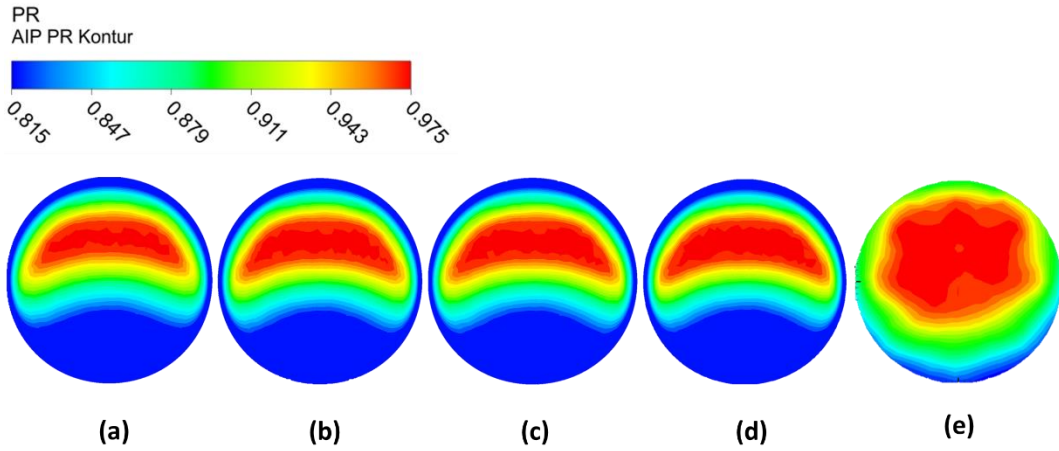
SA modeli, değiştirilmiş türbülanslı viskozite için taşıma denkleminde yıkım terimi adı verilen bir terim dahil eder. Bu terim durgunluk basıncındaki ani değişikliklere tepki veren bir sensör gibi davranır. Akış normla bir şok dalgasıyla karşılaştığında, durgunluk basıncında ani bir artış olur ve yıkım terimi bu değişiklikte birlikte değiştirilmiş türbülanslı viskoziteyi hızlı bir artışla tetikler. Bu hızlı artış bir sönümleyici gibi davranarak modelin şokla ilişkili aşırı kinetik enerjiyi dağıtmasına ve basınçtaki ani sıçramayı yakalamasına yardımcı olur.  $k - \varepsilon$  modeli ise, biri türbülanslı kinetik enerji ve diğeri dağılıma oranı için olmak üzere iki taşıma denkleminde dayanır. Modelin serbest akış türbülans yoğunluğuna duyarlılığı, bu denklemlerin formüle edilme şekline kaynaklanmaktadır. Düşük serbest akış türbülans senaryolarında,  $k - \varepsilon$  modeli şoktaki türbülansdaki ani artışı açıklamak için yeterli türbülans üretimini üretmekte zorlanabilmektedir ve bu da şok yapısının konumunu hatalı tahmin etmesine yol açabilmektedir. Serbest akış türbülansı düşükse, model şokun yukarı akışında yeteli türbülans üretimi oluşturmayabilir bu da şok boyunca basınç artışının düşük tahmin edilmesine ve şok konumunun yanlış belirlenmesine sebep olmaktadır.



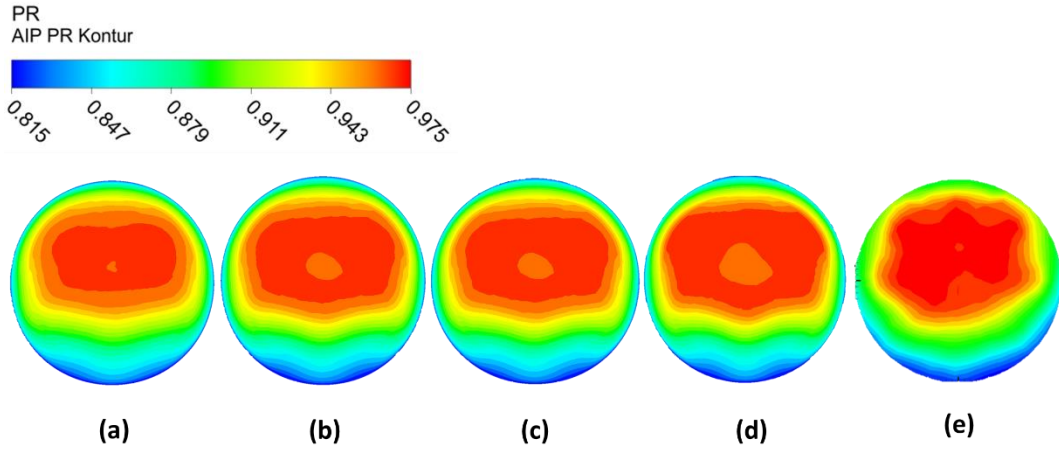
Şekil 20: Standart  $k - \epsilon$  türbülans modeli için standart duvar fonksiyonunun etkisi: AIP  $PR$  dağılımı ve deneyle karşılaştırması. a: varsayılan, b: curvature correction, c: curvature correction ve turbulence compressibility, d: curvature correction, turbulence compressibility ve production kato-launder, e: rüzgar tüneli



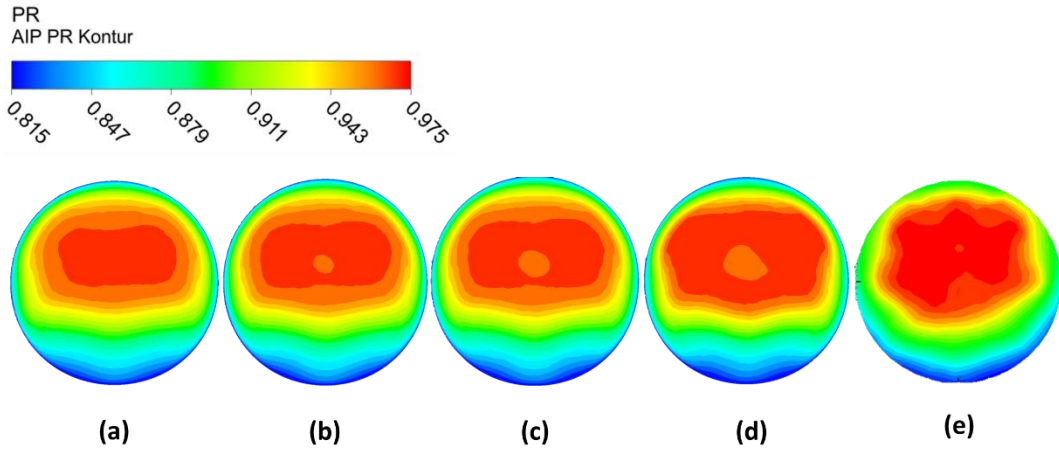
Şekil 21 Standart  $k - \epsilon$  türbülans modeli için Scalable duvar fonksiyonunun etkisi: AIP  $PR$  dağılımı ve deneyle karşılaştırması. a: varsayılan, b: curvature correction, c: curvature correction ve turbulence compressibility, d: curvature correction, turbulence compressibility ve production kato-launder, e: rüzgar tüneli



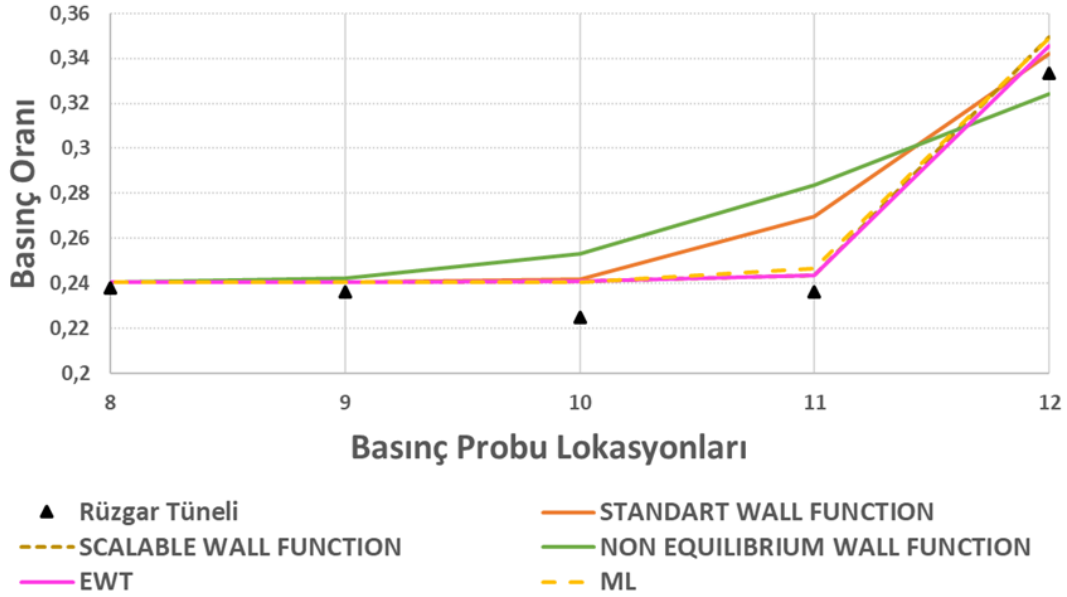
Şekil 22 Standart  $k - \epsilon$  türbülans modeli için Non-equilibrium duvar fonksiyonunun etkisi: AIP  $PR$  dağılımı ve deneyle karşılaştırması. a: varsayılan, b: curvature correction, c: curvature correction ve turbulence compressibility, d: curvature correction, turbulence compressibility ve production kato-launder, e: rüzgar tüneli



Şekil 23 Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için Enhanced Wall Treatment duvar fonksiyonunun etkisi: AIP  $PR$  dağılımı ve deneyle karşılaştırması. a: varsayılan, b: curvature correction, c: curvature correction ve turbulence compressibility, d: curvature correction, turbulence compressibility ve production kato-launder, e: rüzgar tüneli



Şekil 24 Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için Menter Lechner duvar fonksiyonunun etkisi: AIP  $PR$  dağılımı ve deneyle karşılaştırması. a: varsayılan, b: curvature correction, c: curvature correction ve turbulence compressibility, d: curvature correction, turbulence compressibility ve production kato-launder, e: rüzgar tüneli

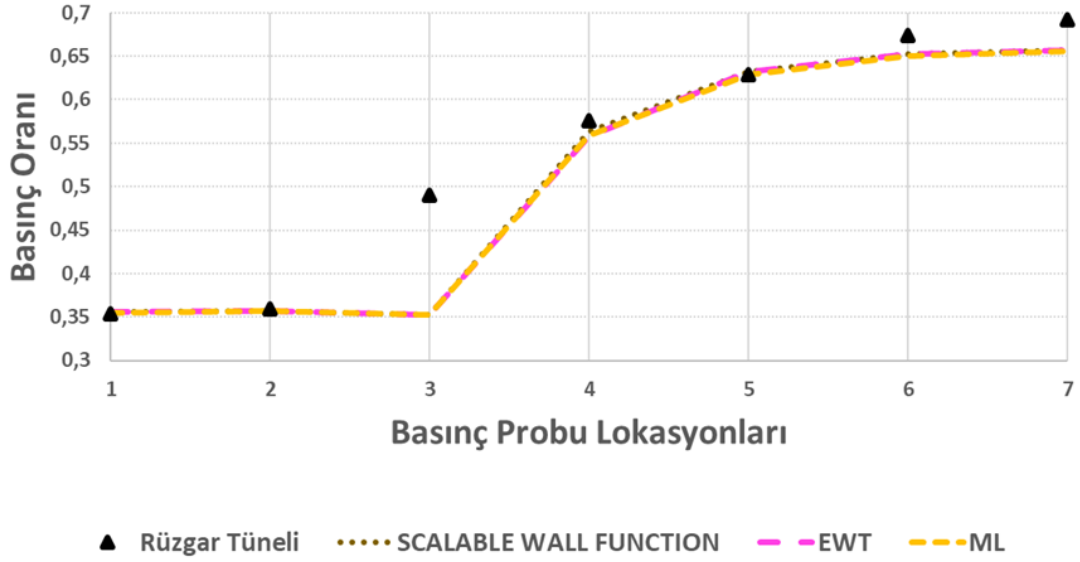


Şekil 25: Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için farklı duvar fonksiyonlarının etkisi ve deney verileri ile karşılaştırması: Saptırıcı plaka statik basınç oranı dağılımı

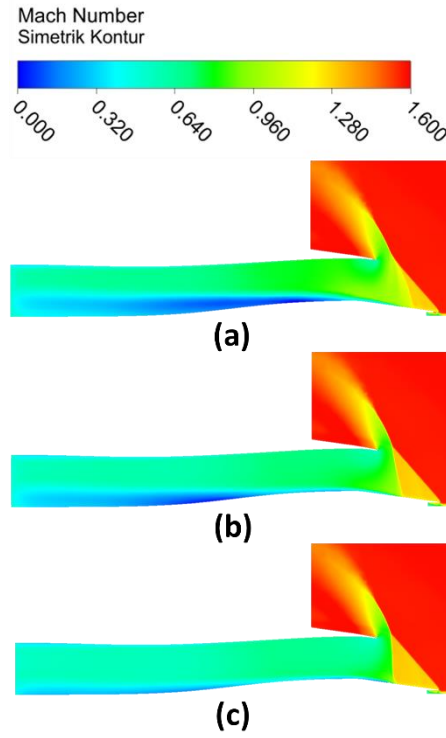
Şekil 25'te standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için farklı duvar fonksiyonlarının basınç probu lokasyonlarına göre basınç oranı dağılımları gösterilmiştir. Standart Duvar Fonksiyonu bağlı ve düşük basınç gradyanlı duvarla sınırlandırılmış akışlar için türetilmiş ampirik ilişkiler üzerine kurulmuştur. Bu ilişkiler, duvar yakınındaki viskoz alt katmanda iyi tanımlanmış logaritmik bir hız profili olduğunu varsaymaktadır. Saptırıcı plaka ile hava alığının arasında bulunan diverter'in varlığı Standart Duvar Fonksiyonunun üstesinden gelemeyeceği önemli karmaşıklıklar ortaya çıkarır. Duvar yakınındaki logaritmik hız profili bozulur ve güçlü basınç gradyanları yaratır, özellikle saptırıcı plaka ile giriş arasındaki basınç dağılımını doğru bir şekilde tahmin edemez. Standart Duvar Fonksiyonu öncelikle duvar yakınındaki ortalama akış davranışını tahmin etmeye odaklanır ve bununla birlikte ayrılma ve basınç gradyanlarına sahip karmaşık akışlarda, hızdaki dalgalanmalar (türbülans) doğru basınç tahmini için çok önemli hale gelir.

Tablo 4 Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için farklı duvar fonksiyonlarının  $PR$  parametresine etkisi

Duvar Fonksiyonu	AO/AC	MEF	PR	HATA PR
	[-]	[-]	[-]	[%]
TUNNEL	0,8410	0,5035	0,9422	
SCALABLE	0,8472	0,5052	0,9294	1,3747
CURV_CORR	0,8494	0,5057	0,9320	1,0919
TURBCOMP	0,8493	0,5056	0,9319	1,1028
KATO-LAUNDER	0,8517	0,5059	0,9346	0,8107
EWT	0,8492	0,5052	0,9317	1,1245
CURV_CORR	0,8511	0,5057	0,9340	0,8754
TURBCOMP	0,8512	0,5057	0,9340	0,8754
KATO-LAUNDER	0,8532	0,5059	0,9363	0,6276
ML	0,8468	0,5052	0,9290	1,4184
CURV_CORR	0,8482	0,5056	0,9307	1,2331
TURBCOMP	0,8483	0,5056	0,9309	1,2114
KATO-LAUNDER	0,8505	0,5060	0,9334	0,9403

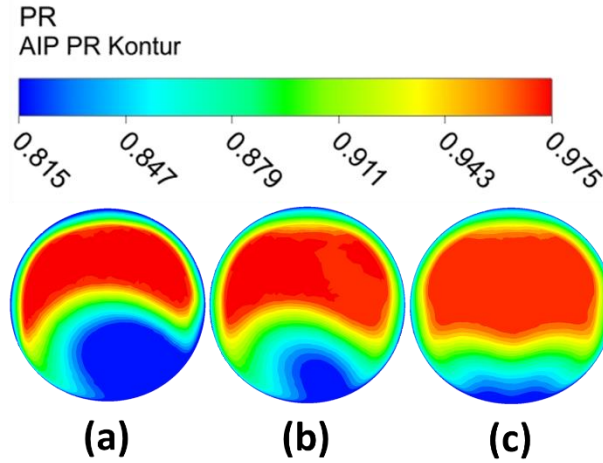


Şekil 26: Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli için farklı duvar fonksiyonlarının etkisi ve deney verileri ile karşılaştırması: Sıkıştırma yüzeyi statik basınç oranı dağılımı



Şekil 27:  $k - \omega SST$  türbülans modeli için  $a1$  parametresinin etkisi: Mach sayısı dağılımı. a: ( $a1 = 0.30$ ), b: ( $a1 = 0.34$ ), c: ( $a1 = 0.40$ )





Şekil 28  $k - \omega$  SST türbülans modeli için  $a1$  parametresinin etkisi: AIP basınç geri kazanımı dağılımı. a: ( $a1 = 0.30$ ), b: ( $a1 = 0.34$ ), c: ( $a1 = 0.40$ )

SST modelinde gözlenen zayıf basınç geri kazanımı, hava alığı boğazından sonra oluşan güçlü akış ayrılması ile ilişkilidir. Akış, hava alığı boğazından sonra alt duvara yeniden yapışmadığı sürece basınç geri kazanılamaz. Bu nedenle, kesme gerilimini arttırmak daha hızlı basınç geri kazanımı ile sonuçlanacaktır. Bu gerilim parametresi  $a1$ 'i kontrol ederek elde edilebilir. Şekil 27 ve Şekil 28 de farklı gerilim sınırlayıcı parametre  $a1$  değerleri kullanılarak hava giriş sisteminde AIP basınç geri kazanımı dağılımları ve Mach dağılımları simetrik düzlemde göstermektedir. Eddy viskozitesi yapısal parametresi  $a1$ 'in ayarlanması, Menter  $k - \omega$  SST modelinin sonuçlarını deneysel sonuçlarla uygun bir şekilde eşleştirecek şekilde iyileştirir. Basınç iyileştirme davranışı,  $a1 = 0.40$  için deneysel ölçümlerle yakın uyum içindedir. Stres katsayısının küçük artışının, akış alt yüzeye daha yakın hale gelmesine ve girişte daha yüksek basınç iyileşmesine yol açtığı gözlemlenebilir.

Tablo 5:  $a1$  parametresinin  $k - \omega$  SST türbülans modelinde  $PR$  ve  $AO/AC$  değerlerine etkisi

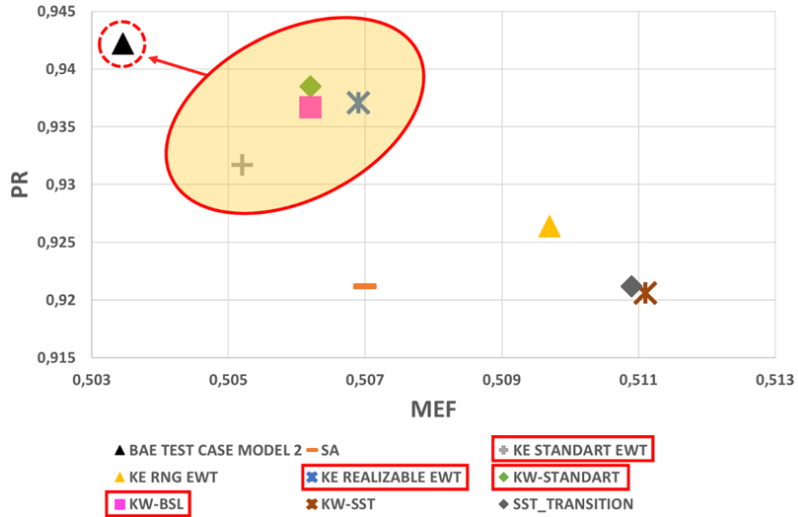
	AO/AC	MEF	PR	PR HATA ORANI	ANALİZ SÜRESİ
	[-]	[-]	[-]	[-]	[h min]
TUNNEL	0,8410	0,5034	0,9421	-	-
KW-SST a1_030	0,831	0,5125	0,9148	2,992	3h
KW-SST a1_032	0,8406	0,5102	0,9244	1,923	2h 49min
KW-SST a1_033	0,8446	0,5094	0,9284	1,483	3h 19min
KW-SST a1_034	0,8475	0,5088	0,9313	1,167	3h 13min
KW-SST a1_035	0,8492	0,5084	0,9332	0,983	3h 13min
KW-SST a1_036	0,8513	0,5079	0,9351	0,756	3h 6min
KW-SST a1_037	0,8529	0,5075	0,9367	0,584	3h 1min
KW-SST a1_040	0,8533	0,5074	0,9371	0,541	3h 30 min

$k - \omega$  SST modeli, hem duvar yakınındaki  $k - \omega$  modelinin hem de uzak alandaki  $k - \epsilon$  modelinin avantajlarını sağlamak üzere tasarlanmıştır ve bu harmanlama, harmanlama fonksiyonlarının bir kombinasyonu kullanılarak elde edilir.  $a1$  parametresi öncelikle harmanlama fonksiyonunu ve  $k - \omega$  ile  $k - \epsilon$  modelleri arasındaki geçişi yöneten model sabitlerini etkiler. Karıştırma fonksiyonu  $F1$   $k - \omega$  ve  $k - \epsilon$  modellerini birleştirmek için kullanılır ve bir rejimden diğerine yumuşak bir şekilde geçirecek farklı akış bölgelerinde doğru tahmin yapılmasını sağlar.  $a1$  parametresi bu fonksiyonu değiştirerek türbülans modelinin yerel akış koşullarına, özellikle de güçlü basınç gradyanlarına sahip bölgelerdeki hassasiyetini ve tepkisini etkiler.  $a1$  parametresindeki artış, modelin ters basınç gradyanlarına duyarlılığını artırarak akış yönündeki ve basınç dağılımındaki değişikliklere daha

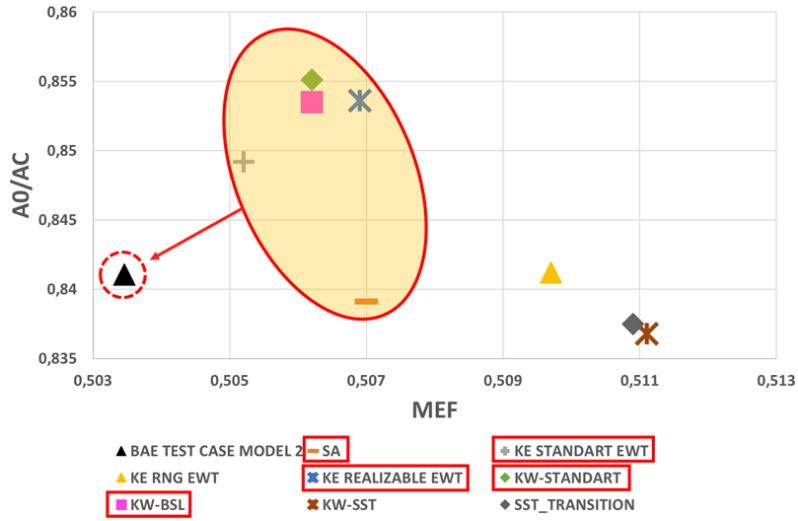
duyarlı hale getirir buda basınç geri kazanımı tahminlerinin iyileştirilmesine sebep olmaktadır.  $\alpha_1$  parametresi doğruluğu artırırken uzun hesaplama sürelerini de beraberinde getirmektedir.

Tablo 6: Farklı türbülans modellerinin  $PR$  ve  $AO/AC$  parametreleri üzerine etkisi

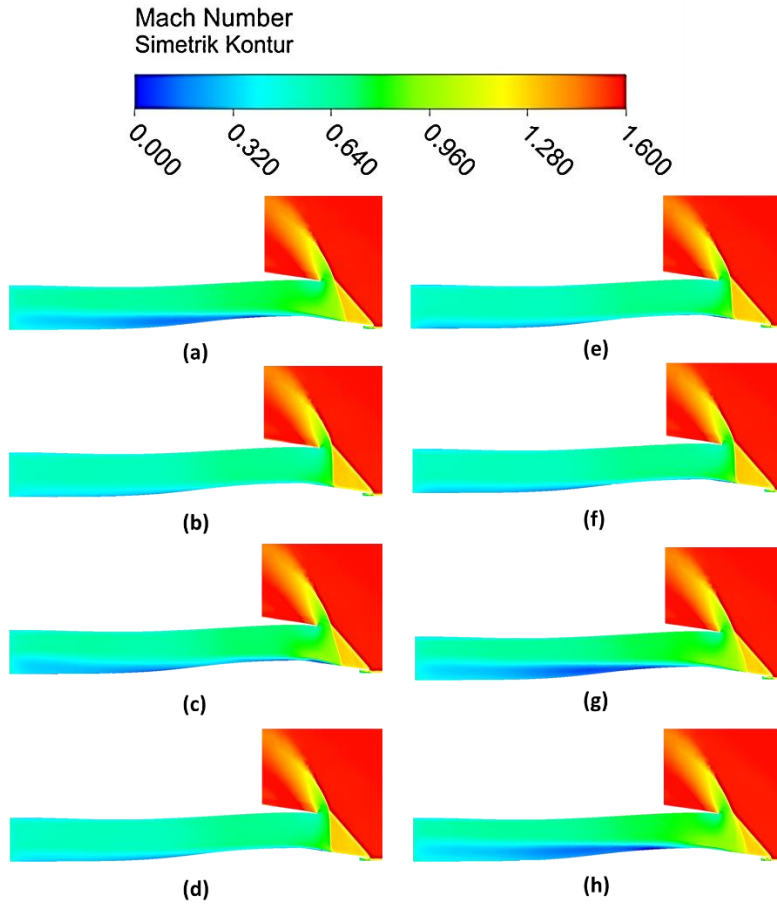
	AO/AC	MEF	PR	PR HATA ORANI	ANALİZ SÜRESİ
	[-]	[-]	[-]	[-]	[h min]
TUNNEL	0,8410	0,5035	0,9422		
SA	0,8391	0,5070	0,9212	2,2771	2h 34min
KE STANDART EWT	0,8492	0,5052	0,9317	1,1245	2h 52min
KE RNG EWT	0,8412	0,5097	0,9264	1,7030	3h 1min
KE GERÇEKLEŞTİRİLEBİLİR EWT	0,8536	0,5069	0,9371	0,5417	2h 39min
KW-STANDART	0,8551	0,5062	0,9385	0,3918	2h 47min
KW-BSL	0,8535	0,5062	0,9367	0,5847	2h 57min
KW-SST	0,8368	0,5111	0,9206	2,3438	3h 28min
SST_TRANSITION	0,8375	0,5109	0,9212	2,2771	4h 26min



Şekil 29: Farklı türbülans modellerinin basınç oranı  $PR$  üzerine etkisi

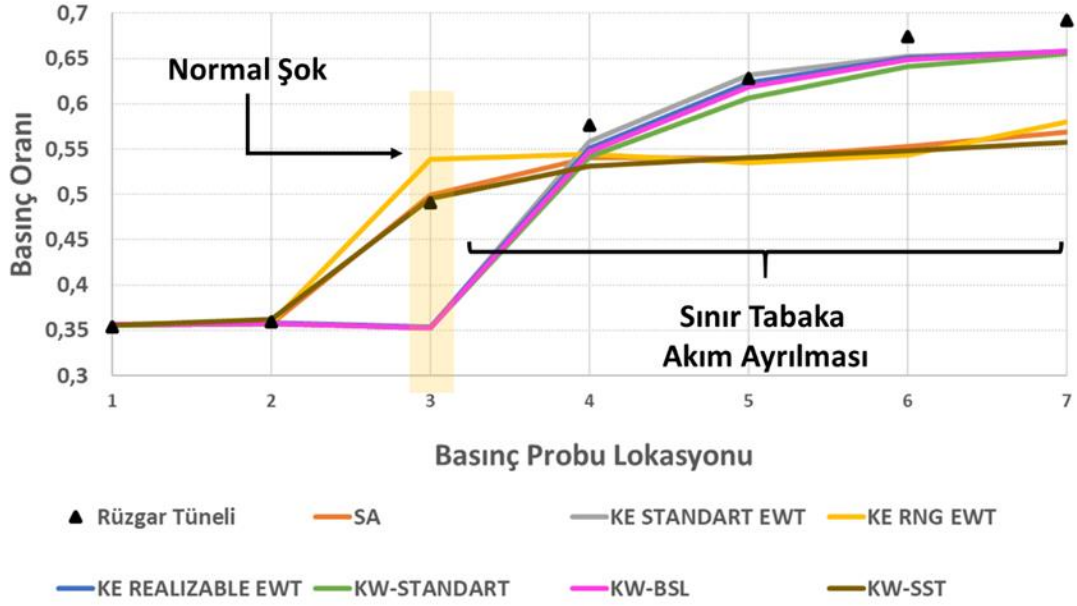


Şekil 30: Farklı türbülans modellerinin  $A0/AC$  parametresi üzerine etkisi



Şekil 31: Farklı türbülans modelleri ile yapılan HAD simülasyonları: Simetrik dikey kesit üzerinde Mach sayısı dağılımı. a: SA, b:  $k - \epsilon$  standart EWT, c:  $k - \epsilon$  RNG EWT, d:  $k - \epsilon$  gerçekleştirilebilir EWT, e:  $k - \omega$  standart, f:  $k - \omega$  BSL, g:  $k - \omega$  SST, h: Transition SST





Şekil 32: Farklı türbülans modelleri ile yapılan HAD simülasyonları sonuçlarının deney verileri ile karşılaştırılması: Rampa sıkıştırma yüzeyi statik basınç oranı dağılımı.

## Sonuç

Bu çalışmada, ses üstü akışta harici sıkıştırma rampalı bir hava alığı modeli, farklı türbülans modelleri kullanılarak HAD simülasyonları ile incelenmiştir. Analiz sonuçlarına göre, gerçekleştirilebilir  $k-\varepsilon$  türbülans modeli, geliştirilmiş duvar modeli uygulaması ile birlikte deneylerle uyumlu sonuçlar vermektedir. Aynı şekilde,  $k-\omega$  SST türbülans modeli de  $a_1$  parametresinin 0.40 değerine yakın seçilmesi ile deneysel verilerle uyumlu sonuçlar sağlamaktadır.

Bununla birlikte, HAD analizlerinin süresi açısından değerlendirildiğinde, gerçekleştirilebilir  $k-\varepsilon$  türbülans modeli, geliştirilmiş duvar modeli uygulaması ile  $k-\omega$  SST ve  $k-\omega$  standart türbülans modellerine göre daha kısa sürelerde sonuç vermektedir. Çalışmanın sonraki aşamalarında yüzlerce HAD analizi yapılacağı göz önünde bulundurulduğunda, bu model tasarım çalışmaları için tercih edilmektedir.

Eğer süre problemi söz konusu değilse, toplam basınç geri kazanımını tahmin etme açısından daha başarılı sonuçlar verdiği için  $k-\omega$  standart türbülans modelinin tercih edilmesi önerilebilir.

**Kaynaklar**

- Bradshaw, P., Ferriss, D.H., & Atwell, N.P. (1967). Calculation of Boundary-Layer Development Using the Turbulent Energy Equation. *Journal of Fluid Mechanics*, 28(3), 593-616.
- Coakley, T.I. (1983). Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations. AIAA Paper 83.1693, July 1983.
- Edwards, J.R., Choi, J.I., & Boles, J.A. (2008). Large-Eddy Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulation of a Mach 5 Compression-Corner Interaction. *AIAA Journal*, 46(4).
- El-Samanoudy, R.T.M., & El-Baz, A.M.R. (2016). Considerations of Stress Limiter for SST Turbulence Model in Dual Throat Nozzle Predictions. Ninth International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD9), July 11-15, Istanbul, Turkey.
- Georgiadis, N.J., & Yoder, D.A. (2013). Recalibration of the Shear Stress Transport Model to Improve Calculation of Shock Separated Flows. AIAA Paper January 7–10.
- Grotjans, H., & Menter, F.R. Wall Functions for General Application CFD Codes.
- Kato, M., & Launder, B.E. (1993). The Modeling of Turbulent Flow Around Stationary and Vibrating Cylinders. Presented at the Ninth Symposium on Turbulent Shear Flows, Kyoto, Japan.
- Liu, P. (2021). Foundation of Fluid Mechanics. In *A General Theory of Fluid Mechanics*. Springer, Singapore. [https://doi.org/10.1007/978-981-33-6660-2\\_1](https://doi.org/10.1007/978-981-33-6660-2_1).
- MARIN (February 2016). The Influence of in wall functions applied in ship viscous flows.
- Menter, F.R. (1992). Influence of Freestream Values on k-w Turbulence Model Predictions. *AIAA Journal*, 30(6).
- Menter, F.R. (1992). Performance of Popular Turbulence Models for Attached and Separated Adverse Pressure Gradient Flows. *AIAA Journal*, 30(8), 2066-2072.
- Menter, F.R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32(8), 1598–1605. doi: 10.2514/3.12149.
- Menter, F.R., Lechner R., & Matyushenko A. (Version 1.0). Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD. Ansys Germany GmbH; NTS, St. Petersburg, Russia.
- Menzies, R.D.D. (2002). Investigation of S-Shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics. University of Glasgow.
- Oliver, A., Lillard, R., & Schwing, A. (2007). Assessment of Turbulent Shock—Boundary Layer Interaction Computations Using the OVERFLOW Code. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. doi: 10.2514/6.2007-104.
- Paciorri, R., Dieudonne, W., Degrez, G., Charbonnier, J., & Deconinck, H. (1997). Validation of the Spalart-Allmaras turbulence model for application in hypersonic flows. 28th Fluid Dynamics Conference. doi: 10.2514/6.1997-2023.
- Pope, S. B. (2000). *Turbulent flows*. Cambridge University Press.
- Rose, W.G. (1966). Results of an Attempt to Generate a Homogenous Shear Flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 25(1), 97-120.
- Schlichting, H., & Gersten, K. (1979). *Boundary-Layer Theory*. McGraw Hill, New York.
- Seddon, J., & Goldsmith, E.L. (2001). *Intake Aerodynamics*. Second Edition. AIAA Education Series.
- Sepahi-Younsi, J., & Forouzi Feshalami, B. (2019). Performance Evaluation of External and Supersonic Air Intakes: Parametric Study. *Journal of Aerospace Engineering*, 32(5), 04019066. doi: 10.1061/(asce)as.1943-5525.0001048.
- Smirnov, P.E., & Menter, F.R. (2009). Sensitization of the SST Turbulence Model to Rotation and Curvature by Applying the Spalart–Shur Correction Term. *Journal of Turbomachinery*, 131(4). doi: 10.1115/1.3070573.
- Spalart, P.R., & Shur, M. (1997). On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. *Aerospace Science and Technology*, 1(5), 297–302. doi: 10.1016/S1270-9638(97)90051-1.
- Tan, J., & Jin, J. (2011). Stress Limiter Consideration for k-w Turbulence Models in Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in Supersonic and Hypersonic Flows. AIAA Paper 2011-3980, June 2011.

- Triantafyllou, T., Nikolaidis, T., Diakostefanis, M., & Pilidis, P. (2015). Total pressure distortion levels at the aerodynamic interface plane of a military aircraft. Paper No. 4326. Cranfield University, School of Aerospace, Transport and Manufacturing, Propulsion Engineering Centre, Bedford, UK.
- White, F. M., & Majdalani, J. (2006). Viscous fluid flow (Vol. 3, pp. 433-434). McGraw-Hill.
- Wilcox, D.C. (1988). Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models. *AIAA Journal*, 26(11), 1299-1310.
- Wilcox, D.C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries.
- Wilcox, D.C., & Rubesin, M.W. (1980). *Progress in Turbulence Modeling for Complex Flow Fields Including the Effect of Compressibility*. NASA TP-1517.