

## SINIR TABAKA AKIŞINA MARUZ KALAN HAVA ALIĞI GEOMETRİSİNİN ADJOİNT YÖNTEM ile ENİYİLENMESİ

Umut Can Küçük\*

ve

İsmail H. Tuncer†

Havacılık ve Uzay Mühendisliği  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmada, sınır tabaka akışına maruz kalan yarı-gömülü hava alığı geometrisinin adjoint yöntem ile eniyilenmesi gerçekleştirilmiştir. Türbülanslı akış çözümleri ve adjoint tabanlı eniyileme açık kaynak kodlu  $SU^2$  yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışmasında amaç fonksiyonu aerodinamik arayüz düzlemindeki toplam basınçın toparlaması (recovery) olarak tanımlanmıştır. Çalışmanın sonucunda temel olarak alınan hava alığı geometrisinde görülen toplam basınç kayıpları eniyileme çalışmasının gerçekleştirildiği koşulda % 0.21 oranında azaltılmış, bu iyileşme toplam basınç bozuntusunda da % 5.66 oranında iyileşmeye olanak vermiştir. Eniyileme sonucu elde edilen hava alığı görece performansının akış debisi artıkça daha da artığı çalışma sonucunda anlaşılmıştır.*

### GİRİŞ

Hava alıklarının temel görevi yeterli miktardaki dış akışı yakalayıp, bu akışı ilgili alt sisteme en yüksek kalitede ve en düşük kayıplar ile ulaştırmaktır. Eğer hava alığı motora hava ulaştırıyorsa, hava alığı performansı tüm hava aracı başarısı üzerinde büyük ölçüde öneme sahiptir. Bunun yanı sıra, günümüzde hava araçlarından beklenen yüksek görünmezlik, düşük sürükleme ve yüksek kompaktlık ihtiyaçlarının karşılanabilmesi için aerodinamik açıdan zorlayıcı hava alığı tasarımlarına gidilmektedir. Bu hava alıklarının karakteristik özellikleri, görece kısa ve hava aracı gövdesi ile entegre şekilde yerleştirilmiş olmalıdır. Hava aracı gövdesine entegre yerleştirilen hava alıkları, gövdede oluşan sınır tabakalı akışa maruz kaldıklarında performans düşüşü kaçınılmazdır. Geleneksel yaklaşımlarda, iraksatıcı(ing. Diverter) ve ayırıcı(ing. Splitter) geometrileri kullanılarak gövde üzerinde oluşan sınır tabakalı akışın hava alığı içerisine alınması engellenir. Ancak hava alıklarından beklenen yüksek görünmezlik, düşük sürükleme ve yüksek kompaktlık istekleri bu alışılagelmiş aerodinamik yüzey kullanımını zorlaştırmaktadır. Bunun yanı sıra, günümüzde, toplam

\*Doktora Adayı., Hav. ve Uzay Müh. Böl., E-posta: e156115@metu.edu.tr

†Prof. Dr., Hav. ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr

itki sistemi verimliliği artırmak için sınır tabakasının hava alığı tarafından emilmesini ve bu havanın motora ulaştırılmasını amaçlayan önemli çalışmalar bulunmaktadır. Farklı kullanım amaçları olsa da, hava aracı gövdesine entegre yerleştirilmiş, iraksatıcı veya ayırıcı geometrilerine sahip olmayan hava alıkları yarı-gömülü hava alığı olarak sınıflandırılabilir.

Bu çalışmada, açık kaynaklarda geometrisi ve deneysel verisi bulunabilen NASA - BOEING inlet A hava alığının[BerrierB, 2012] performansı adjoint yöntemler ile eniyilenmiştir. Bu hava alığı geometrisi yarı gömülü hava alıklarının tüm karakteristik özelliklerini taşımaktadır. Çalışma dahilinde gerçekleştirilen akış analizlerinde ve adjoint eniyileme sürecinde SU<sup>2</sup> yazılımı kullanılmıştır. Bunun yanı sıra, türbulans modellerinin başarımının incelenmesi amacıyla yaygın olarak kullanılan  $k\omega - SST$  ve  $SA$  türbulans modelleri ile analizler yapılarak deneysel veri ile karşılaştırılmıştır. Adjoint eniyileme sonrasında, incelenen ve temel olarak alınan NASA - BOEING inlet A geometrisinde görülen basınç kayıpları azaltılmıştır. Bu basınç kayıplarında azalma beraberinde aerodinamik arayüz düzleminde görülen bozuntunun da azalmasına olanak tanımıştır.

## YÖNTEM

Bu çalışmada SU<sup>2</sup> yazılımı kullanılarak akış analizleri ve adjoint eniyileme, sınır tabakası akışına maruz kalan yarı-gömülü hava alığı için gerçekleştirilmiştir. Çalışmada iki önemli hava alığı performans parametresine odaklanılmıştır. Bu parametreler basınç toplama katsayısı ve çevresel bozuntu katsayısıdır. Amaç fonksiyonu olarak toplam basınç kayıplarının azaltılması, başka bir ifade ile basınç toplama katsayısının artırılması atanmıştır. Adjoint yöntemin sunduğu kolaylıklar ile geometrik değişkenlerin hava alığı performansına olan etkisi elde edilmiş ve gradyan tabanlı şekil eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Şekil eniyileme sürecinde, serbest biçim deformasyon yöntemi Bezier fonksiyonları ile kullanılarak geometrinin güncellenmesi sağlanmıştır.

### Hava Alığı Performans Parametreleri

Durağan koşullarda hava alığı performansı temel olarak iki farklı parametre ile değerlendirilebilir. Bu parametrelerden ilki, hava alığı tarafından yakalanıp motora ulaştırılan havanın maruz kaldığı toplam basınç kaybını ifade eder. Bu parametre basınç toplama katsayısı (ing. Pressure Recovery) olarak ifade edilebilir. Basınç toplama katsayısı motora ulaştırılan havaya ait toplam basınç değerinin serbest akış toplam basınç değerine bölünmesi ile bulunur.

İkinci parametre ise bozuntu katsayısıdır ve motor - hava alığı entegrasyon çalışmalarının temelini bu parametre oluşturur. Bu çalışma kapsamında incelenen bozuntu katsayısı SAE standartlarının[Anon, 1978] tanımladığı ortalama çevreleme bozuntu katsayısıdır. Bu katsayının hesaplanma yöntemi denklem 1 ve denklem 2 yardımı ile gösterilmiştir.

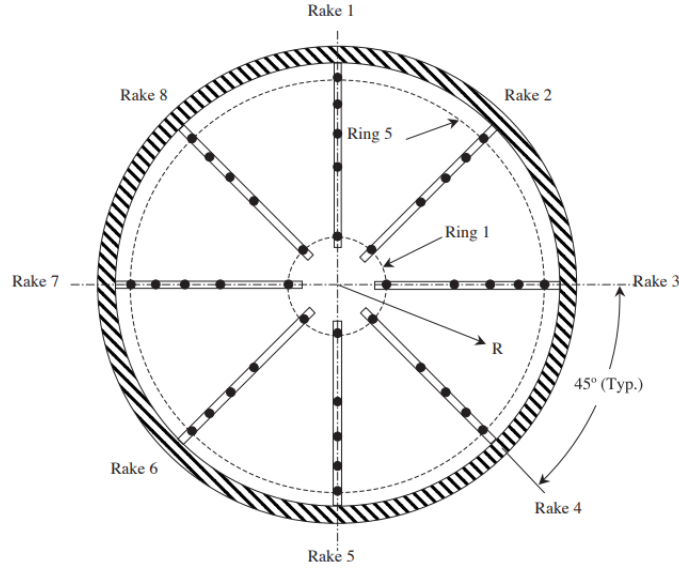
$$DPCP_{ort} = \sum_{n=i}^{i=5} \frac{\text{Şiddet}_i}{5} \quad (1)$$

Bu denklemde Şiddet;

$$\text{Şiddet}_i = \frac{Pt_{ort,i} - Pt_{min,ort,i}}{Pt_{ort,i}} \quad (2)$$

olarak ifade edilirken, "i" halka sayısını ifade etmektedir. Bu denklemlerde yer alan  $Pt_{ort,i}$  ifadesi "i" numaralı halkada elde edilen ortalama toplam basınç değerini gösterirken,  $Pt_{min,ort,i}$  ifadesi ise "i" numaralı halkada, tüm halkaya ait ortalama toplam basınç değerinden düşük toplam basınç değerleri elde edilen bölgedeki ortalama toplam basınç değerine karşılık gelmektedir.

Halka ifadesi ise, deneysel yöntemlerde kullanılan ve aerodinamik arayüz düzlemine yerleştirilen toplam basınç tarağı ile ilgilidir. SAE standartları gereği hava alığı performansının elde edilmesi için gerçekleştirilen bir çok testte, her birinde 5 adet toplam basınç ölçer olmak üzere toplam 8 koldan oluşan bir basınç tarağı aerodinamik arayüz düzlemine yerleştirilir. Bu basınç tarağının şematik görüntüsü Şekil 1'de paylaşılmıştır. Aerodinamik arayüz düzlemi hava alığının bitip motorun başladığı düzlem olarak tanımlanabilir.



Şekil 1: Aerodinamik Arayüz Düzleminde Basınç Tarağı[BerrierB, 2012]

Çalışmada temel geometri olarak NASA tarafından[BerrierB, 2012] sunulan Inlet - A geometrisi alınmıştır. Adjoint eniyileme çalışması gerçekleştirilmeden önce, yine NASA tarafından[BerrierB, 2012] sunulmuş bu hava alığına ait deneysel veri kullanılarak  $k\omega - SST$  ve  $SA$  türbulans modelleri ile akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu iki farklı türbulans modelinin hava alığı performans değerlerinin tahmini açısından, görece başarımları incelendikten sonra adjoint eniyileme süreci başlatılmıştır.

### **SU<sup>2</sup> ile Akış ve Adjoint Çözümleri**

Bu çalışmada açık kaynak kodlu SU<sup>2</sup> yazılımı öncelikle RANS çözümleri için kullanılmıştır. Bu analizlerde deneysel veriye uygun olarak nitrojen gazı  $\gamma = 1.4$  ve  $R = 296.80$  J/kgK alınarak modellenmiştir. Kullanılan türbulans modelleri türbulans ağdalılığını elde etmek için kullanılırken dinamik ağdalılık değeri Sutherland ile hesaplanmıştır. Nitrojen gazı için Sutherland yönteminde kullanılan katsayılar ilgili referanstan[Tan, 2014] elde edilmiştir. Akı ayrıklaştırması için central Jameson-Schmidt-Turkel (JST) yöntemi kullanılırken, gradyan hesabı Green Gauss teoremi ile gerçekleştirilmiştir. Venkatakrisnan eğim limitleyicisi ise gradyanların limitlenmesinde kullanılmıştır. CFL sayısı tüm analizlerde 15 olarak sabit alınmıştır. Ayrık Adjoint analizlerinde RANS analizlerinde kullanılan yöntemler sabit tutulmuş ve 0.1 CFL düşürücü faktörü kullanılmıştır.

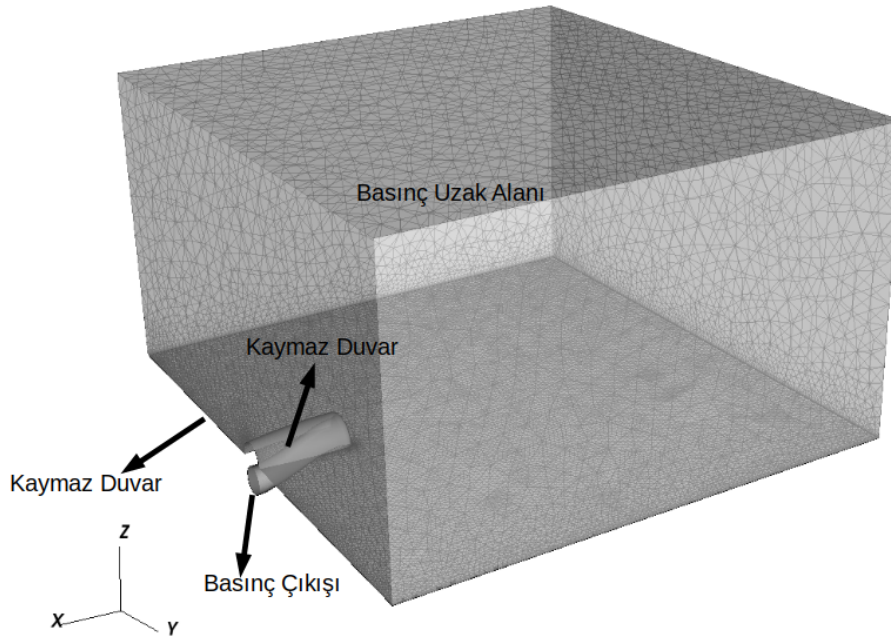
#### **Akış Çözümlerinde Kullanılan Çözüm Ağı ve Sınır Koşulları:**

Akış çözümlerinde kullanılan çözüm ağı, referans olarak alınmış tünel koşullarının mümkün olduğu kadar yüksek doğrulukta ve verimlilikte modellenmesi amacıyla oluşturulmuştur. Sınır tabaka akışına maruz kalan bir hava alığı performansının akış analizleri ile değerlendirilebilmesi için geometrik, Reynolds sayısı ve akış sıkıştırılabilirlik benzerliklerinin yanı sıra, hava alığı tarafından emilen sınır tabaka profilinin de deneysel koşula mümkün olduğu kadar benzetilmesi gerekmektedir.

Bu doğrultuda, deneysel sonuçların paylaşıldığı referans çalışmada belirtilen hava alığı önünde meydana gelen sınır tabaka kalınlığının elde edilebilmesi amacıyla, hava alığı geometrisinin önüne duvar eklenmiş, bu duvar uzunluğu ise deneysel veride bahsi geçen sınır tabakası kalınlığını oluşturacak şekilde belirlenmiştir. Bu uzunluk belirlenirken tam türbülanslı düz tabaka varsayımı yapılmış ve ihtiyaç duyulan uzunluk Denklem 3 [Çengel, 2013] yardımı ile elde edilmiştir.

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0.38}{Re_x^{1/5}} \quad (3)$$

Hava alığı önünde duvar uzunluğunun belirlenmesi sonrasında, düzensiz elemanlardan oluşan çözüm ağı oluşturulmuştur. Bu çözüm ağı yaklaşık 1.9 Milyon hücre içermektedir. Sınır tabaka akışında özellikle duvara dik yönde oluşan hız gradyanlarının doğru tahmini açısından 25 katmandan oluşan prizmatik elemanlar tüm duvarların üzerinde oluşturulmuş, viskoz alt tabakanın içinde en az iki tane bu prizma katmanlarının yer alması sağlanmıştır. Bu doğrultuda oluşturulan akış hacmi Şekil 2’de, sınır koşulları ile birlikte gösterilmektedir.



Şekil 2: Akış Hacmi ve Sınır Koşulları

Şekil 2’de de görülebileceği dış akış hacmi basınç uzak alan(ing. Pressure Far Field), duvarlar kaymaz duvar (ing. No Slip Wall) ve motor yüzü basınç çıkışı (ing. Pressure Outlet) sınır koşulları ile modellenmiştir.

### Gradyan Tabanlı Şekil Eniyilemesi

Aerodinamik performansın iyileştirilmesi için gerçekleştirilen birçok şekil eniyileme çalışmasında, eniyilenmesi gereken şeklin tam olarak ifade edilebilmesi için çok kapsamlı geometrik değişkenlere ihtiyaç duyulurken, aerodinamik performans kısıtlı sayıda hedef fonksiyonlar ile ifade edilebilmektedir. Bu tarz eniyileme çalışmalarına hava alığı aerodinamiği içeren çalışmalar rahatlıkla örnek verilebilir. Bahsedildiği gibi hava alığı performansı basınç toparlama ve bozuntu katsayıları ile çok rahat ifade edilebilirken, hava alığı geometrisinin belirleyici olduğu eksenel ve radyal yöndeki basınç gradyanlarının uygun şekle getirebilmesi hava alığı kesit alanlarının, kesit şekillerinin ve en

azından merkez eğrisinin parametrik şekilde ifade edilmesi ile sağlanabilir. Bu geometrik özelliklerin tam ve kapsamlı şekilde ifade edilebilmesi ise ancak çok sayıda geometrik değişken ile gerçekleştirilebilir. Bu doğrultuda, geleneksel eniyileme yöntemleri ile gerçekleştirilen eniyileme çalışmaları çok pahalı olabilmektedir. Çünkü geleneksel gradyan tabanlı eniyileme yöntemlerinde amaç fonksiyonunun geometrik değişkenlere olan türevleri/bağlantıları küçük adımlar ile elde edilmektedir. Bu küçük adımlar her bir geometrik değişiklik yapıldıktan sonra tekrar tekrar akış analizinin yapılmasını gerektirir. Dolayısıyla, klasik yöntemlerde geometrik değişken sayısı artıka eniyileme için harcanan zaman ve enerji de önemli ölçüde artmaktadır. Bu noktada adjoint tabanlı eniyileme algoritmaları öne çıkmakta ve tipik aerodinamik performans eniyileme çalışmalarında çok yüksek verimlilik sağlamaktadır. Çünkü adjoint yöntemler ile akımı yöneten denklemler ve sınır koşulları kısıt olarak atanmakta böylece geometrik değişkenlerin amaç fonksiyonlarına ilişkin türevlerinin hesabı için tekrar tekrar akış analizlerinin yapılması gerekmemektedir. Adjoint eniyileme temelli algoritmaların formülasyonu temel olarak eniyilenecek aerodinamik yüzeye ait geometrik değişkenlere ( $a$ ) ve akış özelliklere ( $U$ ) bağlı amaç fonksiyonunun ( $I$ ) aşağıdaki gibi tanımlanması ile başlar.

$$I = I(a, U(a)) \quad (4)$$

Akış analizlerinden hesaplanan akış değişkenleri/özellikleri temel olarak sınır koşullarının bir fonksiyonudur. Bu sınır koşulları aerodinamik yüzeylerini de kapsamaktadır. Bir başka ifade ile akımı yöneten denklem takımı ( $R$ ) ile, akış özellikleri ( $U$ ) ve ilgi duyulan aerodinamik yüzeyin geometrik değişkenleri ( $a$ ) arasındaki ilişki Denklem 5 ile ifade edilebilir.

$$R = R(a, U(a)) \quad (5)$$

Amaç fonksiyonunun geometrik değişkenlere bağlı hassasiyet değerlendirmesi Denklem 6 ile gerçekleştirilebilir.

$$\frac{dI}{da} = \frac{\partial I}{\partial a} + \frac{\partial I}{\partial U} \frac{dU}{da} \quad (6)$$

Denklem 6 ile gösterilen amaç fonksiyonunun geometrik değişkenlere göre hassasiyet değerleri ancak geometrik değişkenlerde meydana gelen her değişiklik için akış özelliklerinin tekrar tekrar akış analizleri ile elde edilmesi ile elde edilebilecektir. Fakat yakınsamış akış analizlerinde akımı yöneten denklem takımlarının her zaman sağlandığı ve dolayısıyla akımı yöneten denklem takımının geometrik değişkenlere bağıllığının olmadığı fikri ile hareket edilirse Denklem 7 elde edilebilir.

$$\frac{dR}{da} = \frac{\partial R}{\partial a} + \frac{\partial R}{\partial U} \frac{dU}{da} = 0 \quad (7)$$

Denklem 6 ile paylaşılan ve geometrik değişkenler ile akış karakteristiği arasındaki bağlantıyı ifade eden hesaplanması pahalı terimin ( $\frac{dU}{da}$ ) çok daha verimli şekilde hesaplanabilmesi için Denklem 7 aşağıdaki gibi düzenlenebilir.

$$\frac{dU}{da} = - \left[ \frac{\partial R}{\partial U} \right]^{-1} \frac{\partial R}{\partial a} \quad (8)$$

Yukarıda verilen denklem Denklem 6 içinde uygulanırsa, Denklem 9 elde edilmektedir.

$$\frac{dI}{da} = \frac{\partial I}{\partial a} - \frac{\partial I}{\partial U} \left[ \frac{\partial R}{\partial U} \right]^{-1} \frac{dR}{da} \quad (9)$$

Denklem 9 içerisine daha yakından bakmak istenirse aşağıdaki iki inceleme gerçekleştirilebilir.

$$\left[ \frac{\partial R}{\partial U} \right]^{-1} \frac{\partial R}{\partial a} = - \frac{dU}{da} \quad (10)$$

ve adjoint vektör,  $\lambda$  Denklem 11 ile tanımlanabilir.

$$- \frac{\partial I}{\partial U} \left[ \frac{\partial R}{\partial U} \right]^{-1} = \lambda^T \quad (11)$$

Denklem 9 ile verilen sistem iki farklı yöntem ile çözülebilir. Bu yöntemlerin ilki ( $\frac{dU}{da}$ ) teriminin çözümlenmesini gerektirir. Daha önce de bahsedildiği gibi bu yöntem artan tasarım değişken sayısı ile birlikte önemli seviyede pahalıdır. Alternatif yöntem ise adjoint yöntem olarak adlandırılırken  $\lambda$ , adjoint vektör tanımlanmakta böylece amaç fonksiyonunun hassasiyet değerlendirmesi aşağıda gösterildiği gibi sadece kısmi türevler ile ifade edilebilmektedir. Bu denklemden de görülebileceği gibi adjoint yöntemde sadece amaç fonksiyonu kadar çözüm yapılması ve Denklem 13 ile tanımlanan adjoint değişkenlerin elde edilmesi gerekir.

$$\frac{dI}{da} = \frac{\partial I}{\partial a} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial a} \quad (12)$$

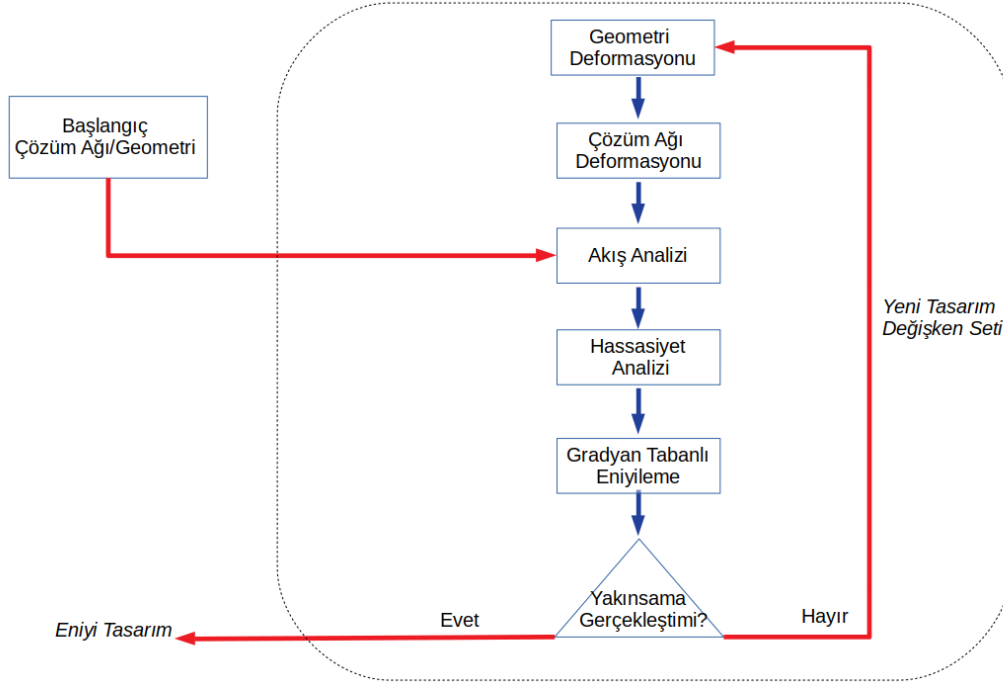
aynı zamanda adjoint vektör  $\lambda$ , Denklem 13 ile tanımlanabilir.

$$\left[ \frac{\partial R}{\partial U} \right]^T \lambda = - \left[ \frac{\partial I}{\partial U} \right]^T \quad (13)$$

Adjoint yöntemler ile geometrik değişkenlerin amaç fonksiyonları ile olan ilişkileri hesaplandıktan sonra elde edilen türevler, gradyan tabanlı eniyileme algoritması ile hedef fonksiyonunun en iyiye çekilmesi için kullanılır. Bu çalışmada, "SLSQP Sequential Least Squares Programlaması" bu amaç doğrultusunda kullanılmıştır. Bu yöntem SU<sup>2</sup> yazılımının içinde Numpy/Scipy python kütüphanesi[Bauckhage, 2015] kullanılarak entegre edilmiştir. Eniyileme süreci Karush–Kuhn–Tucker koşulları sağlanana veya daha önce belirtilmiş en fazla geometrik aday inceleme sayısına erişilene kadar devam eder. SU<sup>2</sup> içerisinde gerçekleşen eniyileme döngüsü Şekil 3 ile gösterilmiştir.

### Serbest Biçim Deformasyon Yaklaşımı

Serbest Biçim Deformasyonu yöntemi ile, yüzey sürekliliği bozulmayacak şekilde geometrik modifikasyonlar gerçekleştirilebilmektedir. Aslında bu yöntem ile geometrinin kendisinin modellenmesinden ziyade geometrik deformasyonlar modellenmektedir[Jamshid, 2004]. Bu şekilde tasarımcı içgüdüsel olarak geometrik değişiklikleri yapabilmektedir. Bu yöntem ilk olarak 1986 yılında[Sederberg, 1986] ortaya çıkmış sonrasında sağladığı kolaylıklar ve eniyileme çalışmaları için uygunluğu anlaşıldıkça yoğun şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Serbest biçim deformasyon yöntemi SU<sup>2</sup> yazılımının içinde gömülü şekilde bulunmakta ve geometrik değişiklikler bu yöntem ile gerçekleştirilebilmektedir.

Şekil 3: SU<sup>2</sup> için Eniyileme Döngüsü

Bu yöntemin başarılı olabilmesi için öncelikle ihtiyaç duyulan performans artışı için gerekli, geometrik değişikliklerin uygulacağı bölge belirlenmelidir. Bu bölge veya bölgeler belirlendikten sonra serbest biçim kutucuğu ilgili duyulan bölgeleri kapsayacak şekilde oluşturulabilir.

Bu çalışmada Bezier eğrisi tanımları serbest biçim kutucuğunun deformasyonu sırasında kullanılmıştır. Bezier hacmi matematiksel olarak Denklem 14 yardımı ile ifade edilebilir.

$$\chi(\xi, \eta, \zeta) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_i^l(\xi) B_j^m(\eta) B_k^n(\zeta) \quad (14)$$

burada Bernstein polinomları aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$\begin{aligned} B_i^l(\xi) &= \frac{l!}{(l-1)!} \xi^i (1-\xi)^{l-i} \\ B_j^m(\eta) &= \frac{m!}{(m-1)!} \eta^j (1-\eta)^{m-j} \\ B_k^n(\zeta) &= \frac{n!}{(n-1)!} \zeta^k (1-\zeta)^{n-k} \end{aligned} \quad (15)$$

Bu denklemde görülen  $l, m, n$  bezier fonksiyonlarının derecesini gösterirken  $P_{i,j,k}$  kontrol noktalarının koordinatlarını göstermektedir. Bu kontrol noktaları temel olarak kartezyen sistemde bulunurken  $\xi, \eta, \zeta \in [0, 1]$  parametrik koordinatları göstermektedir.  $\chi$  ifadesi ile Bezier hacmini ifade etmektedir. Öyleki bu ifade ile belirli  $\xi, \eta, \zeta$  değerleri için kartezyen koordinatlarındaki  $x, y, z$  elde edilebilmektedir.

Serbest biçim kutucuğu deformasyonları 3 aşamada gerçekleşmektedir. Bu aşamaların ilkinde kartezyen koordinatlar, parametrik koordinatlar üzerine eşlenir. Sonrasında serbest biçim kutucuğu

kontrol noktalarına pertürbasyon verilerek serbest biçim kutucuğu ve geometri deforme edilir. Son olarak deforme edilmekte olan yüzeyin deformasyon sonucu elde edilmiş kartezyen koordinatları Denklem 14 ile hesaplanır ve çözüm ağı deformasyonu gerçekleştirilir.

## UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışma kapsamında kullanılan akış analizi yaklaşımının doğruluğunun değerlendirilebilmesi amacıyla  $k\omega - SST$  ve  $SA$  türbulans modelleri ile analizler gerçekleştirilmiş, elde edilen hava alığı performans değerleri deneysel veri ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonrasında, her iki türbulans modelinin de kabul edilebilir seviyede başarılı olduğu görülmüştür. Akış analiz yönteminin uygunluğu anlaşıldıktan sonra adjoint eniyileme gerçekleştirilmiştir. Adjoint eniyileme esnasında amaç fonksiyonu toplam basınç kayıplarının azaltılması olarak atanmıştır. Bu şekilde gerçekleştirilen eniyileme sonrasında hava alığında meydana gelen toplam basınç kayıplarının azaltıldığı, bu durumun beraberinde çevresel bozuntu miktarını da düşürdüğü görülmüştür. Bunun yanı sıra, akış debisinin artması ile eniyilenmiş hava alığı geometrisi ile elde edilen faydanın da arttığı anlaşılmıştır. Adjoint eniyileme sonucunda elde edilen hava alığı kesitleri incelendiğinde, özellikle hava alığı merkez eğrisinde ilk kırılımın gerçekleştiği bölgede alan artışının olduğu görülmüştür. Bu şekilde radyal ve aksel yönlü basınç gradyanları kontrol edilebilmiştir.

### Temel Alınan Deneysel Veri ve Hava Alığı Geometrisi

Sınır tabakası emen hava alıklarına duyulan ihtiyacın artması ile birlikte açık kaynaklarda bu tarz hava alıkları ile ilgili gerçekleştirilmiş çalışmaların da arttığı görülmektedir. Ancak bu tipteki hava alıklarına ait en kapsamlı bilgi "NASA Langley Research Center" 'da 0.3 Metrelik ses geçiş hızlarında nitrojen gazı ile çalışabilen rüzgar tüneline gerçekleştirilmiş incelemelere aittir[BerrierB, 2012]. Bu testlerde kullanılan akış koşulları Tablo 1'de paylaşılmıştır. Bu tabloda yer alan Reynolds sayısındaki karakteristik uzunluk, aerodinamik arayüz düzlemi çap değeri olan 0.0622 metredir.

Reynolds Sayısı	13.9 Million
Mach Sayısı	0.834
Statik Basınç (Pa)	218528.3
Sıcaklık (K)	88.2
Düzeltilmiş Kütle Akış Debisi (kg/s)	0.4627

Tablo 1. Deneysel Çalışmada İncelenen Akış Koşulları

Inlet A geometri özellikleri ve deneysel veri ile ilgili detaylı bilgiye ilgili referanstan[BerrierB, 2012] ulaşılabilir. Bu hava alığı testlerinin en belirgin özelliklerinden bir tanesi hava alığı tarafından emilen sınır tabakası kalınlığının hava alığı giriş yüksekliğinin yaklaşık %30'u olması ile ilgilidir. Deneysel veri ile paylaşılmış sınır tabakası profili hava alığı girişinin hemen 0.091 inç önünde ve hava alığı merkez eğrisinin 3.784 inç yanına konumlandırılmış basınç tarağı ile elde edilmiştir.

Bunun yanı sıra, incelenen Inlet A geometrisine ait merkez eğrisi hava alığı girişinde tahmin edilen sınır tabaka kalınlığı yüksekliğinden başlamakta ve motor yüzü merkezinde bitmektedir. Bu temel olarak alınmış hava alığı geometrisi kesit şekilleri, ayna simetrikliğine sahip 4 farklı çeyrekte oluşmakta, bu çeyrekler ise super-elips olarak tanımlanmış bulunmaktadır. Bu hava alığına ait motor yüzü alanının boğaz alanına oranı(difüzyon oranı) yaklaşık 1.07'dir.

### SU<sup>2</sup> ile Akış Çözümlerinin Doğrulanması

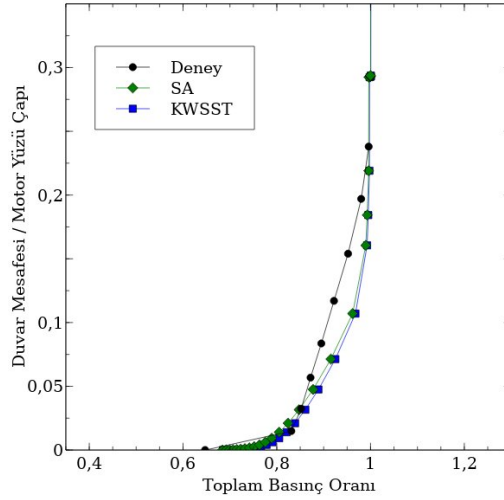
Tablo 1'de verilen sınır koşullarında gerçekleştirilen akış çözümlerinden elde edilen sonuçlar ile yine aynı koşullarında elde edilmiş deneysel veriler bu başlık altında karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma en yaygın olarak kullanılan  $k\omega - SST$  ve  $SA$  türbulans modelleri için gerçekleştirilmiştir. Bu



Halka	Deney, D. Akış Debisi =0.4627 kg/s		SA, D. Akış Debisi =0.492kg/s				k $\omega$ - SST, D. Akış Debisi =0.503kg/s			
	Siddet	Genislik <sup>o</sup>	Siddet	Genislik <sup>o</sup>	Siddet % Fark	Genislik <sup>o</sup> % Fark	Siddet	Genislik <sup>o</sup>	Siddet % Fark	Genislik <sup>o</sup> % Fark
Halka 1	0.039	171.3	0.052	157.5	33.06	-8.05	0.048	153.3	24.33	-10.48
Halka 2	0.055	147	0.064	146.8	16.18	-0.10	0.060	142.8	8.34	-2.87
Halka 3	0.05	139.5	0.059	140.2	18.16	0.48	0.055	136.3	9.84	-2.30
Halka 4	0.044	134.8	0.052	132.2	18.25	-1.91	0.050	131.2	13.23	-2.65
Halka 5	0.037	131.3	0.037	104.0	0.68	-20.76	0.036	103.2	-2.86	-21.39
PR = 0.960 DPCP = 0.045		PR = 0.954 DPCP = 0.053				PR = 0.959 DPCP = 0.050				

Tablo 2. Deneysel Veri ile İki Farklı Türbülans Modeli ile Elde Edilen Hava Alığı Performans Değerleri Karşılaştırması

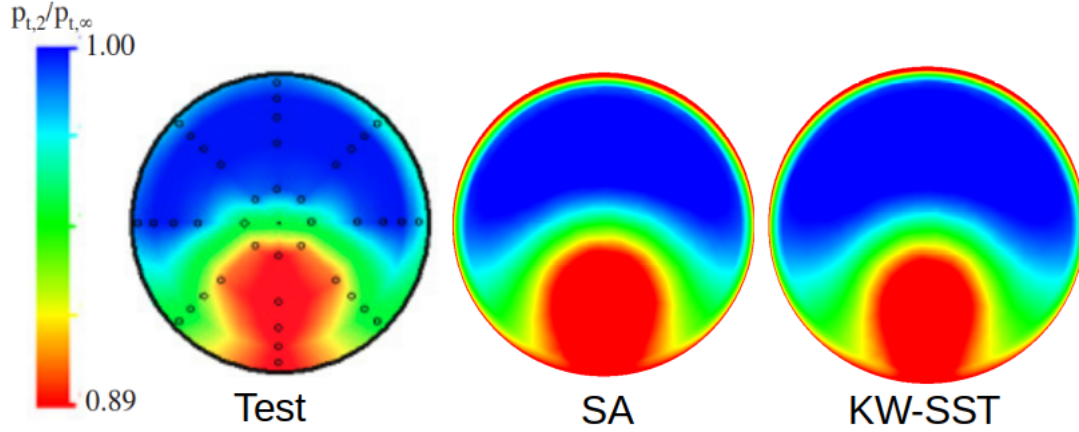
karşılaştırma sonuçlarının detaylarına inilmeden, her iki türbülans modeli ile de hava alığı girişinde elde edilen sınır tabakası profilinin deneysel veri ile elde edilmiş sınır tabaka profili ile karşılaştırılması önemlidir. Bu karşılaştırma Şekil 4 ile sunulmuştur. Bu şekil incelendiğinde türbülans modelleri ve deneysel veri ile elde edilmiş sınır tabaka kalınlıklarının birbiri ile çok iyi şekilde örtüştüğü görülmektedir. Ancak her iki türbülans modeli ile elde edilen sınır tabaka profillerinin, deneysel yöntemler ile elde edilmiş sınır tabaka profiline göre daha yüksek enerji içerdiği görülmektedir. Bu farkların görece düşük mertebede olduğu değerlendirildiği ve hava alığı tarafından emilen sınır tabakaya ait kalınlık değerinin deneysel veri ile çok iyi örtüştüğü görüldüğü için, hava alığı önünde konumlandırılmış ve üzerinde sınır tabaka oluşumunun sağlandığı duvar uzunluğunun uygun olduğu anlaşılmıştır. Bu değerlendirilmeler sonucunda akış çözümlerinin doğrulanmasının hava alığı performans parametreleri üzerinde gerçekleştirilmesinin uygun olduğu anlaşılmıştır.



Şekil 4: Sınır Tabaka Profil Karşılaştırması

Hava alığı performans parametreleri daha önce de bahsedildiği gibi, çok büyük ölçüde, aerodinamik arayüz düzlemindeki toplam basınç dağılımları ile karakterize edilebilir. Bu doğrultuda aerodinamik arayüz düzleminde elde edilen toplam basınç dağılımlarının deneysel veri ile kıyaslaması Şekil 5 ile verilmiştir. Bu karşılaştırmadan da görülebileceği gibi iki türbülans modeli ile de deneysel veriye oldukça yakın mertebede sonuçlar elde edilmiştir. Fakat sadece bu şekil ile türbülans modellerinin tahmin başarımını değerlendirmek mümkün olmayacaktır. Bu doğrultuda daha önce tanımlanmış her bir halkada elde edilen bozuntu değerleri ile basınç toplama değerleri deneysel veri ile Tablo 2'de karşılaştırılmıştır.

Tablo 2'de yer alan Şiddet ve PR tanımları daha önce yapılmıştı. Bu tabloda yer alan genişlik bilgisi, ilgili halkada elde edilen ortalama toplam basınç değerinden düşük toplam basınç değerine sahip olan çevresel açıdır. Tablo 2 incelendiğinde Şekil 5 ile sunulmuş görünümle aynı

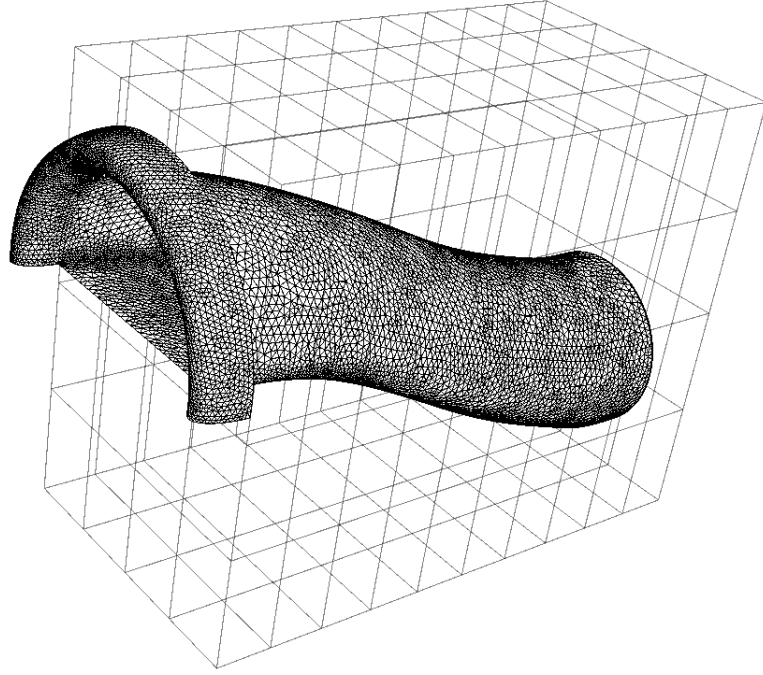


Şekil 5: Aerodinamik Arayüz Düzleminde Toplam Basınç Dağılımı Karşılaştırması

doğrultuda, iki türbülans modeli ile de görece yüksek başarımlı analizler yapılabildiği anlaşılmıştır. *SA* türbülans modeli ile genişlik değerleri, *k $\omega$  - SST* türbülans modeli ile de her bir halkada elde edilen bozuntu şiddeti değerleri daha iyi tahmin edilebilmektedir. Bunun yanı sıra basınç toplama katsayıları incelendiğinde *k $\omega$  - SST* türbülans modelinin deneysel veriye daha yakın sonuçlar verdiği görülür. Ancak her iki türbülans modeli ile gerçekleştirilen tahminlerin deneysel veriye yakın olduğu görülmüş ve çalışmaya RANS analizlerinde kullanılan bir denklemi azaltabilmek adına *SA* türbülans modeli ile devam edilmiştir.

### Serbest Biçim Deformasyon Kutusu

Adjoint eniyileme için serbest biçim deformasyonu (İng. Free Form Deformation) yöntemi ile çözüm ağında deformasyonlar oluşturulmuştur. Adjoint eniyilemede kullanılan serbest biçim deformasyonu kutucuğu Şekil 6'te gösterilmiştir. Eniyileme esnasında, hava alığı toplam boyu ve hava alığı boğazı ile aerodinamik arayüz düzlemi arasında yer alan kaçıklık mesafesi sabit tutulmuştur. Bunun yanı sıra hava alığı geometrisindeki değişiklikler hava alığı boğazından başlamakta ve aerodinamik arayüz düzleminde bitmektedir. Bu şekilde hava alığı giriş ve aerodinamik arayüz düzlemi alanları ve şekilleri sabit tutulmuştur. Serbest biçim deformasyon kutusu 11 eksenel, 5 yanal ve 5 dikey düzlem içermektedir. Hava alığı boğazı ve aerodinamik arayüz düzlem geometrileri sabit kaldığı için toplamda 225 adet değişken atanmıştır.

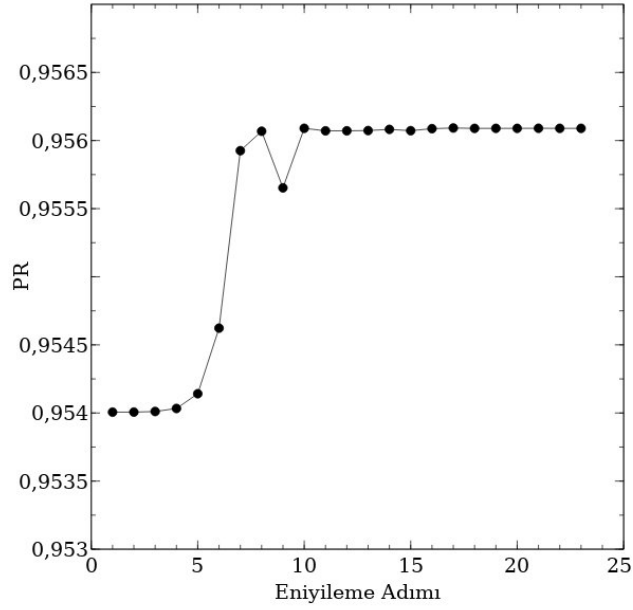


Şekil 6: Hava Alığı Geometrisi Etrafında Serbest Biçim Kutucuğu

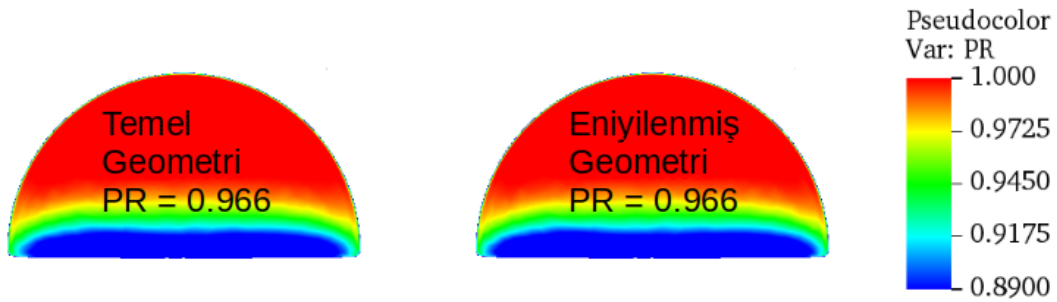
Adjoint eniyileme sürecinde, her adımda, elde edilen geometrilere ait basınç toplama katsayısı değişimi Şekil 7 ile gösterilmiştir. Bu şekil incelendiğinde, en iyileme sürecinin hemen başlarında performans artışının elde edildiği görülmektedir.

### **Aerodinamik Performans İncelemeleri**

Daha önce de bahsedildiği gibi, çalışmada sadece hava alığı duvarları için modifikasyonlara izin verilmiş, hava alığı önünde sınır tabakasının oluştuğu duvarlar ise değiştirilmemiştir. Dolayısıyla beklenti, eniyileme esnasında incelenen geometrilerin maruz kaldığı akış kalitelerinde önemli bir değişiklik olmamasıdır. Bu durumun incelenebilmesi amacıyla hem eniyelenmiş hem de temel olarak alınmış hava alıklarının hemen boğazındaki toplam basınç toplama değerleri ve dağılımı Şekil 8 ile karşılaştırılmıştır.



Şekil 7: Her bir Adımda Elde Edilen PR Değerleri



Şekil 8: Eniyi ve Temel Hava Alığı Boğaz Bölgesinde Basınç Toparlama Kontürü

Şekil 8 incelendiğinde, iki hava alığı boğazında da elde edilen toplam basınç toplama değerlerinin ve dağılımlarının aynı olduğu görülmektedir. Bu sonuç vasıtasıyla, incelenen koşulda, en iyi geometrinin emilen akış kalitesinde önemli bir değişikliğe yol açmadığı görülmüştür. Dolayısıyla, eniyi hava alığı geometrisinin sadece hava alığı cidarları içerisindeki kayıpları azalttığı değerlendirilmiştir.

Bilindiği gibi, günümüzde sınır tabakası akışı emen itki sistemleri için hava alıkları tasarlanmaktadır. Bu şekilde tasarlanan hava alıklarının cidarları üzerinde meydana gelen toplam basınç kayıplarının değerlendirilebilmesi için bu çalışma özelinde yeni bir parametre tanımlanmıştır. Bu parametre temel olarak, hava alığı-motor kesişim düzleminde elde edilen toplam basınç değerinin hava alığı boğazında elde edilen toplam basınç değerine oranıdır. Bu şekilde sadece hava alığı cidarları üzerinde meydana gelen basınç kayıpları anlamlandırılabilmiştir. Bu çalışma özelinde bu parametre  $PR_{th}$  olarak adlandırılmıştır. Eniyi ve temel hava alıkları performansına ilişkin ilk karşılaştırma yeni tanımlanmış bu parametre ile hava alıklarının içinden geçen düzeltilmiş kütle akış debisinde gerçekleştirilmiştir. Bu karşılaştırma Tablo 3'te sunulmuştur. Bu tablodan da görülebileceği gibi temel hava alığı geometrisi cidarları üzerinde de % 1.2'lik bir toplam basınç kaybı

gerçekleşmektedir. Bu basınç kaybı değeri eniyileme ile %0.9'a düşürülmüştür. Bunun yanı sıra, en iyileme ile kayıplar azaldığı için, en iyi hava alığı geometrisinden geçen akış debisi miktarı artmıştır. Tablo 3'ten çıkartılabilecek bir başka sonuç ise, incelenen hava alığının içinde meydana gelen toplam basınç kayıplarının hali hazırda az olduğu ve temel hava alığı geometrisinin başarılı bir tasarım olduğu ile ilgilidir.

	Temel Geometri	Optimum Geometri
$PR_{th}$	0.988	0.991
$\dot{m}_c$ (kg/s)	0.492	0.498

Tablo 3. Eniyi ve Temel Hava Alığı Geometrileri Performans Karşılaştırması

Eniyileme ile hava alığı tarafından emilen akış kalitesinin artırılmasından ziyade, hava alığı duvarları üzerinde meydana gelen kayıplarının azaltıldığına anlaşılmış ve temel hava alıklarına ait bozuntu katsayısı ile basınç toplama katsayısı karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmaya ilişkin bilgiler Tablo 4 ile sunulmuştur.

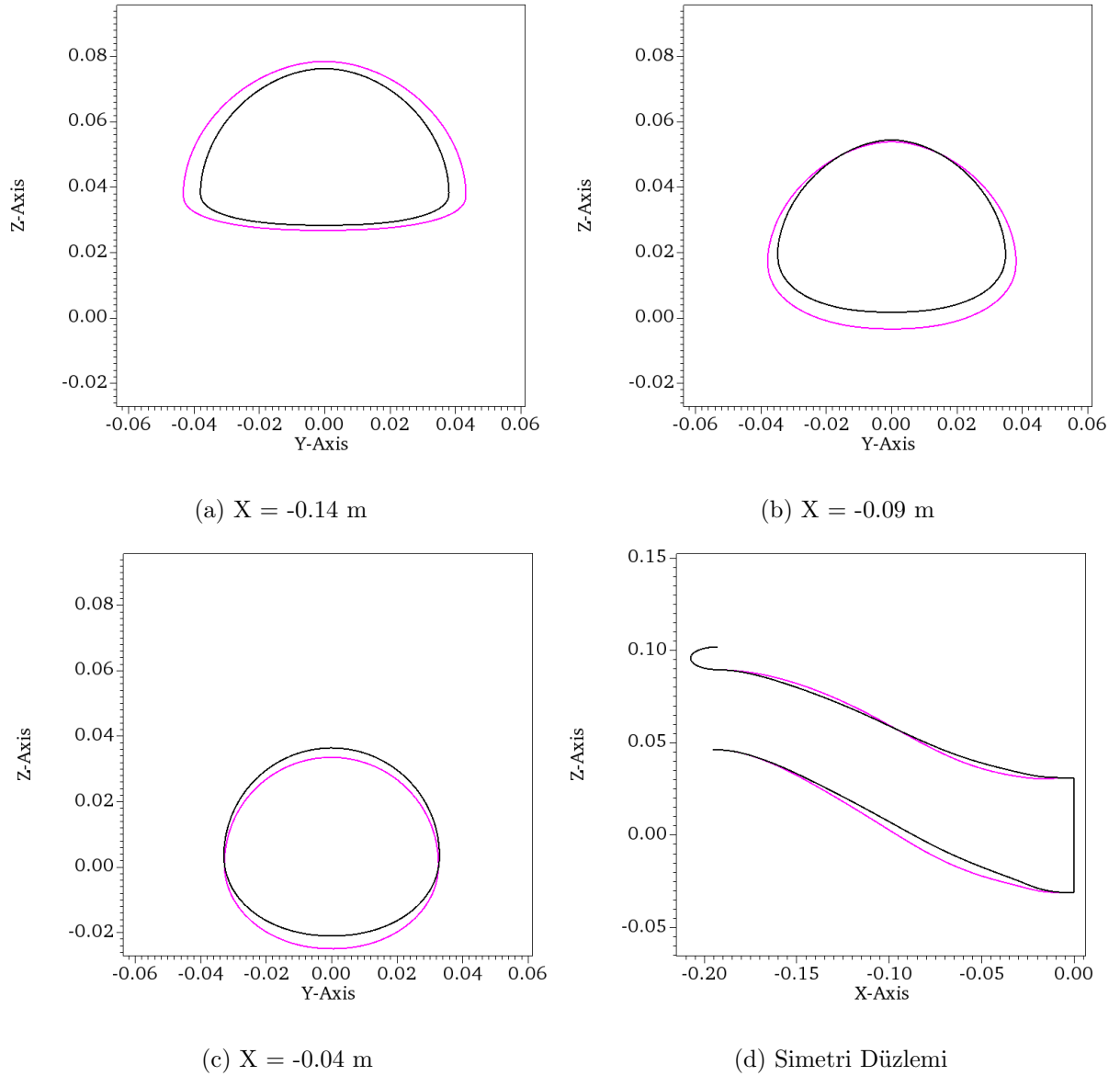
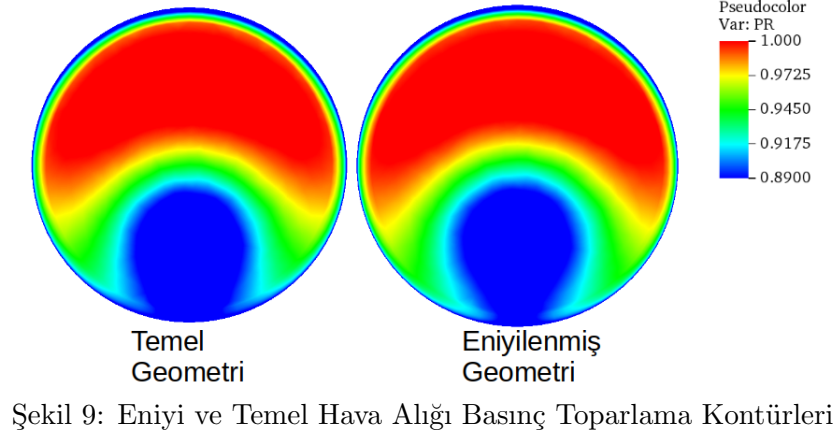
Parametre	Temel Geometri	Optimum Geometri	% Fark
PR	0.954	0.956	0.21
$\dot{m}_c$ (kg/s)	0.492	0.498	1.22
DPCP	0.053	0.05	-5.66
Halka1 Bozuntu Şiddeti	0.052	0.051	-1.92
Halka2 Bozuntu Şiddeti	0.064	0.061	-4.69
Halka3 Bozuntu Şiddeti	0.059	0.055	-6.78
Halka4 Bozuntu Şiddeti	0.052	0.047	-9.62
Halka5 Bozuntu Şiddeti	0.037	0.036	-2.70
Halka1 Genişlik°	157.5	162.5	3.17
Halka2 Genişlik°	146.8	150.4	2.45
Halka3 Genişlik°	140.2	142.8	1.85
Halka4 Genişlik°	132.2	133	0.61
Halka5 Genişlik°	104	86.8	-16.54

Tablo 4. Eniyilenmiş ve Temel Hava Alığı Detaylı Performans Karşılaştırması

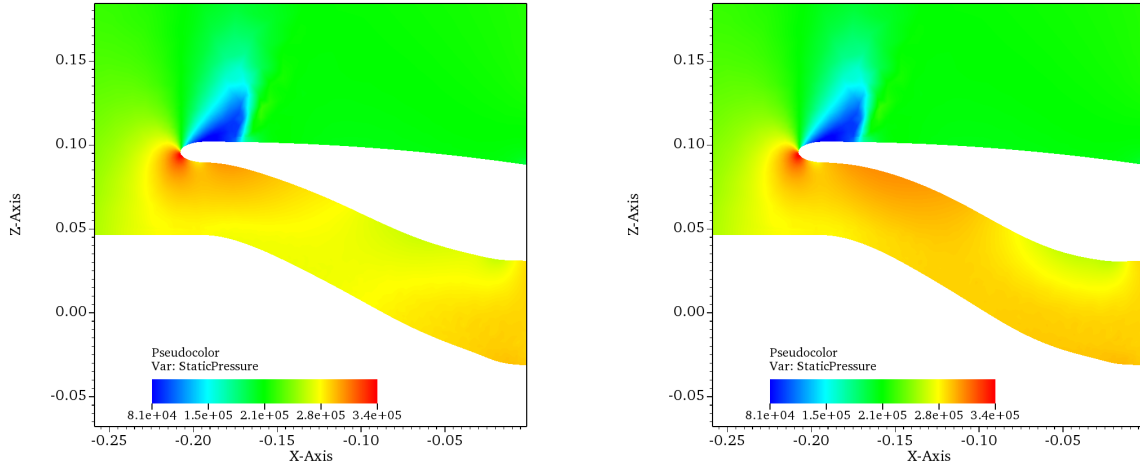
Tablo 4 incelendiğinde, Eniyileme sonrasında elde edilen geometri ile bozuntu katsayısının % 5.66 azaltıldığı, basınç toplama değerinin ise % 0.21 artırıldığı görülmektedir. Bunun yanı sıra her bir halka üzerinde elde edilen bozuntu şiddetlerinin azaltıldığı anlaşılmaktadır. Okuyucuya bu değişikliklerin gözlemlenebileceği, motor yüzü üzerindeki basınç toplama kontürleri Şekil 9 ile sunulmuştur.

### Geometrik Değişiklikler

Eniyileme süreci sonrasında elde edilen performans artışının anlaşılmasından sonra, eniyilenmiş ve temel hava alıklarına ait geometrik farklılıklar Şekil 10 vasıtasıyla sunulmuştur. Bu şekil incelendiğinde, hava alığı boğazının hemen sonrasında, kesit alanlarının artışı ve bu kesit alanı artışının genel olarak hava alığı alt duvarları çevresinde elde edildiği görülmektedir. Bu durum hava alığı içerisinde görülen radyal yöndeki basınç gradyanlarının azaltılmasına olanak sağlamıştır.



Şekil 10 ile sunulan geometrik değişikliklerin simetri düzleminde elde edilen statik basınç dağılımları üzerindeki etkisi Şekil 11 ile gösterilmiştir. Bu şekil incelendiğinde özellikle ilk kırılımlın gerçekleştiği bölgede, temel hava alığı geometrisinde görülen radyal yönlü basınç gradyanlarının azaldığı görülmektedir. İkinci kırılım bölgesinde ise, en iyilenmiş hava alığında da düşük basınç bölgesi mevcuttur. Bu düşük basınç bölgesi ile motor yüzünün hemen önünde istenilen yönde kıymetli bir basınç gradyanı oluşturulmaktadır.



(a) Temel Geometri

(b) Eniyilenmiş Geometri

Şekil 11: Eniyi ve Temel Hava Alıkları Simetri Düzleminde Statik Basınç Dağılımları

### Eniyileme Koşulu Dışında Performans İncelemeleri

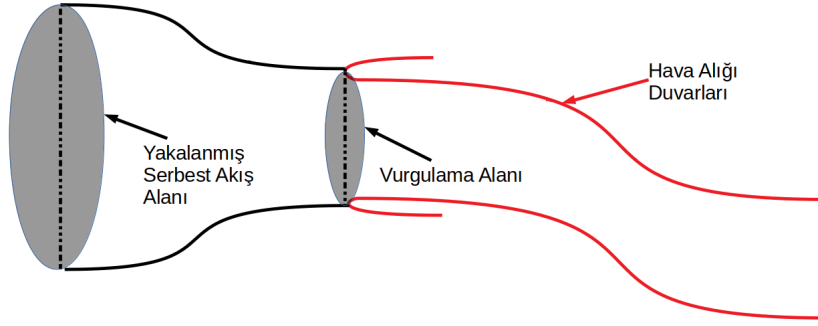
Her ne kadar eniyileme çalışması tek bir koşulda gerçekleştirilmiş olsa da, hava alığının, eniyileme koşulu dışında da yüksek performans vermesi beklenmektedir. Dolayısıyla, bu başlık altında eniyileme koşulu dışında, eniyilenmiş hava alığı ile elde edilmiş performans değerleri temel hava alığı performansı ile karşılaştırılmıştır. Eniyileme koşulu dışındaki koşullar, yakalama akış oranı (ing. Capture Flow Ratio) kullanılarak ifade edilmiştir. Yakalama akış oranı (YAO) temel olarak, serbest akış bölgesinde hava alığı tarafından yakalanan alan ile hava alığı vurgulama alanı (ing. Highlight Area) arasındaki orandır. Vurgulama alanı incelenen hava alığına ait geometrik bir parametre iken serbest akış bölgesinde yakalanan akış tüpü alanı emilen akış debisi ile alakalıdır. Bu alan Denklem 16 ile bulunabilirken, yakalama akış oranı Denklem 17 ile elde edilebilmektedir.

$$A_{\infty} = \frac{\dot{m}}{\rho_{\infty} V_{\infty}} \quad (16)$$

$$YAO = \frac{A_{\infty}}{A_{vurgulama}} \quad (17)$$

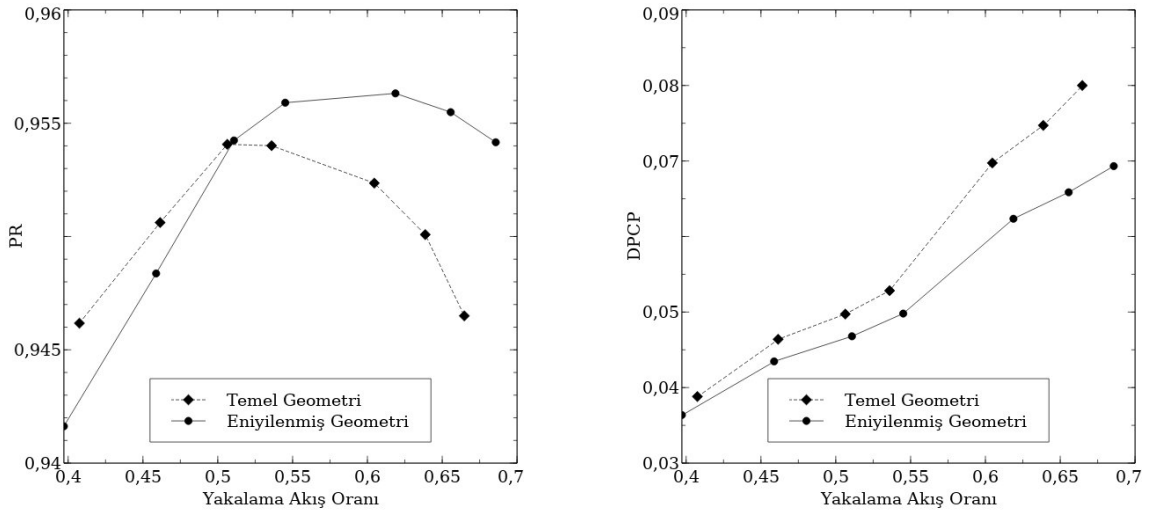
Yakalama akış oranı hesabında yer alan yakalanan akış tüpü ve vurgulama alanları Şekil 12 vasıtası ile gösterilmiştir.

Akış çözümlerinde farklı yakalama akış oranları, yani akış debileri, "pressure outlet" sınır koşuluna farklı basınç değerleri dikte edilerek elde edilebilir. Yüksek basınç değerleri gelen akışa yüksek rezistans, düşük basınç değerleri ise düşük rezistans oluşturarak hava alığı içerisinde geçen akış debisini, dolayısıyla yakalama akış oranını değiştirebilir. Bu şekilde gerçekleştirilmiş analizler



Şekil 12: Eniyi ve Temel Hava Alığı Basınç Toparlama Kontürleri

sonucunda hem temel hem de eniyelenmiş hava alıkları ile elde edilmiş performans değerleri Şekil 13 ile gösterilmiştir.



(a) PR Değişimi (b) DPCP Değişimi  
Şekil 13: Eniyi ve Temel Hava Alıkları Performans Değerlerinin Eniyileme Koşulu Dışında Karşılaştırması

Şekil 13 incelendiğinde özellikle artan akış debisi ile eniyelenmiş hava alığı görece performansının arttığı görülmektedir. İncelenen en yüksek akış debisinde yaklaşık %1 mertebesinde basınç toplama değeri artmıştır. Bunun yanı sıra, yakalama akış oranı azaldıkça, iki hava alığında da elde edilen basınç toplama değerinin belirli bir noktadan sonra hızlıca azaldığı görülmüştür. Bu azalma bölgesinde, basınç toplama katsayısının düşme hızı eniyelenmiş hava alığında daha fazladır. Ancak, iki hava alığının da azalan akış debisi ile performans düşüşünün görüldüğü bölgelerde kullanımının kısıtlı olacağı değerlendirilmektedir. Bunun yanı sıra incelenen tüm yakalama akış oranlarında eniyileme sonrasında elde edilmiş hava alığı geometrisi ile daha düşük bozuntu katsayıları elde edilmektedir. Bu durum, hava alığı - motor entegrasyon çalışmaları için önemli bir kazanım olarak değerlendirilmiştir.

## SONUÇ

Bu çalışmada, sınır tabaka akışına maruz kalan hava alığı için  $SU^2$  yazılımı ile adjoint eniyileme başarılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Öncelikle  $SU^2$  çözümlerinin doğrulama çalışmaları iki farklı



türbulans modeli ile analizler gerçekleştirilerek yapılmış, elde edilen sonuçlar deneysel veri ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonrasında kullanılan analiz yönteminin uygun olduğu değerlendirilmiş ve eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir. Eniyileme çalışması sonrasında elde edilen hava alığı geometrisi ile basınç toplama katsayısında artış, bozuntu katsayısında ise azalma elde edilebilmiştir. Eniyileme çalışmasının gerçekleştirildiği akış koşulu ve akış debisinde basınç toplama katsayısında %0.21 oranında bir artış görülürken, bu artış beraberinde %5.66 oranında bozuntu katsayısında azalmaya olanak sağlamıştır. Bunun yanısıra eniyileme için seçilmiş akış koşulları dışında da bir dizi analiz yapılarak temel ve eniyilenmiş hava alığı performansları karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonrasında incelenen en yüksek akış debisinde, eniyilenmiş hava alığı ile basınç toplama ve bozuntu katsayılarında sırasıyla %1 ve %12 mertebelerinde iyileşme görülmüştür. İncelenen tüm koşullarda, eniyileme sonrasında elde edilen hava alığı ile daha düşük bozuntu katsayılarının elde edildiği anlaşılmıştır.

## Kaynaklar

- Anon, 1978. "Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion. Soc. of Automotive Engineers Report", Report ARP-1420
- Berrier, Bobby L., Melissa B. Carter, and Brian G. Allan., 2005. "High Reynolds number investigation of a flush-mounted, S-duct inlet with large amounts of boundary layer ingestion.", No. L-19131
- Tan, Z., 1978. "Air pollution and greenhouse gases. Green Energy and Technology", Nanoaerosol. First ed. Waterloo, Springer (2014): 395-399.
- Cengel, Yunus and Cimbala, John, 2013. "Fluid Mechanics Fundamentals and Applications", McGraw Hill, 2013
- Bauchage, C., "NumPy/SciPy Recipes for Data Science: Ordinary Least Squares Optimization" Mar, 2015.
- Samareh, Jamshid., "Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation." 10th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference. 2004.
- Sederberg, Thomas W., Parry, Scott R., "Free-form deformation of solid geometric models." Proceedings of the 13th annual conference on Computer graphics and interactive techniques"