








Geliş/Received : 02.09.2019 & Kabul/Accepted : 04.12.2019 & Yayımlanma/Published (online) : 25.12.2019

Oyuk Boşluk Yapısının Kanat Profili Üzerine Etkisi

Hüsamettin Alperen ALABAŞ¹ , Mohammed ALBATRAN² , Tayfun ÇELİK² , Mustafa LÜLECI² , Ümit Deniz GÖKER^{3*} 

¹ Millî Savunma Üniversitesi, Hezârfen Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, 34149, Yeşilyurt, İstanbul

² Millî Savunma Üniversitesi, Hava Harp Okulu, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Fakültesi, 34149, Yeşilyurt, İstanbul

³ Millî Savunma Üniversitesi, Hava Harp Okulu, Temel Bilimler Bölümü, 34149, Yeşilyurt, İstanbul

Özet

Bu çalışmada, NACA 0018 kanat profili üzerindeki oyuk boşluk yapısının akış yapısı üzerine etkileri hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) kullanılarak teorik olarak incelenmiştir. Bu etkiler, boşluklu yapıya sahip olan ve olmayan aynı kanat profili üzerinde farklı hücum açıları için uygulanmıştır. Analizlerimiz sonucunda, oyuklu ve oyuksuz NACA 0018 kanat profili için yörünge çizgileri, hız konturları, basınç konturları, hız akım çizgileri çizdirilmiş ve emme sistemi bulunan ve bulunmayan boşluk yapılarındaki akım çizgileri ile karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Kanat profili, NACA 0018, oyuk boşluk, hesaplamalı akışkanlar dinamiği

The Effect of Cavity Structure on the Wing Profile

Abstract

In this study, the effects of cavity structures, which are located in different regions on NACA 0018 wing profile, on the flow structure are investigated theoretically by using computational fluid dynamics (CFD). These effects are applied for different angles of attack on the same wing profile with and without cavity. As a result of our analysis, pathlines, velocity contours, pressure contours, velocity streamlines are drawn for NACA 0018 wing profile with and without cavity, and compared with cavity structures with and without intake system.

Keywords: Wing profile, NACA 0018, cavity, computational fluid dynamics

1. Giriş

Aerodinamik ve hidrodinamik ile ilgili konuların önemli bir kısmı cisimlerin uçmasını, yüzmesini veya kararlı bir şekilde hareket etmesini sağlayan,

taşıyıcı kanatlar ile ilgilidir. Bu kanatlar üzerindeki akışın kontrolünün sağlanması, kanadın beklenen görevi yerine getirmesi açısından önemlidir.

* Sorumlu Yazar/Corresponding Author: Doç. Dr. Ümit Deniz GÖKER, udgoker@hho.edu.tr

Alıntı/Citation :Alabaş, H.A., Albatran, M., Çelik, T., Lülecı, M., Göker, Ü.D. (2019). Oyuk boşluk yapısının kanat profili üzerine etkisi. Journal of Aviation, 3 (2), 89-105. DOI: 10.30518/jav.614043



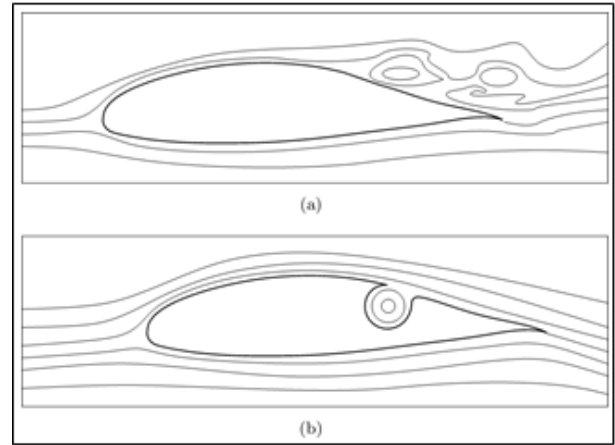
Taşıyıcı kanat profilleri veya yönlendiriciler, serbest akıma dik büyük bir kuvvet ve mümkün olduğu kadar küçük direnç sağlamak üzere tasarlanırlar. Kanat profillerinde taşıma ve direnç, hücum açısı ile değişir. Düşük hücum açısında, arka yüzeyler önemli derecede sınır tabaka ayrılmasına neden olmayacak ters bir basınç gradyentine sahiptir ve akışın şekli düzgün, direnç küçük, taşıma mükemmeldir. İyi huylu gradyentte dönüm noktası yoktur, ayrılma olmaz. Bir ters gradyentte, cidardan uzaklığı ters gradyent şiddeti ile artan bir dönüm noktası sınır tabakanın içinde oluşur. Çünkü daha kuvvetli herhangi bir gradyent cidarda geri akışa neden olacaktır. Sınır tabaka büyük bir şekilde kalınlaşır ve ana akım cidardan kopar ve ayrılır. Hücum açısı arttıkça, üst yüzey ters gradyeni daha kuvvetli hale gelir ve genellikle bir ayrılma kabarcığı üst yüzeyde ileriye doğru sürüklenmeye başlar. Bazen kabarcık yavaş hareket etmez, ani olarak sıçrar ve tam ayrılma hızlı ve tehlikeli bir şekilde oluşur. Belirli bir açıda akış üst yüzeyden tamamen ayrılır. Bunun sonucunda koparak cidardan ayrılır ve geniş çalkalanan art izi meydana gelir, taşıma belirgin bir şekilde düşer, direnç belirgin bir şekilde artar. Ana akım bu art izi tarafından saptırılır [1].

Akışın kontrol edilmesi ve yüzey üzerinde akışın ayrılmasını engellemek ya da geciktirmek için çeşitli aktif ve pasif yöntemler kullanılmaktadır. Pasif yöntemler genellikle şeklin geometrisini optimum hale getirme veya sabit girdap üreticiler koyma şeklinde olmaktadır. Geometriyle ilgili çalışmaların bir kısmı da kanat üzerinde girdap tuzağı olarak adlandırılan bir boşluk oluşturarak, oluşan girdabı tuzağa düşürerek, kanat üzerindeki ayrılmayı geciktirmek veya engellemek suretiyle akışın yüzeye tutunmasını sağlayan çalışmalardır [1].

İlk girdap tuzağı kavramı için Kasper'in girdap kanat tasarımından esinlenilmiştir. Kasper, girdap tuzağının bir kanat üzerindeki aerodinamik verimi (direnç kuvveti ve taşıma kuvveti) üzerinde etkili olacağını iddia etmiştir. Ancak yapılan rüzgâr tüneli testleri bunun tersi sonuçlar ortaya koymuştur. Hatta bu kanat modelinin veriminin geleneksel kanatlardan bile daha düşük olduğunu göstermiştir [2]. Kasper'in önerisi ve Kruppa'nın deneyleri arasındaki uyumsuzluğun, düşük Reynolds sayısından kaynaklandığı öne sürülmüştür. Rüzgâr

tüneline yapılan deneylerde yüksek bir aerodinamik verim yakalanmamasına rağmen, teorik olarak yapılan çalışmalar geleneksel bir kanat yüzeyinde açılan boşluğun, akış üzerinde önemli iyileştirmeler sağlayabileceğini ortaya koymuştur [3-5]. Bu teorik sonuçlar, girdap tuzaklı kanat modelleri için ilginin ve çalışmaların devam etmesini sağlamıştır.

Literatürde düzlem duvarlar üzerinde dikdörtgen benzeri şekilde açılmış boşluklar ile ilgili birçok çalışma bulunmasına rağmen, kanatlar üzerinde dairesel geometriye sahip girdap tuzaklı çalışma sınırlı sayıdadır. Konu üzerinde daha sonraları kayda değer birçok çalışma yapılmıştır [6-8]. Bouferrouk ve Chernyshenko [9] yapmış oldukları çalışmada "Discrete Vortex Method (DVM)" kullanarak bir Lighthill kanat profili üzerindeki girdap tuzağının aktif kararlılık kontrolüyle ilgili çalışmalar yapmışlardır. Girdap tuzağına sürekli olarak girdapların girdiğini, girdapların tuzakta tutularak ayrılmanın engellendiğini ve direnç kuvvetinin azaldığını, taşıma kuvvetinin ise arttığını gözlemlemişlerdir. Chernyshenko ve ark. [10] ise çalışmalarında yaklaşık 30 parametre kullanarak kanat üzerindeki boşluğun şeklini ve yerini optimize etmeye çalışmışlardır. De Gregorio ve Fraioli [11] çalışmalarında bir girdap tuzağında emme ve üfleme yaparak aktif olarak ve yapmadan pasif yöntem kullanarak kanat üzerinde ayrılmayı incelemişlerdir.



Şekil 1. Bir Kanada Ait Akım Çizgileri. (a) Klasik Boşluksuz; (b) Girdap Tuzaklı [12]

Kanat üzerinde oluşturulan boşluk literatürde girdap tuzağı olarak adlandırılmaktadır. Şekil 1'de aynı kanat profili üzerinde oluşturulan bir boşluğun etkisi gösterilmiştir. Yapılan teorik çalışmalarda

ayrılmayı engelleme anlamında oldukça iyi sonuçlar alınırken, deneyler boşluğun etkisini tam ortaya çıkaracak şekilde sonuçlar ortaya koyamamıştır. Yapılan çalışmaların sonuçlarında boşluğun yapısı, yeri, hücum açısı ve Reynolds sayısı önemli parametreler olmaktadır.

Bu çalışmada kanat profili üzerinde oluşturulan bu boşlukların akış yapısı üzerine etkileri farklı hücum açıları için araştırılmıştır. Yapılan bu araştırma, NACA 0018 kanat profili için uygulanmıştır. Bunun için giriş kısmından sonra, ikinci bölümde geçmiş dönemde bu konu ile ilgili yapılan çalışmalara değinilmiş, üçüncü bölümde matematiksel formülasyon ve metodoloji anlatılmış, dördüncü bölümde hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemiyle bir kanat profili üzerindeki oyuk boşluk yapısının etkisi hesaplanmış ve son bölümde de sonuçlar ve tartışmalar verilmiştir.

2. Matematiksel Formülasyon ve Metodoloji

2.1. Yönetici Denklemler

Navier–Stokes

Denklemleri kümesi, termodinamik dengedeki akışkan hareketinin en genel tanımlamasıdır. Temel olarak, bir Newton akışı için yazılan kütle, momentum ve enerjinin korunumu denklemlerinden oluşur. Denklem şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{E} - \bar{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{F} - \bar{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{G} - \bar{G}_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

Bütün sonlu hacim algoritmalarının temelini oluşturan integral formu şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{q} d\Omega + \oint_S \bar{F} \cdot d\bar{S} = 0 \quad (2)$$

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{bmatrix} \quad (3)$$

Burada \bar{q} , olağan değişkenleri içeren vektördür ve \bar{F} akış terimlerini içeren matristir. Sütunlar aşağıdaki gibidir:

$$\bar{F}_1 = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \sigma_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ (E + p)u - u\sigma_{xx} - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} - k \frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\bar{F}_2 = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \sigma_{yy} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ (E + p)v - u\tau_{xy} - v\sigma_{yy} - w\tau_{yz} - k \frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\bar{F}_3 = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ \rho w^2 + p - \sigma_{zz} \\ (E + p)w - u\tau_{xz} - v\tau_{yz} - w\sigma_{zz} - k \frac{\partial T}{\partial z} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Burada,

$$\sigma_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \quad (7)$$

$$\sigma_{yy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \quad (8)$$

$$\sigma_{zz} = 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \quad (9)$$

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (10)$$

$$\tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad (11)$$

$$\tau_{yz} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (12)$$

Dikkate alınacak denklemler,

$$\bar{F}_1 = (\bar{E} - \bar{E}_v) \quad (13)$$

$$\bar{F}_2 = (\bar{F} - \bar{F}_v) \quad (14)$$

$$\bar{F}_3 = (\bar{G} - \bar{G}_v) \quad (15)$$

Burada beş denklem olmasına rağmen ρ, u, v, w, p, E ve T olmak üzere yedi bilinmeyen

vardır. Bu yüzden denklem sayısı sisteme yaklaşmak için yeterli değildir. Denklem sistemine yaklaşmak için, durum denklemi kullanılır:

$$p = (\gamma - 1) \left[E - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (16)$$

$$T = \frac{\gamma - 1}{R} \left[\frac{E}{\rho} - \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (17)$$

Burada R gaz sabiti ve γ özgül ısılar oranıdır. $R = 287 \text{ m}^2/\text{s}^2 \text{ K}$ ve hava için $\gamma = 1.4$ dür. Sutherland formülü kullanılarak dinamik viskozite ve sıcaklık arasında bir ilişki kurulabilir:

$$\mu = 1.458 \times 10^{-6} \text{ kg} / \left(\text{msK}^{\frac{1}{2}} \right) \frac{T^{\frac{3}{2}}}{T + 110.4 \text{ K}} \quad (18)$$

Burada k ısı iletkenlik katsayısıdır ve momentum ve ısı yayılma oranını tanımlayan Prandtl sayısı (Pr) kullanılarak dinamik viskozite ile ilişkilendirilebilir:

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} \quad (19)$$

Burada C_p , sabit basınç altında özgül ısı katsayısıdır. Turbo makine problemleri veya pervaneler gibi döner bir hareketin bulunduğu uygulamalar için, korunum denklemlerine düzgün bir biçimde (sabit kanat) bir referans çerçevesi getirilmelidir.

Düzgün tanımlanmış döner bir çerçeve ve çerçevenin mutlak (ataletli) referansı ile birlikte, görel ve mutlak değişkenler arasındaki dönüşümler için doğru bir model oluşturulmasıyla, uygun çözümleri elde etmek için çözülecek döndürücü etkileri olan bir denklem sistemi elde edilebilir. Sürekli dönen bir sistemin açısal hızına ω diyelim. V_R sistem için bağıl hız ve V mutlak referans sistemi için bağıl hız olsun. Mutlak ve bağıl hız arasındaki ilişki şu şekilde olabilir:

$$\vec{V} = \vec{V}_R + \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (20)$$

Burada \vec{r} , dönme merkezinden hücre merkezine olan uzaklık vektörüdür. $\vec{\omega} \times \vec{r}$ terimi basitçe ızgara hızı veya çekiş hızıdır. Momentum denklemi ile iki

ek şart söz konusu olur. Birincisi, birim hacim başına Coriolis kuvvetidir:

$$\vec{F}_{cor} = -2\rho(\vec{\omega} \times \vec{V}_r) \quad (21)$$

ve ikincisi, birim hacim başına merkezkaç kuvvetidir:

$$\vec{F}_{merkezkaç} = -\rho\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (22)$$

İlişkiler, mutlak ve bağıl hızlar arasında doğru bir şekilde tanımlandıktan sonra, referansın görel çerçevesindeki Navier-Stokes denklemleri sistemi şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \vec{q}_r d\Omega + \oint_s (\vec{F}_r - F_v) \cdot d\vec{S} + \int_{\Omega} \vec{T}_r d\Omega = 0 \quad (23)$$

Yukarıda tanımlanan denklem sistemleri görel hızları içerir ve görel akış değişkenleri için çözülebilir. Eğer mutlak akış değişkenleri için denklem sistemini çözmeye karar verilirse, mutlak hızlar için denklemlerin yeniden yazılması gerekir. Mutlak referans çerçevesindeki Navier-Stokes denklemleri sistemi şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{q} d\Omega + \oint_s (\vec{F} - \vec{F}_v) \cdot d\vec{S} + \int_{\Omega} \vec{T} d\Omega = 0 \quad (24)$$

Elde edilen denklemler kümesi, sistem içerisindeki uçak kanatlarının etrafındaki sabit durum, viskoz akış çözümlerini elde etmek için kullanılabilir.

2.2. Akış Çözücülere Genel Bakış

Tipik bir HAD çözücü, iki sayısal yöntemden birini seçmemizi sağlar:

- 1) Basınç Tabanlı Çözücü
- 2) Yoğunluk Tabanlı Çözücü

Tarihsel olarak, basınç tabanlı yaklaşım, ağırlıklı olarak yüksek hızlı sıkıştırılabilir akışlar için kullanılmıştır. Bununla birlikte, son zamanlarda her iki yöntem de geleneksel veya orijinal niteliklerinin ötesinde çok çeşitli akış koşullarını çözmek ve çalıştırmak için genişletilmiştir. Her iki yöntemde de hız verileri momentumun denklemlerinden elde edilir. Yoğunluğa dayalı yaklaşımda, basınç alanı durum denklemlerinden belirlenirken yoğunluk alanını elde etmek için süreklilik denklemi kullanılır. Diğer taraftan, basınç temelli yaklaşımda,

basınç alanı, süreklilik ve momentum denklemlerinin manipüle edilmesiyle elde edilen bir basınç denklemi veya basınç düzeltme denklemi çözülerek çıkarılmaktadır.

Her iki metodu kullanarak çözücü, kütle ve momentumun korunumu için yönetim integrali denklemlerine ve (uygun olduğunda) enerji, türbülans ve kimyasal türler gibi diğer skalerlere bir çözüm getirmelidir. Her iki durumda da, aşağıdaki görevlerden oluşan kontrol hacmi tabanlı bir teknik kullanılır:

- 1) Bölgenin, bir hesaplamalı sayısal çözüm ağı kullanılarak ayrık kontrol hacimlerine bölünmesi.
- 2) Yönetici denklemlerin ayrı kontrol hacimlerine entegrasyonu, hız bileşenleri, basınç, sıcaklık ve korunmuş skalerler gibi ayrı bağımlı değişkenler için cebirsel denklemler oluşturmak.
- 3) Bağımlı değişkenlerin güncellenmiş değerlerini elde etmek için kararlaştırılan denklemlerin doğrusallaştırılması ve sonuçta elde edilen doğrusal denklem sisteminin çözümü.

Her iki sayısal yöntemde de sonlu hacimsel ayrıklaştırma kullanır, ancak ayrıklaştırılmış denklemleri doğrusallaştırmak ve çözmek için kullanılan yaklaşım farklıdır.

2.2.1. Basınç Tabanlı Çözücü

Basınç tabanlı bir çözüm “Projeksiyon Yöntemi” olarak adlandırılan genel bir metoda ait bir algoritma kullanır. Projeksiyon yönteminde bir basınç (veya basınç düzeltmesi) denkleminin çözülmesiyle, hız alanının kütle korunumunun (sürekliliğin) kısıtlanması sağlanır. Basınç denklemi, süreklilik ve momentum denklemlerinden, basınç tarafından düzeltilen hız alanının sürekliliğini tahmin edecek şekilde türetilmiştir. Yönetici denklemler doğrusal olmadığından ve birbirine bağlı olduğu için, çözüm süreci, tüm denklemler dizisinin, çözüm bir araya gelene kadar tekrar tekrar çözüldüğü yinelemeleri içerir.

2.2.1.1. Basınç Tabanlı Algoritma

Basınç temelli çözücü, yönetici denklemlerinin ardışık olarak çözüldüğü (yani birbirinden ayrılan) bir çözüm algoritması kullanır. Yönetici denklemler

doğrusal olmayan ve bağlı denklemler olduklarından, birleşik sayısal bir çözüm elde etmek için çözüm döngüsü iteratif olarak yapılmalıdır. Ayrılmış algoritmada, çözüm değişkenleri (örneğin, $u, v, w, P, T, k, \epsilon, vb.$) için bireysel yönetici denklemleri birbiri ardına çözülür. Her bir yönetici denklemi çözülürken diğer denklemlerden ayrıştırılmış veya ayrılmış olarak çözüldüğü için adı “ayrıştırılmış” veya “ayrışmış” çözüm şeklindedir. Ayrıştırılmış denklemler sadece bir anda bellekte saklanması gerektiğinden, ayrılmış algoritma bellek verimlidir. Bununla birlikte, denklemler ayrıştırılmış bir şekilde çözüldüğünden, çözüm yakınsama nispeten yavaştır. Ayrılmış algoritma ile her yinelemede:

- 1) Mevcut çözüme dayalı olarak türbülanslı viskozite (yayıma) dahil olmak üzere akışkan özellikleri (örneğin; yoğunluk, viskozite, spesifik ısı) güncellenir.
- 2) Son zamanlarda güncellenen basınç ve yüz kütle akı değerlerini kullanarak momentum denklemleri birbiri ardına çözülür.
- 3) Son zamanlarda elde edilen hız alanını ve kütle akısını kullanarak basınç düzeltmesi denkleştirilir.
- 4) Adım 3’ten elde edilen basınç düzeltmesini kullanarak yüz kütle akı, basınç ve hız alanı düzeltilir.
- 5) Çözüm değişkenlerinin mevcut değerlerini kullanarak türbülans miktarı, enerji, türler ve radyasyon şiddeti gibi ek skaler denklemleri çözülür.
- 6) Farklı fazlar arasındaki etkileşimlerden kaynaklanan kaynak terimleri güncellenir (Örn, Ayrık parçacıklara bağlı olarak taşıyıcı faz için kaynak terim).
- 7) Denklemlerin yakınsamasını kontrol edilir.

Bu adımlar, yakınsama kriterleri karşılanana kadar devam eder.

2.2.1.2. Basınç Tabanına Bağlı Algoritma

Yukarıdaki algoritmayı biraz daha genişlettiğimizde, basınç tabanına bağlı algoritmaya geçiş yaparız. Yukarıda açıklanmış ayrıştırılmış algoritmadan farklı olarak, basınç temelli eşleşmiş algoritma, momentum denklemlerini ve basınç temelli süreklilik denklemini içeren birleştirilmiş

denklem sistemini çözer. Böylece, birleştirilmiş algoritmada, ayrıştırılmış çözüm algoritmasındaki Adım 2 ve Adım 3 birleştirilmiş denklem sisteminin çözüldüğü tek bir adımla değiştirilir. Kalan denklemler ayrıştırılmış algoritmada olduğu gibi ayrıştırılmış bir şekilde çözülür.

Momentum ve süreklilik denklemleri yakından eşleştirilen bir şekilde çözüldüğünden, ayrılan algoritma ile karşılaştırıldığında çözüm yakınsama oranı önemli ölçüde artmaktadır. Bununla birlikte, bellek gereksinimi, hız ve basınç alanları için çözümlenirken tüm momentum ve basınç tabanlı süreklilik denklemlerinin ayrı bellek de saklanması gerektiğinden, ayrılmış algoritma 1,5 ila 2 katı artar.

2.2.2. Yoğunluğa Dayalı Çözücü

Yoğunluğa dayalı çözücü, devamlılık, momentum ve enerji (uygun olduğu hallerde) ve “Species Transport Yönetici” denklemlerini eşzamanlı olarak (yani biraraya getirilmiş) idare eder. Ek skalerler için yönetici denklemler daha sonra çözülür (yani birbirinden ve birleştirilmiş kümeden ayrılır). Çünkü yönetici denklemler doğrusal olmadıklarından (ve eşleştirildiklerinden), çözüm döngüsünün birkaç iterasyonu birleşik çözüm elde edilmeden önce gerçekleştirilmelidir.

- 1) Mevcut çözümlere göre sıvı özellikleri güncellenir (sıvı özellikleri başlatılan çözüme göre yenilenecektir).
- 2) Süreklilik, momentum ve (uygun yerlerde) enerji ve tür denklemleri aynı anda çözülür.
- 3) Uygun olduğu yerlerde, diğer değişkenlerin daha önceden yenilenen değerlerini kullanarak türbülans ve radyasyon gibi skaler denklemleri çözülür.
- 4) İnterfaz bağlantısının dâhil edilmesi gerektiğinde, kaynak terimleri uygun sürekli faz denklemlerinde ayrı bir faz yörünge hesaplaması ile güncellenir.
- 5) Denklem kümesinin istenilen özellikleri kontrol edilir.

Bu adımlar, istenilen kriterler karşılanana kadar devam eder. Yoğunluğa dayalı yöntemde, bağlanmış-açık formülasyonu ya da birleştirilmiş-kapalı formülasyonu kullanılarak birleştirilmiş denklem sistemi (eğer varsa, süreklilik, momentum, enerji ve tür denklemleri) çözülebilir. Yoğunluğa

dayalı çözüm yöntemlerinde, ayrık, doğrusal olmayan yönetici denklemleri, her hesaplama hücresindeki bağımlı değişkenler için bir denklem sistemi üretmek üzere doğrusallaştırılır. Elde edilen doğrusal sistem daha sonra yenilenmiş bir akış alanı çözümünü elde etmek için çözülür. Yönetici denklemlerin doğrusallaştırılma biçimi, ilgili bağımlı değişkene göre “kapalı” veya “açık” bir biçim alabilir.

- 1) **Kapalı**: Belirli bir değişken için her hücrede bilinmeyen değer, komşu hücrelerden hem mevcut hem de bilinmeyen değerleri içeren bir ilişki kullanılarak hesaplanır. Bu nedenle, her bir bilinmeyen, sistemde birden fazla denklemde görünecektir. Bu denklemler bilinmeyen miktarları vermek için eşzamanlı olarak çözülmelidir.
- 2) **Açık**: Belirli bir değişken için her hücrede bilinmeyen değer, yalnızca mevcut değerleri içeren bir ilişki kullanılarak hesaplanır. Bu nedenle, her bir bilinmeyen, sistemde sadece bir denklemde görünecektir ve bilinmeyen miktarları vermek için her hücrede bilinmeyen değer denklemleri birer birer çözülmelidir.

Eğer yoğunluğa dayalı çözücünün kapalı seçeneği seçilirse, birleşik yönetici denklemler kümesindeki her denklem, kümedeki tüm bağımlı değişkenlere göre dolaylı olarak doğrusallaştırılır. Bu, etki alanındaki her bir hücre için N denklemleri ile bir doğrusal denklemler sistemi oluşturacaktır. Burada N , kümedeki birleştirilmiş denklemlerin sayısıdır. Hücre başına N denklemi olduğu için buna bazen “**blok**” denklem sistemi de denir.

Bir noktada kapalı doğrusal denklem çözücü (Eksik Alt Üst Faktörizasyon Şeması veya Bir Simetrik Blok Gauss-Seidel), her bir N bağımlı değişken için denklemlerin blok sistem denklemini çözmek üzere, bir cebirsel çoklu-öteleme yöntemi ile birlikte kullanılır. Örneğin birleştirilmiş sürekliliğin, x , y , z momentumunun ve enerji denklem kümesinin doğrusallaştırılması, P , u , v , w ve T 'nin bilinmeyenler olduğu bir denklem sistemi üretecektir. Bu denklem sisteminin eş zamanlı çözümünü (blok çoklu öteleme çözücüyü kullanarak) bir kerede yenilenmiş P , u , v , w hızı ve sıcaklık alanlarını verir. Özetle, birleştirilmiş kapalı

yaklaşım tüm hücrelerdeki, tüm değişkenleri (P, u, w, T) aynı anda çözmektedir.

Eğer yoğunluğa dayalı çözücünün açık seçeneği seçilirse, birleşik yönetici denklemler kümesindeki her denklem açık bir şekilde doğrusallaştırılır. Kapalı seçenekte olduğu gibi, bu, etki alanındaki her bir hücre için N eşitlikli bir denklem sistemi ile sonuçlanacak ve aynı şekilde kümedeki tüm bağımlı değişkenler bir kerede yenilenecektir. Ancak, bu denklem sistemi bilinmeyen bağımlı değişkenlerde açıktır. Örneğin, x -momentum denklemi, güncellenmiş x -hızının, alan değişkenlerinin mevcut değerlerinin bir fonksiyonu olarak yazılır. Bu nedenle, bir lineer denklem çözücü gerekli değildir. Bunun yerine, çözüm çok aşamalı (Runge-Kutta) çözücü kullanılarak yenilenir. Burada, çok aşamalı çözücüyü hızlandırmak için “Full Approximation Storage (FAS)” multigrad şeması kullanma seçeneğine sahip oluruz. Özet olarak, yoğunluğa dayalı açık yaklaşım, bir seferde tüm değişkenleri (P, u, v, w, T) bir hücre için çözer.

2.3. Sonlu Hacim Yöntemi

Akışkan hareketini koruma kanunları, diferansiyel veya integral formda matematiksel olarak ifade edilebilir. Sonlu hacim yöntemleri, korunum denklemlerinin integral formunun doğrudan fiziksel uzayda ayrılmasına dayanmaktadır. Diferansiyel denklem formuna sayısal bir şema uygulandığında, çözüm alanı, sonlu fark denklemlerinin çözüldüğü ayrı noktalara bölünür. Öte yandan, denklemlerin integral formu kullanıldığında, çözüm alanı, köşeleri grid noktaları olan küçük hacimlere (veya iki boyutlu bir durum için alanlara) bölünür. Fiziksel alanların büyük çoğunluğu düzensiz olduğu için, hesaplama alanının dikdörtgen olduğu bir fiziksel alandan bir hesaplama uzayına koordinat dönüşümü gerçekleştirilir. Bununla birlikte, koordinat dönüşümü mümkün olsa bile, oldukça düzensiz olan alanlar, çözümün doğruluğu ve istenilen sonuçlarda ciddi zorluklar yaratacaktır. Nedeni, metrikler düzgün değilse, metrikler ve dönüşümün Jacobyanı ve yönetici denklemlerinde kullanılan gradyanlar sayısal süreksizlikler içerebilir. Genel olarak, sonlu fark yöntemleri son derece karmaşık alanlar için kalıtsal zayıflıklara sahipken, sınırlı hacim şemaları bu tür zayıflıkla karşılaşmamaktadırlar. Bunun

nedeni, bağımsız değişkenlerin doğrudan fiziksel etki alanına entegre edilmesi ve bu nedenle grid düzgünlüğünün artık önemli bir sorun olmamasıdır.

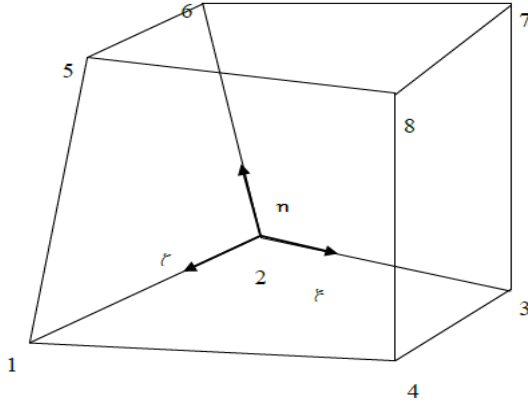
Hesaplamalı grid, akış alanını grid noktalarının hücre köşeleri olduğu hesaplama hücrelerine ayırır. Sonlu hacim yöntemi, genel entegrasyon kanununun yüzey integrali ile hesaplama hücresinin yüzleri üzerinde ayrıntı integrallerin toplamının değiştirilmesine dayanmaktadır. Ayrıntı formdaki denklem aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} (q_{i,j,k} \Delta V_{i,j,k}) + \sum_{sides} (\vec{F} \cdot \vec{S}) = 0 \quad (25)$$

Burada, $q_{i,j,k}$ hücre merkezindeki q , $\Delta V_{i,j,k}$ hesaplama hücresinin hacmini ve toplam sembolü tüm dış yüzeyler aracılığıyla toplam akıyı ifade eder. (i, j, k) sıralı hücrelerde q 'nın ortalama değeri genel olarak $q_{i,j,k}$ kabul edilir. Ama yüzey akısının sıralı hesaplamasında, q 'nın $q_{i,j,k}$ değeri hücrenin ortalama bir noktasında düşünülebilir. Sonlu hacim yönteminin bir özelliği, bu ortalama noktanın kesin konumunun hesaplama sırasında gerekli olmamasıdır. Sadece çözümün sonucunda bu noktanın yeri istenir. Bazı araştırmacılar bu nokta için hücre sentezini önermişlerdir. Bu sadece q 'nın tüm bileşenleri, hücreyi doğrusal olarak değiştiriyorsa geçerlidir. q 'nın dağılımı bilinmediğinden, hücre tepe noktasının vektöriyel ortalaması olarak tanımlanan hücre merkezinin avantajı yoktur. Son noktayı hesaplamak daha kolaydır. Ayrıca hacmin ve hücre yüzeyinin nasıl tahmin edileceği ve yüzeylerdeki akıların nasıl hesaplanacağı tanımlanmak zorundadır. Ancak hücre hacimlerinin toplamı tüm alanın hacmine eşit olmalıdır. Diğer önemli bir sınırlama, aşağıdaki gibi tanımlanabilen kapalı hücre durumudur:

$$\sum_{sides} \vec{S} = 0 \quad (26)$$

Üç boyutlu bir problem için, hesaplama hücreleri Şekil 2' de gösterildiği gibi η ve ζ 'nin eğrisel koordinatları şekilde gösterilen hegzahedrondur.



Şekil 2. Tipik Hekzahedron Hücresi

Bir hekzahedron için, hücre yüzey alanları köşegen vektörlerinin kesişen ürünleri olarak tahmin edilebilir. Burada, yüzeyin yönünü uygun bir şekilde dikkate almak gerekir. Yüzey alanı vektörleri, sabit bir yüzün normal yüzeyi her zaman pozitif x -yönünü gösterecek şekilde hesaplanır. Ardından, yüzün 1562 yüzey alanı vektör olarak hesaplanabilir:

$$\vec{S}_{1562} = \frac{1}{2}(\vec{r}_{61} \times \vec{r}_{25}) \quad (27)$$

Hücre hacmi aşağıdaki denklemle hesaplanabilir:

$$\Delta \vec{V}_{12345678} = \frac{1}{6} [(\vec{S}_{1485} + \vec{S}_{1234} + \vec{S}_{1562})(\vec{r}_7 - \vec{r}_1)] \quad (28)$$

Burada i, j ve k sırasıyla x, y ve z yüzeylerindeki indisleri gösterir. Tamsayının alt indisleri hücre merkezlerini gösterir ve yapıdaki alt indisler hücre yüzlerini gösterir. Denklem şu şekilde yeniden yazılabilir:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (q_{i,j,k} \Delta V_{i,j,k}) + \vec{F}_{i+\frac{1}{2},j,k} \cdot \vec{S}_{i+\frac{1}{2},j,k} - \vec{F}_{i-\frac{1}{2},j,k} \cdot \vec{S}_{i-\frac{1}{2},j,k} \\ + \vec{F}_{i,j+\frac{1}{2},k} \cdot \vec{S}_{i,j+\frac{1}{2},k} - \vec{F}_{i,j-\frac{1}{2},k} \cdot \vec{S}_{i,j-\frac{1}{2},k} \\ + \vec{F}_{i,j,k+\frac{1}{2}} \cdot \vec{S}_{i,j,k+\frac{1}{2}} - \vec{F}_{i,j,k-\frac{1}{2}} \cdot \vec{S}_{i,j,k-\frac{1}{2}} = 0 \end{aligned} \quad (29)$$

3. Sınır Şartları

Yönetici denklemlerin sayısal çözümü, sınır koşullarının uygun şekilde uygulanmasını gerektirir. Bu çalışmada, duvar sınır koşulları, uzak alan sınır koşulları ve periyodik sınır koşulları gibi

farklı sınır koşulları uygulanmaktadır. Hava sınırı yüzeylerinde duvar sınır şartları uygulanır. Akıların hesaplanması mutlak hızlar kullanılarak gerçekleştirilir. Ancak sınır koşulları, duvar yüzeyinde nispi hızlar kullanılarak uygulanır. Bu nedenle, mutlak hızlar nispi hızlara dönüştürülür. Bu adım şu şekilde yapılır;

$$\vec{u}_{rel} = \vec{u}_{abs} + \omega \times z(i, j, k) \quad (30)$$

$$v_{rel} = v_{abs} \quad (31)$$

$$w_{rel} = w_{abs} - \omega \times x(i, j, k) \quad (32)$$

Viskoz akış hesaplamaları için hız olarak kaymaz sınır şartları uygulanır;

$$\vec{V}_{rel} \Big|_{yüzey} = 0 \quad (33)$$

Basınç, normal basınç gradyanını sıfıra ayarlayarak elde edilir. Yani;

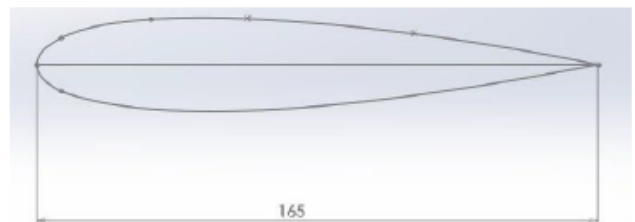
$$\frac{\partial P}{\partial n} \Big|_{yüzey} = 0 \quad (34)$$

Yoğunluk, yukarıdaki denklemden tahmin edilir. Toplam enerji, durum denklemlerinden elde edilir.

4. HAD Yöntemiyle Bir Kanat Profili Üzerindeki Oyuk Boşluk Yapısının Akış Yapısı Üzerine Etkisinin Hesaplanması

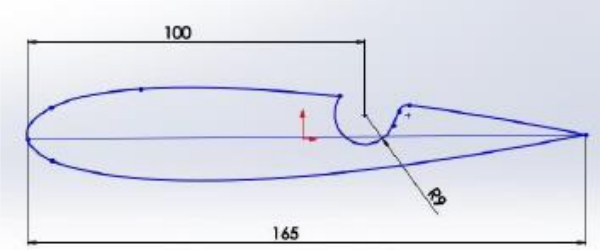
4.1. Kanat Geometresinin Çizilmesi

Bu aşamada NACA 0018 kanat profilinin oyuksuz ve oyuklu halleri SolidWorks programı ile çizdirilmiştir. Şekil 3’de oyuksuz NACA 0018 kanat profilinin çizimi ölçüleriyle birlikte gösterilmiştir. Ölçüler milimetre cinsinden alınmıştır.



Şekil 3: NACA 0018 Kanat Profili

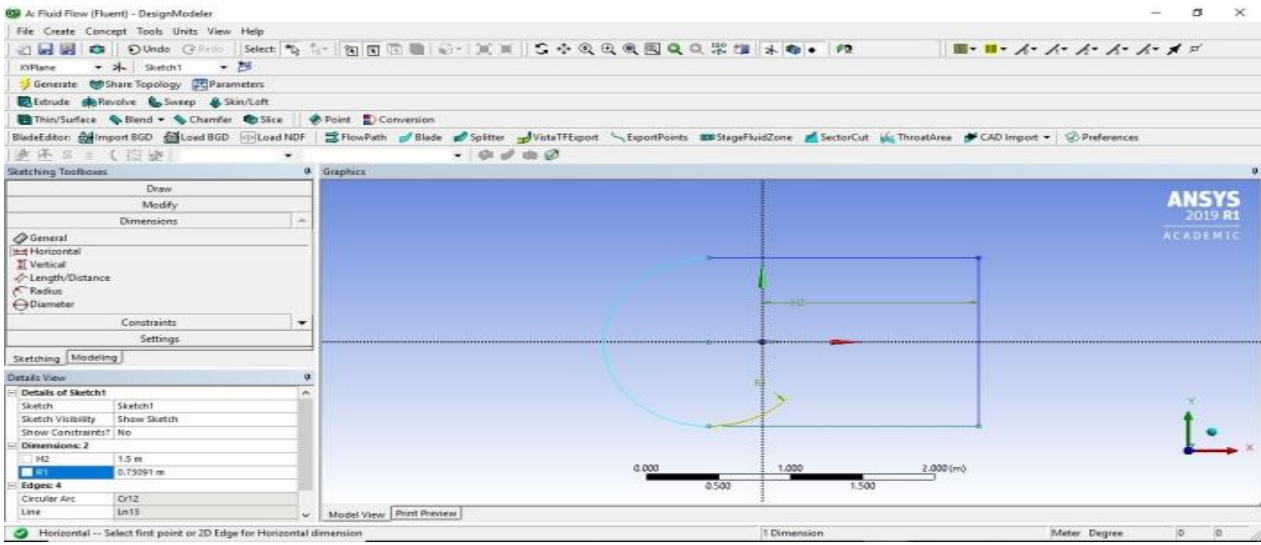
Oyuksuz NACA 0018 kanat profilinin çiziminin ardından merkezi hücum kenarından 100 *milimetre* uzaklıkta 9 *milimetre* yarıçapta oyuk açılmıştır. Şekil 4'de oyuklu NACA 0018 kanat profili gösterilmiştir.



Şekil 4. Oyuklu NACA 0018 Kanat Profili

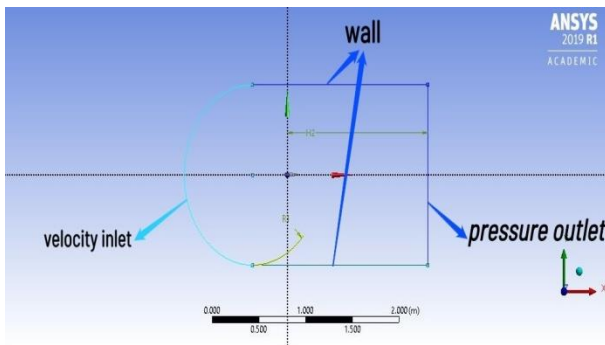
4.2. Çözüm Ağının Oluşturulması

Çözüm ağı oluşturulurken hesaplama yapılacak alanın yeterince geniş olmasına özen gösterilmiştir. Çözüm alanının oluşturulması için analizi de yapacak olduğumuz ANSYS Fluent programı kullanılmıştır. Çözüm alanı Şekil 5'de gösterilmiştir.



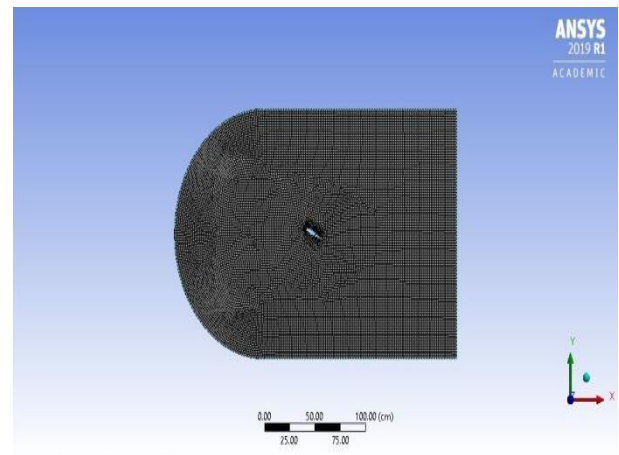
Şekil 5. Çözüm Alanı

Sınır şartları havanın akış yönüne göre "inlet", "wall" ve "outlet" olarak ayarlanmıştır. Şekil 6'da sınır şartları gösterilmiştir.



Şekil 6. Sınır Şartları

geometri akış analizine hazır hale getirilmiştir. Çözüm ızgarası Şekil 7'de gösterilmiştir.



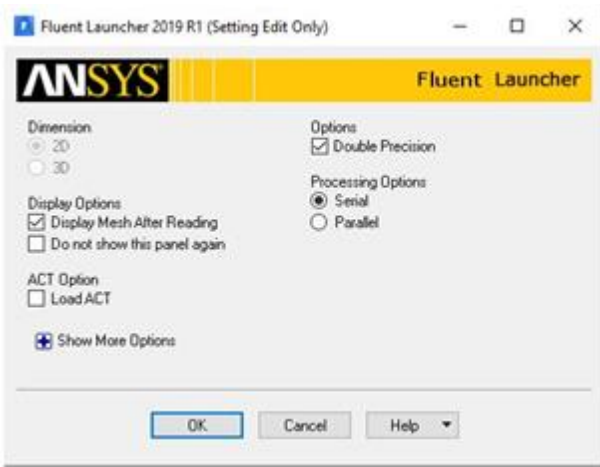
Şekil 7. Ağ Yapısı

Çözüm yapılacak olan alan ANSYS Fluent programında dörtgensel gridlere bölünerek

4.3. Oluşturulan Ağ Yapısının Çözülmesi

Mesh uygulanan geometrinin çözümlenmesine Şekil 8’de gösterildiği gibi ANSYS Fluent’de 2D çözümü ayarlanarak başlanmıştır. Burada dikkate alacağımız parametre Reynolds sayısıdır (Re). Reynolds sayısı atalet kuvvetlerin viskoz kuvvetlere oranıdır, eşitlik aşağıda gösterildiği gibidir.

$$Re = \frac{V \cdot c \cdot \rho}{\mu} \quad (35)$$



Şekil 8. ANSYS Fluent Launcher Açılış Seçeneklerinde Kullanılan Ayarlar

Bizim analizimizde kullanacağımız V , c , ρ ve μ değerleri ise aşağıdaki gibidir;

$V = 100 \text{ m/s}$: Hız

$c = 0,165 \text{ m}$: Veter Uzunluğu

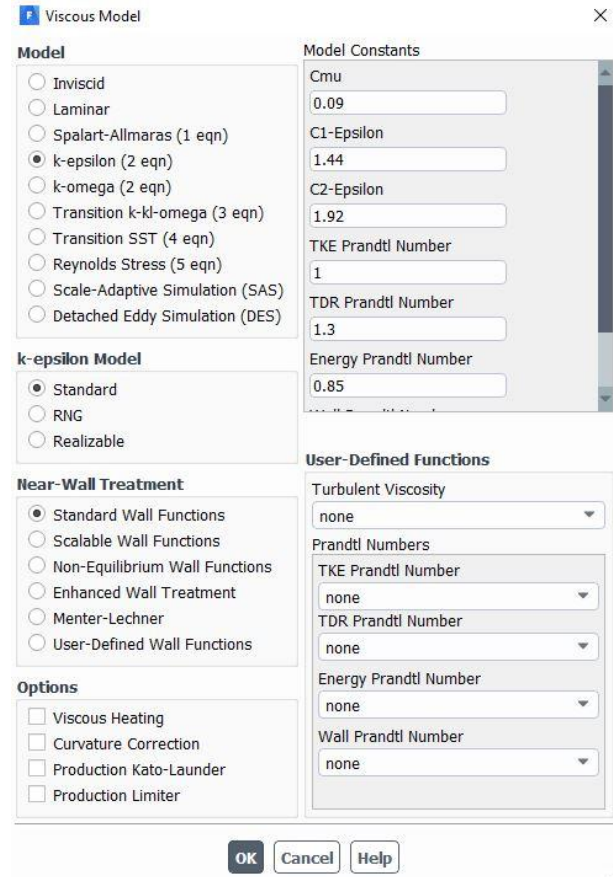
$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$: Yoğunluk

$\mu = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$: Kinematik Viskozite

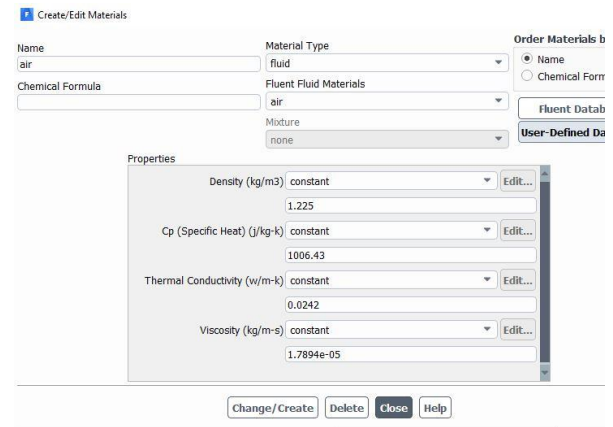
Değerler formülde yerine konulup hesaplandığında $Re=1.129.568$ olarak bulunmuştur. $Re>1.000.000$ olduğunda akış türbülanslı kabul edilerek türbülanslı modellerle çözümlenmesi yapılması gereği doğmuştur. Küçük Reynolds sayılarında Spalart-Allmaras modelinin etkili olduğu bilinse de, hesaplamalarda sayısal çözüm ağı çözünürlüğü yeterince iyi olmadığından Şekil 9’da gösterildiği gibi “*k-epsilon türbülans modeli*” kullanılmıştır. Türbülans modelinin belirlenmesinin ardından akışkan yoğunluğu ve kinematik viskozite

değerleri Şekil 10’da gösterildiği gibi standart şartlara ayarlanmıştır.

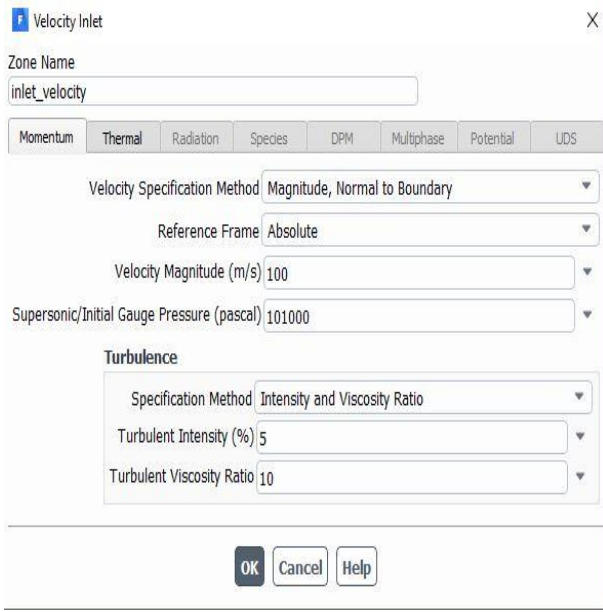
Ardından akış hızı, önceki sayfalarda belirtildiği gibi 100 m/s ve basınç, standart atmosfer basıncı 101000 Pa olarak belirlenmiştir. Hız ve basınç değerlerinin belirlenmesi Şekil 11’de gösterilmiştir.



Şekil 9. Türbülans Modelinin Seçilmesi

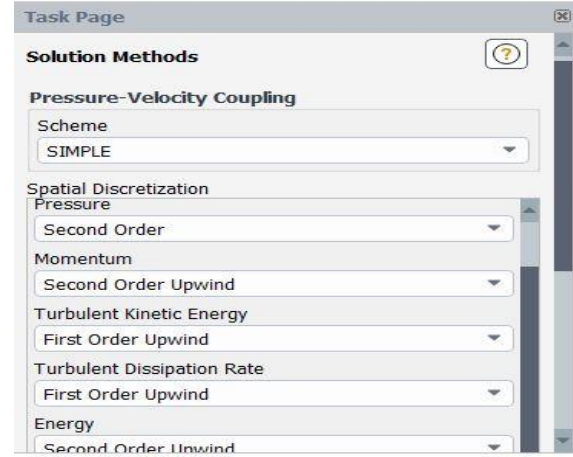


Şekil 10. Akışkan Yoğunluğu ve Kinematik Viskozite Değerlerinin Girilmesi



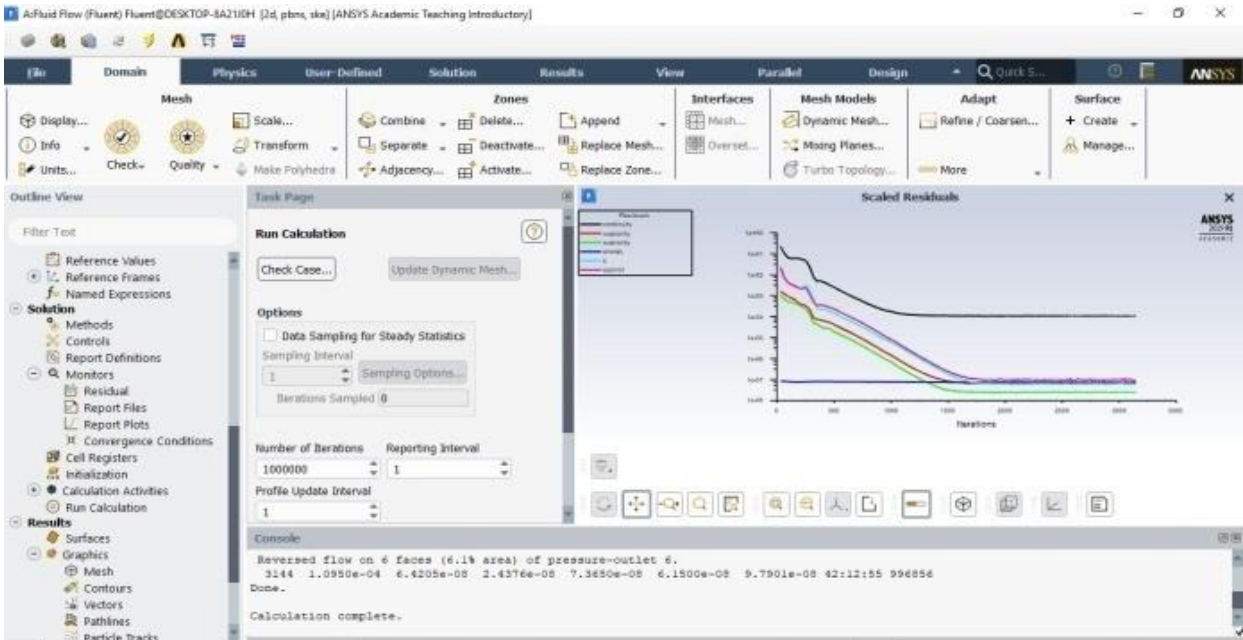
Şekil 11. Hız ve Basınç Değerlerinin Belirlenmesi

Metot olarak Şekil 12’de gösterildiği gibi SIMPLE metodu seçilmiştir. Bu metodu seçmemizdeki ana amaç Navier-Stokes denklemlerinin çözülmesinde kolaylık sağladığı için ızgaranın çözümünde de kolaylık sağlanmasının beklenmesidir.



Şekil 12. Çözüm İçin Kullanılacak Metodun Seçilmesi

Bu adımdan sonra ağ yapısının çözülmesi 1000000 iterasyon ile her iterasyon sonucunun raporu ekranda görüntülenecek şekilde gerçekleştirilmiştir, fakat belli bir iterasyon sayısından sonra yakınsama durup sonuçlar sabit bir değer almaya başladığında işlem durdurulmuş ve bir sonraki aşamalar için iterasyon sayısı 3000 olarak belirlenmiştir. Şekil 13’de iterasyon sayımız ve iterasyonun bitimi görülmektedir.



Şekil 13. İterasyon Sonu ve Seçilen İterasyon Sayısı

5. Ağdan Bağımsızlık

Belirlenen türbülans modeli ve çözüm metodlarıyla yapılan optimum ağ sayısının belirlenmesinde

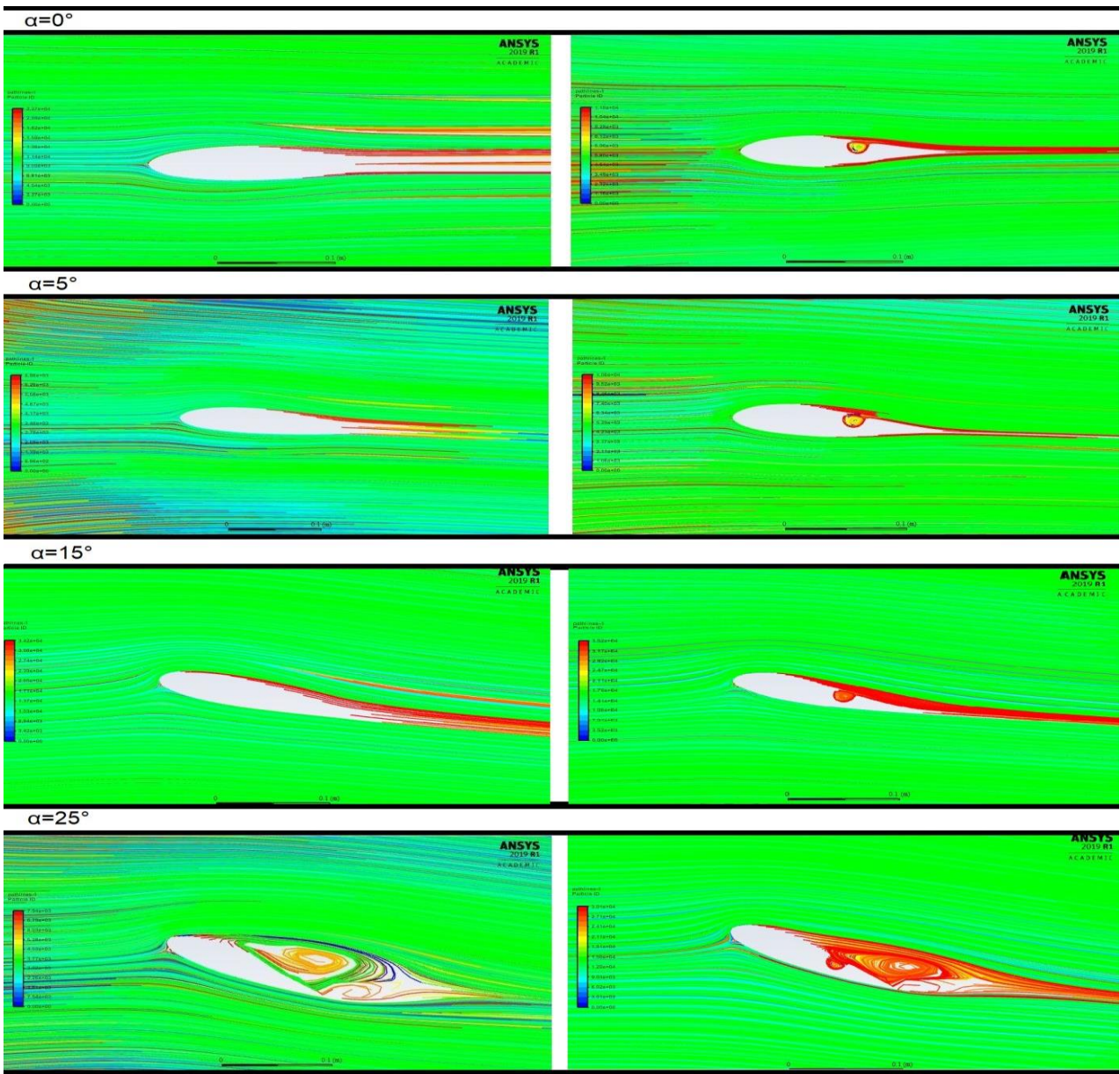
oyuksuz NACA 0018 kanat profilinin $\alpha = 0^\circ$ hücum açısındaki C_l değeri alınmıştır. Şekil 14’te sık, orta ve kaba olarak adlandırılan ağlara ait eleman sayıları içerisinde 37747 eleman sayılı ağ en optimum olanıdır.

| | Eleman Sayısı | C_l |
|------|---------------|----------|
| Kaba | 30981 | 0.00807 |
| Orta | 37474 | -0.00103 |
| Sık | 61719 | 0.00905 |

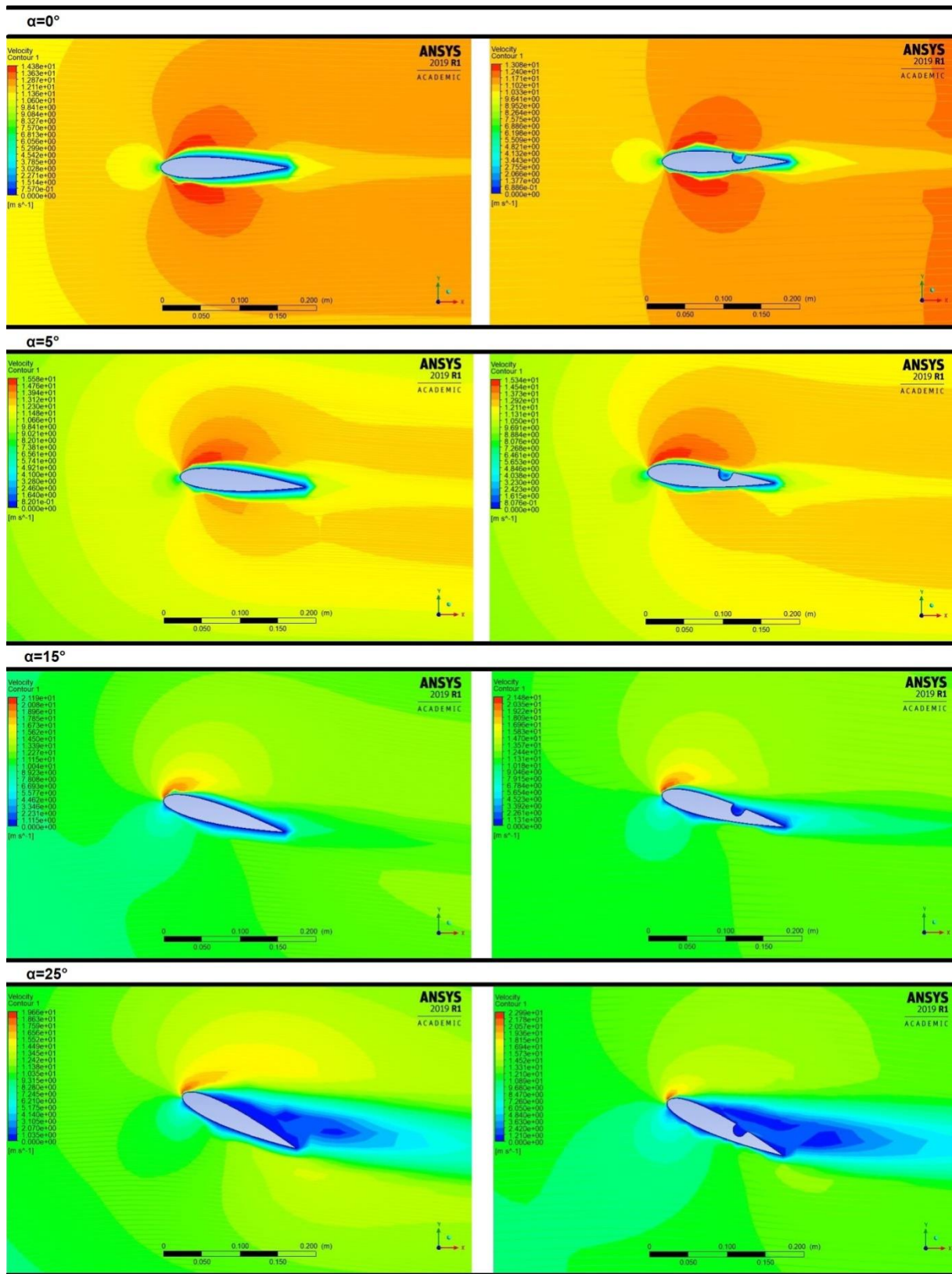
Şekil 14. Ağ Elemanı Sayılarına Göre Taşıma Katsayısı Sonuçları

6. Analiz Çıktıları

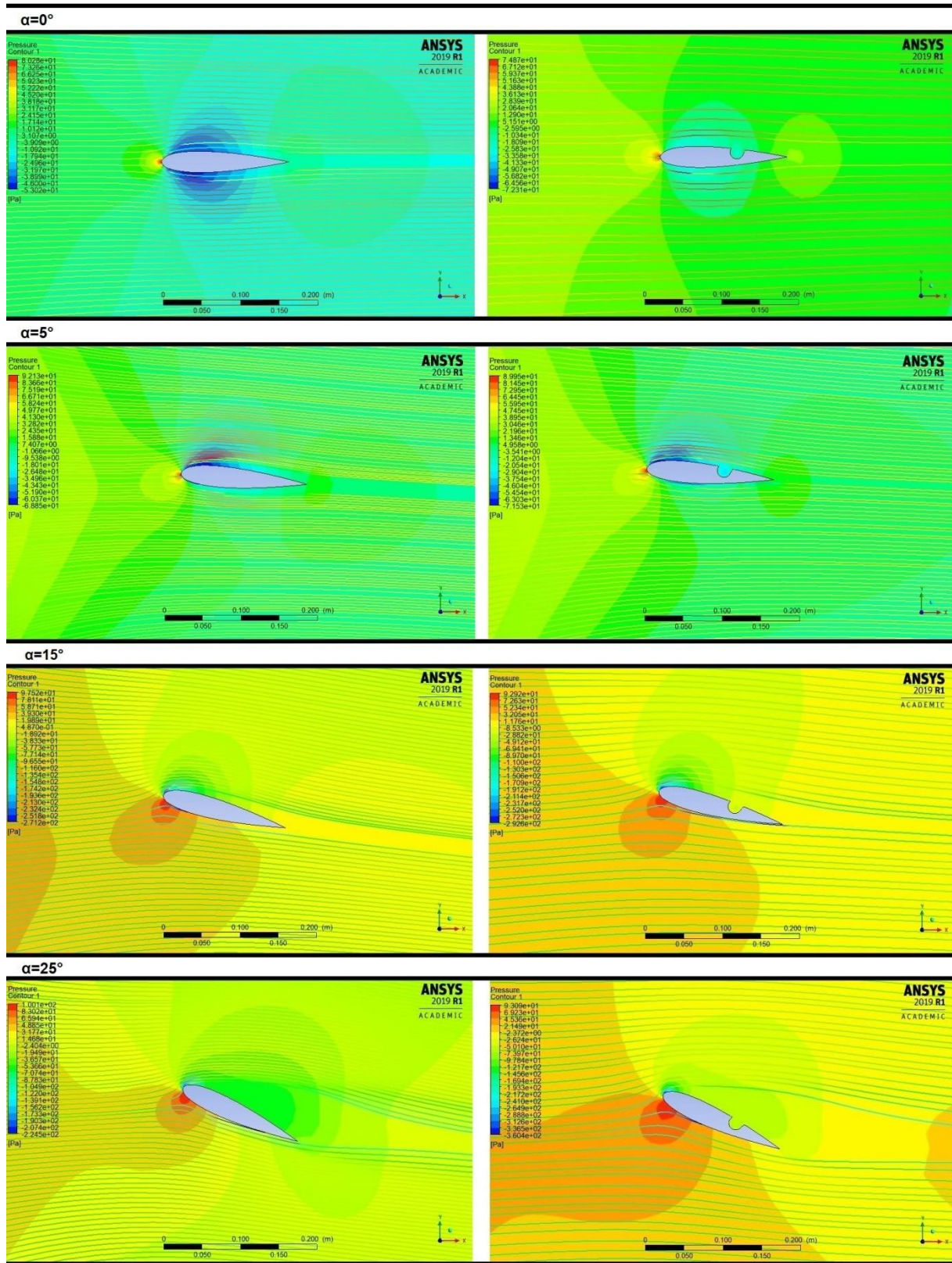
Yukarıdaki işlemlerin hepsi oyuklu ve oyuksuz NACA 0018 kanat profilleri için $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 5^\circ$, $\alpha = 15^\circ$ ve $\alpha = 25^\circ$ hücum açılarının hepsinde tekrar edilmiş ve sonuçlar alınmıştır. Analizlerimiz sonucunda yörünge çizgileri, hız konturları, basınç konturları ve akım çizgilerini gösteren renklendirilmiş grafikler oluşturulmuştur. Elde edilen yörünge çizgileri Şekil 15’de, hız konturları Şekil 16’da, basınç konturları Şekil 17’de, hız akım çizgileri de Şekil 18’de gösterilmiştir.



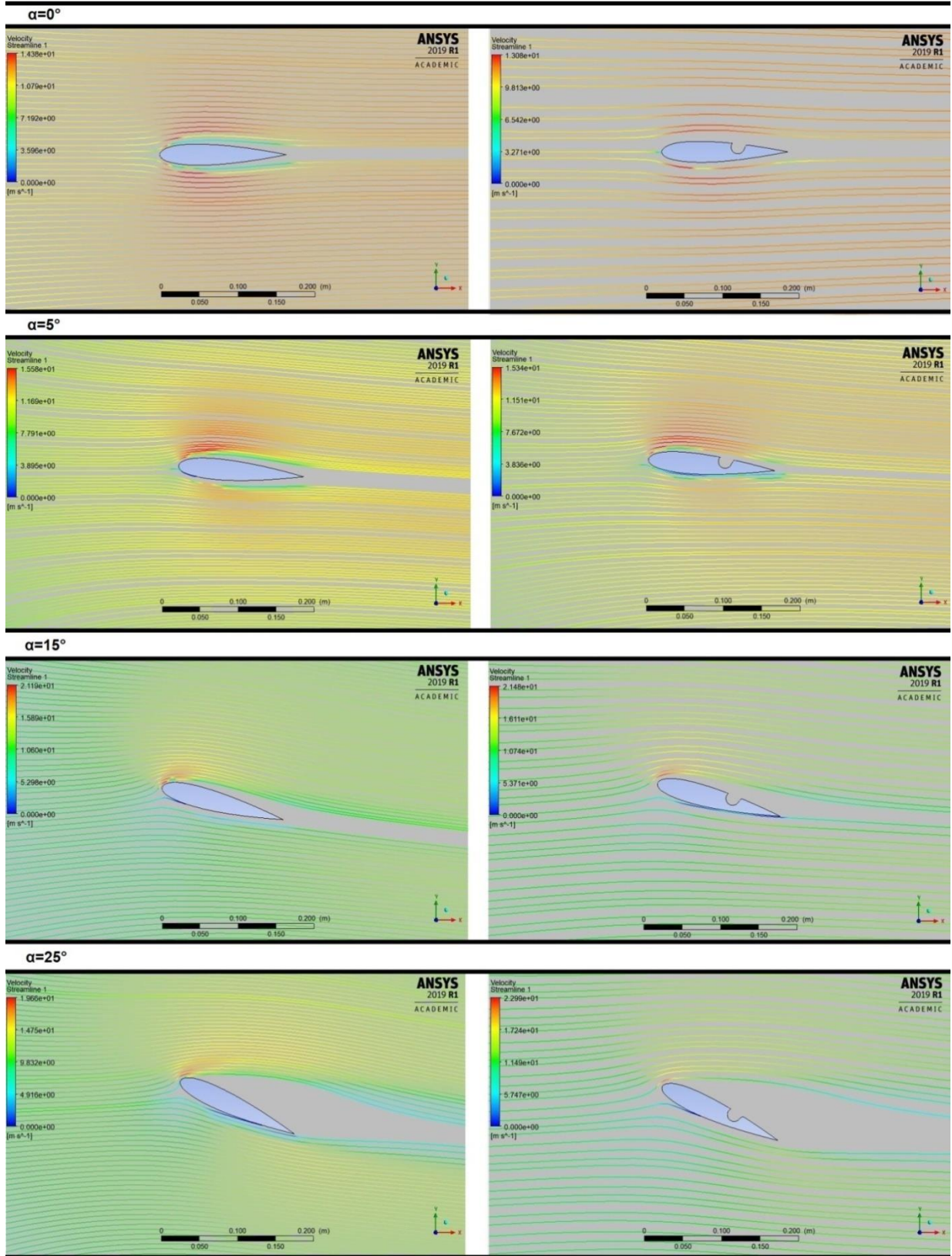
Şekil 15. Oyuklu ve Oyuksuz NACA 0018 Kanat Profili İçin Yörünge Çizgileri



Şekil 16. Oyuklu ve Oyuksuz NACA 0018 Kanat Profili İçin Hız Konturları



Şekil 17. Oyuklu ve Oyuksuz NACA 0018 Kanat Profili İçin Basınç Konturları



Şekil 18. Oyuklu ve Oyuksuz NACA 0018 Kanat Profili İçin Hız Akım Çizgileri

6. Sonuçlar ve Değerlendirmeler

Bu çalışmada kanat profili üzerinde oluşturulan oyuk boşluk yapılarının akış yapısı üzerine etkilerini farklı hücum açıları için araştırılmıştır. Bu araştırma, NACA 0018 kanat profili için uygulanmıştır.

Analiz sonuçlarından hız konturları (Şekil 16) incelendiğinde kanat üzerinde kanat yüzeyine yakın bölgedeki akış hızının 0° ve 5° hücum açılarında oyuklu modelde biraz daha yüksek olduğu görülmüştür; fakat çok belirgin bir fark söz konusu değildir. Hâlihazırda bu çalışmadaki esas amaç yüksek hücum açılarında akış hızına olan etkinin araştırılıp, akım ayrılmasının geciktirilmesidir.

Aynı hücum açıları için, oyuklu modelde akış hızı biraz daha yüksek olmasına rağmen, 0° ve 5° hücum açılarında yörünge çizgilerine (Şekil 15) bakıldığında oyuklu modelin oyuksuz modele göre belirgin herhangi bir avantajı görülmemektedir.

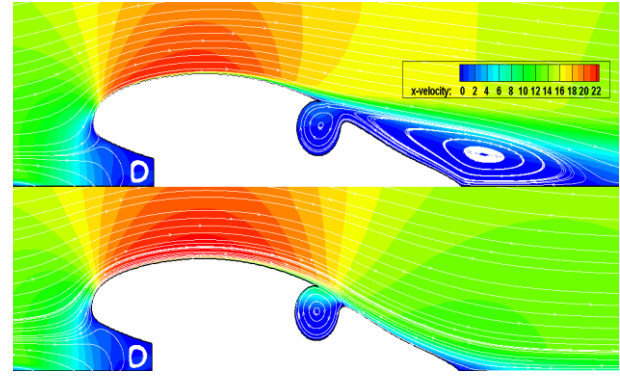
15° ve 25° hücum açılarında yörünge çizgilerine (Şekil 15) baktığımızda oyuklu modelde akım ayrılmasının gecikmediği ve kanat izinde kalan girdaplı bölgenin büyüdüğü görülmektedir. Bu karşılaşmak istemediğimiz bir sonuçtur, böylece bu konum ve bu geometrideki bir oyuk boşluk yapısının NACA 0018 kanat profiline aerodinamik açıdan herhangi bir faydası olmadığı sonucuna varılmıştır.

Basınç konturlarına baktığımızda, hızla doğru orantılı bir değişim olduğu hemen gözümüze çarpmaktadır (Şekil 17). Hız konturlarında gördüğümüz değişimin neredeyse bir benzeri basınç konturlarında da görülmektedir. Sonuçta hız konturlarında meydana gelen farklılıklar, basınç konturlarına da aynen yansımaktadır.

Oyuklu modeldeki hız akım çizgilerine baktığımızda aynen hız konturlarında olduğu gibi kanat yüzeyine yakın bölgedeki akım çizgileri 0° ve 5° hücum açılarında oyuksuz modelden biraz daha yüksek olacaktır; buna karşın 15° ve 25° hücum açılarında kanat izinde kalan girdaplı bölge büyüyecektir (Şekil 18). Böylece, hücum açılarını 15° ve 25° olarak verdiğimizde elde edeceğimiz hız akım çizgileri verdiğimiz sınır değerleri için iyi sonuçlar ortaya çıkarmayacaktır.

Oyuk boşluk yapısının istenen sonucu vermesi için oyuk içerisinde emme sisteminin var olması gerekmektedir, eğer emme sistemi oluşturulmazsa

akım ayrılması geciktirilemeyeceği gibi taşıma kuvveti azalacak ve sürüklenme artacaktır. Oyuk içerisine emme sistemi eklenir ve oyuk içerisindeki girdap oyuğa hapsedilirse akım ayrılmasının geciktiği, taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin olumlu yönde etkilendiği analizler sonucunda görülmüştür [13-15]. Bahsi geçen çalışmada emme etkisinin oyuk boşluk yapısını etkili hale getirdiği gösterilmektedir. Şekil 19'da emme sistemi bulunmayan ve emme sistemi mevcut iki boşluk yapısının akım ayrılması üzerine etkisi gösterilmiştir.



Şekil 19. Emme Sistemi Bulunan ve Bulunmayan Boşluk Yapılarında Akım Çizgileri [13]

Kaynaklar

- [1] A. Öztürk ve M. Çoban, Bir Kanat Profili Üzerindeki Girdap Tuzağının Akış Yapısı Üzerine Etkisinin Deneysel İncelenmesi, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, 2014.
- [2] E. W. Kruppa, "A Wind Tunnel Investigation of the Kasper Vortex Concept", The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 77-310, 1977.
- [3] P. G. Saffman ve J. S. Sheffield, "Flow Over a Wing with an Attached Free Vortex", Studies in Applied Mathematics, 57, 107-117, 1977.
- [4] V. J. Rossow, "Lift Enhancement by an Externally Trapped Vortex", Journal of Aircraft, 15, 618-625, 1978.
- [5] M. K. Huang ve C. Y. Chow, "Trapping a Free Vortex by Jonkowski Airfoils", The Journal of American Institute of Aeronautics and Astronautics, 20, 292-298, 1982.

- [6] C. A. J. Fletcher ve G. D. H. Stewart, “Bus Drag Reduction by the Trapped Vortex Concept for a Single Bus and Two Buses in Tandem”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 24, 143-168, 1986.
- [7] P. A. Baranov, S. V. Guvernuyuk, M. A. Zubin ve S. A. Isaev, “Numerical and Physical Modeling of the Circulation Flow in a Vortex Cell in the Wall of a Rectilinear Channel”, *Journal of Fluid Mechanics*, 35, 663-673, 2000.
- [8] S. A. Isaev, S. V. Guvernuyuk, M. A. Zubin ve Yu. S. Prigorodov, “Numerical and Physical Modeling of a Low-Velocity Air Flow in a Channel with a Circular Vortex Cell”, *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 73, 337-343, 2000.
- [9] A. Bouferrouk ve S. I. Chernyshenko, Stabilisation of a Trapped Vortex for Enhancing Aerodynamic Flows, 15th Australasian Fluids Mechanics Conference, 2004.
- [10] S. I. Chernyshenko, I. P. Castro, T. Hetsch, A. Iollo, E. Minisci ve R. Savelsberg, Vortex Cell Shape Optimization for Separation Control, 8th World Congress on Computational Mechanics (WCCM8), 2008.
- [11] F. De Gregorio ve G. Fraioli, Flow Control on a High Thickness Airfoil by a Trapped Vortex Cavity, 14th International Symposium on Applications of Lasers Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, 2008.
- [12] W. F. J. Olsman, Influence of a Cavity on the Dynamical an Airfoil, TU Eindhoven, DOI: 10.6100/IR673149, 2010.
- [13] R. Donelli, F. De Gregorio, P. Iannelli, Flow Separation Control by Trapped Vortex, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2010, Orlando, Florida, 2010.
- [14] S. Körpe, H. Darak., Düz Uçuş için Kanat Profili Eniyilemesi. *Journal of Aviation*, 1 (2), 107-119, 2017.
- [15] Ö. Kanat, D. Körpe, A. Kurban, Yatay Kuyruklarda Kıvrık Kanat Ucu Kullanımının Aerodinamik Etkileri. *Journal of Aviation*, 1 (2) , 87-98, 2017.