

Diverter'in Hava Alığı Performansına Etkisinin Had Analizleriyle İncelenmesi

Metin SAVCI¹ Orhan HIZALAN² Muhammet METİN³ Yunus Emre KARADUMAN⁴ Ali Miraç TOPÇAM⁵ Muammer ÖZGÖREN⁶ Mustafa DEMİRSÖZ⁷

¹ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, metinn.savci@gmail.com, <https://orcid.org/0009-0004-3843-4557>

² Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, orhanhizalan@gmail.com, <https://orcid.org/0009-0007-6837-8420>

³ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, metinmuhammett@gmail.com, <https://orcid.org/0009-0006-2124-0531>

⁴ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, yunusekaraduman@gmail.com, <https://orcid.org/0009-0002-1995-2813>

⁵ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, alimiractopcam@gmail.com, <https://orcid.org/0009-0001-2682-4353>

⁶ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye, mozgoren@erbakan.edu.tr, <https://orcid.org/0000-0002-9088-5679>

⁷ TUSAŞ, Ankara, Türkiye, mustafa.demirsoz@tai.com.tr, <https://orcid.org/0000-0003-3337-4714>

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş: 28.05.2023

Kabul: 02.12.2023

Yayın: 31.12.2023

Anahtar Kelimeler:

Diverter,
Sınır Tabaka,
Basınç Geri Kazanımı,
Hava Alığı.

Savaş uçakları uçuş esnasında ciddi problemlerle karşı karşıya kalabilmektedirler. Bu problemlerden bir tanesi hava alığına gelen havanın türbülanslı olması ve uçuş esnasında meydana gelen sınır tabakalardır. Bu olumsuzlukları önlemek için tasarlanan diverter (yönlendirici), hava alığının dolayısıyla da motor performansının artışı için kullanılmaktadır. Diverter çalışma prensibi olarak gövdeden gelen türbülans değeri yüksek havanın motora alınmadan tahliyesini amaçlayan gövde ile motor arasına yerleştirilen bir parçadır. Bu çalışmanın amacı sesüstü hava araçlarında en yaygın kullanılan, iç ve dış akışı kapsayan Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter'in, yüksek performans, yüksek basınç geri kazanımı ve düşük ağırlık gerekliliklerini sağlaması sebebiyle hesaplamalarını ve analizlerini yapmaktır. Analiz için F-22 Raptor savaş uçağı seçilmiştir. Uçağın hava alığı kısmına kadar olan geometrisi elde edilerek sınır tabaka boyutunun belirlenmesi için Ansys-Fluent programında M=0,8 hız değeri için analiz yapılmıştır. Elde edilen sınır tabaka kalınlığına göre diverter yüksekliği ayarlanmıştır. Diverter uygulanan ve diverter uygulanmayan modeller üç boyutlu çizilmiş ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri yapılarak motor performans parametreleri incelenmiştir. Bu analizler M=0,8, M=1,2 ve M=1,6 hızlarında 30000 ft irtifada yapılmıştır. Analiz programında sınır tabaka bölgesinin doğru çözümlenebilmesi ve SST- k ω türbülans metodunun doğru çalışması için y+ değeri 1'den düşük tutulmuştur. Ayrıca viskoz bölgeyi fark edebilecek şekilde geçiş ağ yapısı oluşturulmuştur. Akış hacminde belirlenen sınır şartları ile ağdan bağımsızlık çalışmaları yapılmıştır. Elde edilen değerler literatürde bulunan benzer çalışmalarla kıyaslanarak doğrulukları değerlendirilmiştir. Elde edilen değerler birbirleri ile kıyaslanarak diverter'in sürükleme katsayısını ve sınır tabaka kalınlığını azalttığı, kütle debisini ve basınç geri kazanımını ise artırdığı görülmüştür.

Investigation of the Effect of Diverter on Air Intake Performance with CFD Analyses

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received: 28.05.2023

Accepted: 02.12.2023

Published: 31.12.2023

Keywords:

Diverter,
Boundary Layer,
Pressure Recovery,
Intake.

Fighter jets can face serious problems during flight. One such problem is turbulent air entering the air intake and the resulting boundary layer during flight. To prevent these issues and increase engine performance, a diverter is designed and used. The diverter is a component placed between the body and engine and evacuate highly turbulent air away from the engine before it is taken in. This study aims to calculate and analyze the most commonly used Channel Type Boundary Layer Diverter, which covers both internal and external flow, in supersonic aircraft due to its high-performance, high-pressure recovery, and low weight requirements. The F-22 Raptor fighter plane was selected for analysis. The geometry of the aircraft up to the air intake was obtained, and analysis was conducted using the Ansys-Fluent program at a speed of M=0,8 to determine the boundary layer thickness. The height of the diverter was adjusted based on the obtained boundary layer thickness. Models with diverter and diverterless were created in 3D, and computational fluid dynamics (CFD) analyses were conducted to examine motor performance parameters. These analyses were conducted at speeds of M=0,8, M=1,2, and M=1,6 at an altitude of 30,000 ft. To correctly resolve the boundary layer section and ensure that the SST-kw turbulence model works correctly, the y+ value was kept below 1. Additionally, a transition mesh structure was created to detect the viscous region. Independence studies were conducted under flow volume-defined boundary conditions. The values obtained were compared with similar studies in the literature to evaluate their accuracy. The results showed that the diverter reduced drag coefficient and boundary layer thickness while increasing mass flow rate and pressure recovery.

Atıf/Citation: Savcı, M., Hizalan, O., Metin, M., Karaduman, Y. E., Topçam, A. M., Özgören, M., & Demirsöz, M. (2023). Diverter'in hava alığı performansına etkisinin Had analizleriyle incelenmesi. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(2), 63-77. <http://dx.doi.org/10.56753/ASREL.2023.2.2>



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

GİRİŞ

Savaş uçakları hem ses altı hem de ses üstü hızlarda sıkıştırılabilir akış şartlarında uçarlar. Savaş uçaklarının en önemli performans parametrelerinden bir tanesi motor verimidir. Savaş uçakları yüksek hızlarda uçarlarken ciddi problemlerle karşı karşıya kalabilmektedirler. Bu problemlerden birisi motora gelen havanın türbülanslı etkilere ve sınır tabaka akışına maruz kalmasından dolayı motora giren havanın kütleli debi ve basınç değeri olumsuz etkilenmektedir. Daha önce yapılan çalışmalara bakıldığında genellikle bu olumsuz durumlar üzerinde durulduğu görülmektedir. Arif ve Salamat (2018) tarafından ele alınan çalışmada F-16 savaş uçağının diverter performansı incelenmiştir. Bu çalışmada CAD modeli çizilip uygun ağ yapısıyla farklı ses hızları ve hücum açılarında analiz edilmiştir. Diverter'in ses altı hızlarda etkili olarak motor giriş performansını arttırdığını ancak ses üstü hızlarda daha düşük verimler elde edildiği çıktı olarak verilmiştir. Meroney tarafından yapılan tez çalışmasında diverter için eğri yüzeyler için sınır tabaka çalışması yapılmıştır. Meroney yaptığı bu çalışması sonucunda sınır tabaka kalınlığının değişik konumlardaki değerleri elde edilmiş ve sonuçlar gösterilmiştir (Meroney, 2012). Svensson yaptığı çalışmada öncelikli olarak diverter uygulanmayan tasarımı ele alarak uygun yüzey ağ yapısı ile analizler ve tasarımlar yapmıştır. Sonuçlarda basınç geri kazanımı, kaldırma-sürüklenme değerleri gibi değerler çıktı olarak alınmış ve değişen ses hızına göre incelenmiştir. Daha sonra tümsek şeklindeki bir yönlendirme ile sınır tabakanın büyük kısmını yönlendirmeyi başarmış ve böylece motor verimini ek bir sistem kullanmadan uygun bir geometri ile arttırabilmiştir (Svensson, 2008). Daha önce yapılmış olan bu çalışmalar sonuçların doğruluğunun incelenmesinin analizler için oluşturulacak ağ yapısı ve sınır koşulları seçilmesinde örnek alınmıştır. Bu çalışma diverter kullanımıyla hava alığı performansının iyileştirmesi amacıyla yapılmıştır.

Yüksek hızlarda hava daha çok türbülanslı şekilde olmaktadır. Türbülanslı hava akışın önemli sorunlarından biridir. Çünkü türbülanslı hava şartlarında akış üzerinde düzensizlikler ve karışıklıklar mevcuttur. Ayrıca türbülans etkisine ek olarak hava, motorun hava alığına ulaşmadan önce uçağın dış yüzeyi boyunca hareket etmektedir. Sınır tabaka, bir katı yüzey ile akışkan arasındaki sürtünmenin etkisiyle akışın geciktirildiği viskoz sürtünme kuvvetlerinin etkili olduğu, bir yüzeye bitişik ince dönümlü akış bölgesidir (Anderson, 2017). Cismin boyutuna kıyasla sınır tabakasını çok ince bir tabakadır. Ancak, sınır tabaka geometrik olarak akış alanının yalnızca küçük bir bölümünü kaplamasına rağmen, bunun sürtünme ve cisme olan ısı transferi üzerindeki etkisi çok fazladır. Dolayısıyla gelen havanın, motorun hava alığına uygun bir şekilde giremediğinden ötürü toplam basınç miktarında düşüşe yol açması, motor hava alığına giren havanın kütleli debisinin azalması başta olmak üzere motorun performansında bir düşüş meydana getirmektedir. Bu olumsuzluğun önüne geçmek için oluşan sınır tabakanın tamamen ya da büyük bir miktarının hava alığından uzaklaştırılması gerekir. Savaş uçakları gövde boyunca eğrisel yüzeyler içerdiğinden, eğri yüzeylerde sınır tabaka gelişimi incelenmiştir. Eğri yüzeyler akış ayrılmasını tetiklemekte, sınır tabaka, yerdeğiştirme ve momentum kalınlığının da artmasına neden olabilmektedir. Savaş uçakları başta olmak üzere havacılık teknolojisinde diverter adı verilen yapılar meydana gelen bu sınır tabakayı tahliye etmek için kullanılırlar (Goldsmith; Seddon, 1993). Diverter'ler hava alığını gövdeden ayıran yapılardır. Diverter çalışma prensibi olarak gövdeden gelen türbülans değeri yüksek ve sınır tabakalı havanın motora alınmadan tahliyesini amaçlayan bir yapıdır. Ses altı seviyelerde dâhil olmak üzere, ağırlıklı olarak ses üstü uçuş koşullarında hareket eden hava araçlarında motora giren havanın uygun hale getirilmesi amacıyla kullanılmaktadırlar. Diverter yapıları, basınç geri kazanımını ve motorun hava alığına alınan havanın kütleli debisini arttırarak motor performansı üzerinde iyileştirici bir etkiye sahiptir. Diverter, uçuş esnasında meydana gelen sınır tabakayı tahliye etmektedir, fakat uçağın ağırlığının ve dolayısıyla oluşacak sürtünmesinin artmasına da neden olur.

Havacılık teknolojisine bakıldığında yaygın olarak 4 tip diverter kullanılır. Bunlar; kademeli diverter, sınır tabaka bypass kanal tipi, sınır tabaka emme tipi ve kanal tipi sınır tabaka diverter olarak sınıflandırılır (Pehlivanoglu, 2013). Bu diverter tipleri karşılaştırılmış, uçuş koşulları, uçak yapısına etkisi ve proje gereksinimi göz önüne alınarak ses üstü uçuş hızlarında iyi bir performans sergilemesi, uçağın

yapısal ağırlığını çok arttırmaması ve hava alığı ile gövde arasına belirli bir mesafede tam olarak ayrılabilmesinden dolayı Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter detaylı analiz için seçilmiştir. Analizlerin yapılması için örnek bir uçak modeline ihtiyaç vardır. Bunun için F-22 Raptor savaş uçağı modeli seçilmiştir. Diverter uygulanmayan ve seçilen diverter tipi olmak üzere üç boyutlu F-22 Raptor savaş uçağı modelleri Siemens-NX programında çizilmiştir. Model çizilirken analiz işleminde kolaylık sağlamak amacıyla referans uçağın motor kısmının yarısına kadar olan geometrisi çizilmiştir. Çizilen katı modeller Ansys-Fluent ortamına aktarılmış ve ağ yapısı oluşturulurken hassas çözüm yakalamak amacıyla ortogonal kalite değeri en az 0,1 olacak şekilde 20 inflation tabakası eklenerek sınır tabakanın bu tabaka içinde kalması sağlanmıştır. Ağ yapısı oluşturulurken y^+ değeri önemlidir. Hesaplanan y^+ değeri, yüzey duvarından ilk ağ düğümüne olan boyutsuz mesafedir. Sınır tabaka bölgesinde, ağın boyutunun ne kadar ince olduğunu kontrol etmek için kullanılır. Ayrıca y^+ değeri, viskoz bölgeyi fark edebilecek düzeyde hesaplanmıştır. Ağ yapısı oluşturulan modellerin analizleri yapılırken 9144 m irtifa değeri seçilmiştir. Bu irtifa koşullarına sıcaklık 228.95 K, yoğunluk 0.458 kg/m^3 , basınç 30095 Pa, havanın dinamik viskozitesi 1.48×10^{-5} ve ses hızı 303.2 m/s olarak hesaplanmıştır. Bu giriş koşulları ile kanal tipi sınır sabaka diverter uygulanan ve diverter uygulanmayan F-22 Raptor savaş uçağı katı modelleri $M=0,8$, $M=1,2$ ve $M=1,6$ olmak üzere 3 farklı hız değeri analizler için seçilmiştir. Analizlerin doğru ve hassas sonuçlar vermesi için bir türbülans modeli seçilmesi gerekmektedir. Analizler yapılırken hangi türbülans modelinin kullanılacağı büyük önem arz etmektedir. Ses üstü hızlarda yaygın olarak kullanılan k-epsilon (ϵ), k-omega (ω) ve SST-K Omega türbülans modelleri kullanılmaktadır. Türbülans modelleri, türbülans özelliklerinin farklı davranışını göstermiştir. Bununla birlikte, kesme gerilimi aktarımı SST k- ω modeli, deneysel ölçümlerle en iyi genel uyumu sergiler (Balabel; Hegab, 2011). Bu 3 tip türbülans modeli Ansys ortamında diverter içermeyen model için analiz edilip karşılaştırıldığında SST k- ω türbülans modelinde şok dalgaları yüzeye yakın ve uzak bölgelerde daha ise belirgin şekilde görülmektedir. Bu nedenle, daha hassas sonuçlar almak mümkün olabileceğinden SST k- ω türbülans modeli kullanılmasına karar verilmiştir. Analizler seçilen bu giriş koşulları ve parametreler ışığında Ansys-Fluent ortamında yapılmıştır.

Yapılan analizlerden sonra sonuçlar okunmuştur. Kanal tipi sınır tabaka diverter uygulanan ve diverter uygulanmayan F-22 savaş uçağının sürüklenme katsayısı değerine etkileri hesaplanmış ve değerlendirilmesi yapılmıştır. Diverter yapısının kütle debisi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bunlara ek olarak diverter uygulanan ve diverter uygulanmayan uçağın basınç geri kazanımı değerleri karşılaştırılmıştır.

YÖNTEM

Korunum Denklemleri

Korunum denklemleri, hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde kullanılan ve akışkanın hareketini açıklayan temel matematiksel denklemlerdir. Akışkanın davranışı incelenirken kontrol hacmi yaklaşımı göz önüne alınır. Sistem özelliklerinin zaman içindeki değişimi, Reynolds transport teoremi ile kontrol hacmine geçirilerek ifade edilir. Kontrol hacmindeki herhangi bir özelliğin zamanla değişimi, kontrol hacminin yüzeyleri boyunca akıları da hesaba katarak ifade edilir. Bu sayede korunum yasaları, herhangi bir kontrol hacmi için yazılabilir hale gelir. Türbülanslı akış koşulları için korunum yasaları aşağıdaki gibi yazılabilir.

Kütlenin Korunumu

Sonsuz küçük bir hacim düşünüldüğünde, eleman hacmi içindeki kütle değişiminin zaman oranı, yüzey sınırından aktarım yoluyla eleman hacmine giren net kütle akışına eşittir. Bir kontrol hacmi düşünüldüğünde kütlenin korunumu Denklem 1'deki gibi yazılabilir.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\rho}' u_i'}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

Momentumun Korunumu

Momentumun korunumu prensibi, bir sisteme uygulanan toplam kuvvetin sistem üzerindeki momentumu nasıl etkileyeceğini açıklar. Akışkan momentumunun ele alınması, uygun biçimde, element içindeki momentum değişiminin zaman oranının, etki alanına net momentum akışına eşit olduğunu belirtir. Momentum denklemi “(2)” deki gibi ifade edilir.

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial \overline{\rho u_i'' u_j''}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial 2\mu \left(S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} S_{ii} \right)}{\partial x_j} \quad (2)$$

Enerjinin Korunumu

Enerjinin korunumu prensibi ise, bir sisteme giren veya çıkan enerjinin değişimini hesaba katarak, sistemin enerji dengesi hakkında bilgi verir. Enerjinin yaratılamayacağı veya yok edilemeyeceği, ancak sadece bir formdan diğerine dönüştürülebileceği temel bir fizik ilkesi olup Termodinamiğin birinci kanunudur. Enerji korunumu denklemi ‘(3)’ deki gibi ifade edilir.

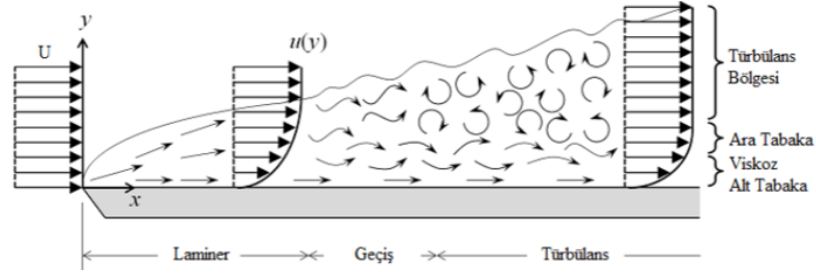
$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{E}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_j \bar{H}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{q}_j - \overline{\rho u_j'' h''} + \overline{\tau_{ij}'' u_i''} - \rho u_j'' \frac{1}{2} u_i'' u_i'' \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{u}_i (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \right] \quad (3)$$

Denklemlerde verilen semboller türbülanslı akış koşullarında olmak üzere $\bar{\rho}$ yoğunluğu, \bar{u}_i , \bar{u}_j Kartezyen koordinatlarda hız bileşenlerini, τ_{ij} viskoz gerilim tensörünü, S alanı, μ kinematik viskoziteyi \bar{H} entalpiyi, E toplam enerjiyi, δ_{ij} ise sınır tabaka kalınlığını temsil etmektedir.

Sınır Tabaka Teorisi

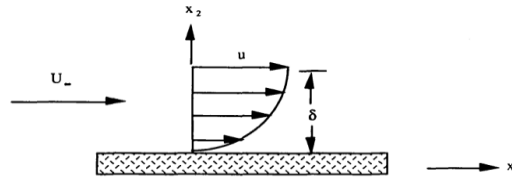
Savaş uçaklarında uçuş esnasında gelen hava, motorun hava alığına alınmadan önce gövdesi boyunca hareket etmektedir. Bu hareket esnasında viskoz sürtünmelerden ötürü sınır tabaka oluşumu meydana gelir. Meydana gelen bu sınır tabaka, basınç geri kazanımında düşüşe yol açar, motor hava alığına giren havanın kütledebisinin azaltır. Sınır tabakanın bu olumsuz etkileri motorun performansında bir düşüş meydana getirmektedir. Bu olumsuzluğun önüne geçmek için oluşan sınır tabakanın hava alığının girişindeki etkisi azaltılması gerekir. Sınır tabakanın hesaplanması bu aşamada önem kazanmaktadır. Çünkü oluşan sınır tabakanın kalınlığı hesaplanarak hava alığından uzaklaştırılması için gerekli diverter tasarım hesaplamaları yapılabilir.

Sınır tabakası, bir katı yüzey ile akışkan arasındaki viskoz sürtünmenin etkisiyle akışın geciktirildiği, bir yüzeye bitişik ince, dönümlü akış bölgesidir. Kaymamazlık şartı sebebiyle yüzeyde akış hızı sıfırdır ve yüzeyden uzaklaştıkça normal hıza yaklaşır buda akış gradyanları oluşturur. Cismin boyutuna kıyasla sınır tabaka kalınlığı çok incedir. Ancak sınır tabakası, geometrik olarak akış alanının yalnızca küçük bir bölümünü kaplamasına rağmen, bunun sürtünme ve cisme ısı transferi üzerindeki etkisi çok fazladır (Anderson, 2017). Viskoz akışlarda, akışkanın hızı yüzeye yakın daha yavaş olduğundan yüzey ile akışkan arasında bir sınır tabakası oluşur. Viskoz akışta viskozite etkisi önemli olduğundan, dönme ve sürtünmelerden ötürü hız değişimleri ve kayma gerilmeleri meydana gelir (Svennson, 2008). Sınır tabaka karşılaştığı cismin temas ettiği ilk konumundan başlayıp ileriye doğru büyüyerek devam eder. Başlangıçta sınır tabaka yüzeye paralel ve düzgün bir akış karakteri taşır, ancak yüzey boyunca ilerlendikçe geçiş bölgesini türbülanslı akışa, dolayısıyla sınır tabaka da türbülanslı sınır tabakaya dönüşür (Pehlivanoğlu, 2013). Sınır tabaka genel anlamıyla akış üzerinde yavaşlatıcı bir etkiye sahip olduğundan uçakların motor performansı üzerinde de önemli bir etkiye sahiptir. Şekil 1’de levha üzerinde sınır tabakasının gelişimi gösterilmektedir.



Şekil 1. Sınır Tabaka Gelişimi (Pehlivanoğlu, 2013)

Genel anlamıyla sürtünme gibi viskoz etkilerden kaynaklı olarak akış hızında değişiklikler meydana gelmektedir. Ayrıca, yüzey eğriliği, pürüzlüğü, sıcaklığı, akışın turbülans yoğunluğu gibi parametrelerde sınır tabaka özelliklerini etkilemektedir. Şekil 2’de da düz bir plaka üzerinde meydana gelen ortalama hız dağılımı görülmektedir.



Şekil 2. Sınır Tabaka Hız Profili (Anderson, 2017)

Akışkanın hızı yüzeyde kaymama koşulundan dolayı sıfırdır. Yüzeyden uzaklaştıkça akışkan hızının arttığı görülmektedir. Sınır tabaka hesaplamalarında çeşitli parametreler tanımlanmaktadır. Akış hızı, ana akım hızının %99’ una ulaştığı andaki kalınlığa sınır tabaka kalınlığı denir. Sınır tabaka kalınlığı Şekil 2’de δ ile gösterilmiştir. Yer değiştirme kalınlığı (δ^*), sınır tabakanın tam dışındaki bir akım çizgisinin sınır tabaka etkisiyle yer değiştirdiği mesafesidir. Momentum kalınlığı (θ), sınır tabaka etkisinden dolayı momentumda meydana gelen azalışla orantılı bir indekstir (Meroney, 2012). Yerel sürtünme katsayısı (C_f), kayma gerilmelerinin etkisini belirten boyutsuz bir parametredir. Hesaplamalarda kullanılan formüller integral formunda aşağıda ‘(4)’, ‘(5)’ ve ‘(6)’ eşitlikleri ile verilmiştir. Reynolds sayısı fiziksel olarak bir akışta atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranının bir ölçüsüdür. Şekil faktörü (H) ise yer değiştirme kalınlığının momentum kalınlığına oranı olarak tanımlanır ve laminar veya turbülanslı sınır tabaka özelliğini belirleyen bir parametredir. Bu parametrelerin büyüklükleri sınır tabaka hesaplamaları ve analizleri yapılırken önem arz etmektedir. Sınır tabakadaki hız gradyanı $u(y)$ ve yüzey üzerine gelen akışın potansiyel hızı u_∞ ise duvardaki potansiyel akış hızı (üniform hızı) tanımlamaktadır (Meroney, 2012).

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u(y)}{u_\infty} \left[1 - \frac{u(y)}{u_\infty} \right] dy \quad (4)$$

$$\delta^* = \int_0^\infty \left[1 - \frac{u(y)}{u_\infty} \right] dy \quad (5)$$

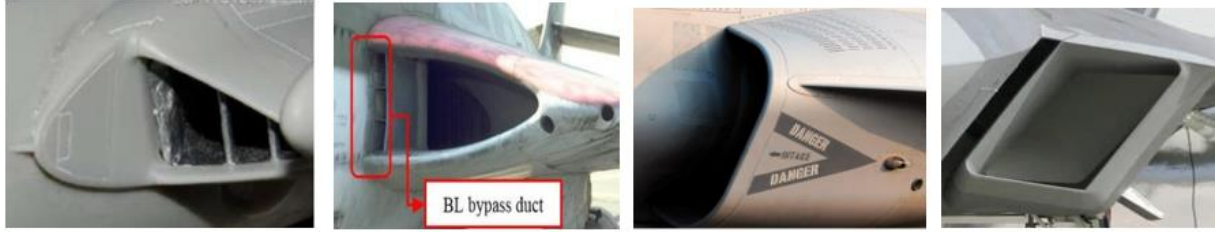
$$H = \delta^* / \theta \quad (6)$$

Bu araştırma kapsamında 9144 metre irtifa ve yüksek hız değerlerindeki uçuşlar göz önüne

alındığında hava türbülanslı olmaktadır. Türbülanslı hava akış şartlarında düzensizlikler, belirsizlikler, rastgele enerji ve momentum dağılımı gibi çeşitli olumsuzluklar vardır. Bu olumsuzluklar türbülanslı akıştaki enerji kayıplarını arttırmaktadır, hız ve basınç gibi önemli parametrelerde değişiklik yaratmaktadır. Türbülanslı hava şartları incelendiğinde türbülans esansında meydana gelen artan momentum ve enerji alışverişi türbülans sınır tabakasının kalınlığının artmasına neden olur. Düzenli hava akımı olan laminer hava akım şartlarından türbülanslı hava şartlarına geçildiğinde sınır tabaka kalınlığı belirgin şekilde artar (Özgen, 2020). Türbülanslı akışın zamana bağlı ve üç boyutlu olduğu bilinen bir gerçektir. Günümüz şartlarında bile türbülanslı havayı tam anlamıyla analiz edilebilecek bir çözüm yönteminin geliştirildiği söylenemez. Türbülanslı hava koşulları için genellikle Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) denklemleri olarak bilinen zaman-ortalamalı ya da ortalama değerler hesaplanarak analizler gerçekleştirilmektedir. Sınır tabakanın hesaplanması için denklemler mevcuttur. Sınır tabakası denklemleri, viskoz etkilerin son derece önemli olduğu sınır tabakası içinde uygulanan kısmi diferansiyel denklemlerdir. Sınır tabaka denklemleri, Navier-Stokes denklemleri baz alınarak, bazı viskoz terimlerin de ihmal edilmesiyle çözülebilir. Esas olarak türbülanslı hava akışı ile ilgilenildiğinden Navier Stokes denklemleri'nin çözümü zor olmaktadır. Türbülanslı hava şartlarındaki sınır tabaka hesaplamaları yapılırken türbülanslı bir akışın zaman ortalamalı akış özelliklerini açıklayan RANS kullanılır (Anderson, 2017). RANS denklemleri, havanın türbülanslı hareketlerinin matematiksel olarak modellenmesinde kullanılan ve ortalama hız, Reynolds gerilmeleri ve viskoz kuvvetler için terimler içeren denklemlerdir. RANS denklemlerinin kullanılmasıyla elde edilen kütle konumu, momentum korunumu ve enerji korunumu denklemleri, Denklem (1), (2) ve (3) olarak belirtilmiştir.

Diverter Konfigürasyonları

Diverter genellikle savaş uçaklarında kullanılan gövde ile hava alığını ayıran yapıdır. Uçuş esnasında türbülanslı hava etkilerinden dolayı uçak yüzeyi üzerinde sınır tabaka oluşumu meydana gelir. Meydana gelen sınır tabakayı hava alığına ulaşmadan tahliye etmek amacıyla diverter kullanılır. Günümüzde Şekil 3'de gösterilen dört farklı diverter konfigürasyonu mevcuttur. Bunlar; Kademeli Diverter, Sınır Tabaka Bypass Kanal tipi, Sınır Tabaka Emme Tipi ve Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter'dır. Kademeli Diverter sadece ses altı hızlarda uçan uçaklar için uygundur. Çünkü ses üstü hızlarda diverter yüzeyinden başlayan tahliye edilen orijinal sınır tabakadan daha büyük sınır tabakalar oluşturabilir. Sınır tabakayı yönlendirip, diverter içine almaktadır. Kademeli Diverter, hava alığına düzgün bir şekilde uzanan bir airfoil şekline sahip olmasından ötürü uçağın yapısal ağırlığını ciddi oranda arttırır. Sınır Tabaka Emme Tipi Diverter konfigürasyonunda, çalışma prensibi yönüyle Sınır Tabaka Bypass Kanal tipi 'ne benzerdir. Sınır tabakanın motor hava alığına girmeden hemen önce emme deliklerinden emdirilip arka taraftan tahliye edilmesi sağlanır. Sınır tabakalı havanın emdirilip motora düzgün bir hava geçişi amaçlanmaktadır. Bu diverter konfigürasyonunda emdirilen havadan kütle debisi artışı sağlanamaz. Bundan dolayı yararlı ve kullanışlı değildir. Sınır Tabaka Bypass Kanal tipi, gövdeden gelen sınır tabakayı direkt olarak içine alıp motorun arka kısmından tahliye eder. Sınır tabakasının yüzeyden ayrılmasına ve kanalın içine çekilmesine neden olan, uçağın yüzeyine yakın bir düşük basınç bölgesi oluşturarak çalışır. Ses altı ve ses üstü hızlarda kullanılabilir. Uçak ağırlığını ve sürtünmeyi arttırır. Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter ise diğer diverter tiplerine kıyasla daha hafif olmakla birlikte performansı da yüksektir. Ayırıcı bir plaka ile gövdeden belli bir mesafe ile uzağa konumlandırılır ve sınır tabaka akışının motor içerisine girmesini engeller. Sınır tabaka ayırıcı plaka ile gövde arasında sıkışır ve diverter rampası tarafından oluşturulan kanaldan dışarıya atılır. Bu dört diverter konfigürasyonu Şekil 3'de sırasıyla görülmektedir.



Şekil 3. Kademeli Diverter Bypass Tipi Diverter Emme Tipi Diverter Kanal Tipi Diverter

Yukarıda belirtilen diverter konfigürasyonları Tablo 1’de karşılaştırılmıştır. Puanlar 1-5 arasında dikkate alınarak düşükten yükseğe olacak şekilde değerlendirilmiştir. Performans, ağırlık ve sürtünme parametrelerinin etkileri düşünüldüğünde verimli bir diverter konfigürasyonu seçilmesi için sırasıyla %50, %25 ve %25 olarak belirlenmiştir. Uçuş koşulları, seçilen referans uçak ve Tablo 1’de belirtilen parametreler göz önüne alınarak bu çalışmada Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter konfigürasyonunun analizlerde kullanılmasına karar verilmiştir.

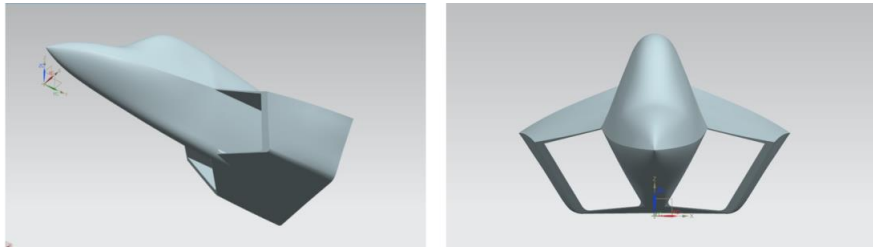
Tablo 1. Diverter Konfigürasyonları Karşılaştırması

Diverter Tipleri	Performans	Ağırlık	Sürtünme	Hız Aralığı	Kullanıldığı Uçaklar
Kademeli Tip	2	4	4	M<1	F-15
Sınır Tabaka Bypass Kanalı Tipi	3	4	3	M>1, M<1	F-35
Sınır Tabaka Emme Tipi	3	4	3	M>1, M<1	JAS 39
Kanal Tipi Sınır Tabaka Tipi	5	3	2	M>1, M<1	F-22 Raptor

BULGULAR

CAD Çizim Oluşturulması

F-22 Raptor savaş uçağı referans olarak seçilip, internetten alınan verilerle uçağın 3 boyutlu Computer Aided Design (CAD) çizimleri 1/10 oranında küçültülerek Siemens-NX programı aracılığıyla oluşturulmuştur. CAD çizimler yapılırken gövde yüzeyi başta olmak üzere yüzey eğriliklerine özen gösterilmiştir. CAD çizimler yapılırken ilk başta diverter bulundurmeyen bir model çizilerek analizi yapılmış ve sınır tabaka kalınlığı boyutu hesaplanmıştır. Sınır tabaka kalınlık değeri göz önüne alınarak Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter’ı bulunduran yeni CAD model çizilmiştir. Diverter konfigürasyonu bulunduran ve bulundurmeyen model çizimleri Şekil 4 ve Şekil 5’de görülmektedir.



Şekil 4. F-22 Raptor savaş uçağı burun kısmı diverter uygulanmayan model



Şekil 5. F-22 Raptor savaş uçağı burun kısmı diverter uygulanan model

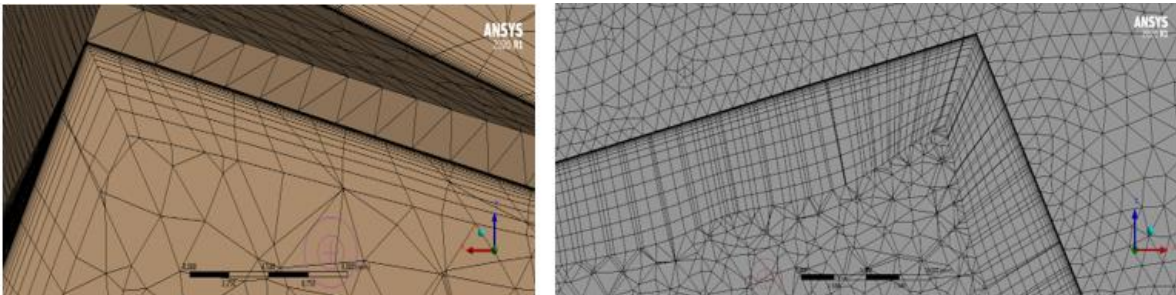
Ağ Yapısının Oluşturulması

Ağ oluşturma, HAD simülasyonları sürecindeki en önemli adımlardan biridir. Ağın kalitesi ve sürekliliği, simülasyonun doğruluğunu ve verimliliğini belirlemede çok önemli bir rol oynar. Bu bildiri kapsamında HAD analizleri için Ansys-Workbench programında bulunan Fluent yazılımı kullanılmıştır. Ağ yapısı oluşturulduğunda en içteki bölgede cismin hava ile temas ettiği bölgede ağ yapısı literatürde 'inflation' olarak bilinen 20 tane tabakaya bölünmüştür. İnflation tabakaları ile oluşan sınır tabaka etkisi daha doğru bir şekilde analiz edilebilmiştir. Ansys-Fluent programında diverter'dan motora hava geçişini en iyi şekilde analiz edebilmek için sınır tabakasının y^+ değeri 1' in altında tutulmuştur. Ayrıca viskoz bölgenin fark edilebilmesi için ağ hücreleri arasındaki geçiş uygun kalitede yapılmıştır. Ağ yapısının kalitesi sonuçların doğruluğu üzerinde etkili olduğundan ortogonal kalite değeri 0,12 ve hedef-çarpıklık kalite değeri 0,87 olacak şekilde ayarlanmıştır. Modelin hava alığı kısmı, burun ve gövde yüzeyi analiz sonuçlarının doğruluğu ve hassasiyeti açısından önem arz ettiğinden çözüm ağ yapılarının bu bölgelerde özellikle daha sık olmasına dikkat edilmiştir. Ağ yapısının etkisini görebilmek için aşağıda açıklanan ağdan bağımsızlık çalışmaları yapılmıştır. Akış hacmine çözümlenmeler için $M=1,6$ hızında toplam 5-7.5-10-12.5-15 milyon elementten oluşan ağ yapıları ile sonuçlar incelenmiştir. Karşılaştırma olarak sürüklenme katsayısı ve hava alığı hız değerleri ele alınarak Tablo 2' de gösterilmiştir. Tablo 3'deki verilere göre zaman ve doğruluk açısından karşılaştırma sonucunda basamak değerleri ve daha kaliteli ağ yapısına sahip olduğundan 12.5 milyon element sayılı ağ yapısı seçilmiştir. Şekil 6'da ağ yapısı görülmektedir.

Tablo 2. Ağ Yapısı Bağımsızlık Çalışması

Element Sayısı	CD (Sürüklenme katsayısı)	Hız(m/s)
5000000	0,0337556	412,658
7500000	0,0335463	410,9633
10000000	0,0333235	409,7943
12500000	0,033145358	409,76827
15000000	0,033142864	409.76652

Sürüklenme katsayısı uçaklarda hava direncinin büyüklüğünü ve yönünü belirleyen bir katsayıdır. Sürüklenme kuvveti, uçağın hareket ettiği havanın direncine karşı mücadele etmesinden kaynaklanır. Uçaklarda sürüklenme katsayısının doğru hesaplanması ve minimize edilmesi önemlidir, çünkü sürüklenme katsayısı arttıkça uçağın daha fazla yakıt tüketmesine yol açar. Bu nedenle, sürüklenme katsayısının düşük olması, uçağın daha az yakıt kullanarak daha uzun mesafe almasına yardımcı olur. Farklı element sayılarında yapılan analizler sonucunda en düşük sürüklenme katsayısı kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 6. Ağ bağımsızlık çalışması 7500000 element (sol)- 12500000 element (sağ)

Sınır Koşullarının Belirlenmesi

Sınır şartları, HAD analizinde sonuçların doğruluğunu ve güvenilirliğini etkileyen en önemli faktörlerden biridir. Bu nedenle, sınır şartlarının doğru bir şekilde belirlenmesi için analiz öncesinde akışkanın özellikleri ve analizin amaçları dikkate alınarak bir ön çalışma yapılmıştır. Analizi hangi şartlar arasında yapıldığı Tablo 3'de verilmiştir.

Tablo 3. Analizlerde uygulanan sınır koşulları

Mach Sayısı(M)	0,8	1,2	1,6
Yerel hız (m/s)	242,56	363,84	485,12
Ses Hızı (m/s)	303,2	303,2	303,2
İrtifa (m)	9144	9144	9144
Sıcaklık (K)	228,95	228,95	228,95
Atmosfer basıncı (kPa)	30,095	30,095	30,095
Dinamik viskozite(kg/ms)	1,487x10-5	1,487x10-5	1,487x10-5
Yoğunluk(kg/m3)	0,458	0,458	0,458
Türbülans Modeli	k- ω SST	k- ω SST	k- ω SST
y+ değeri	0,576	0,559	0,717
Dış Akış Alanı	Ön=6*L	Arka=10*L	Yan=5*L
İç Akış Alanı	Ön=1*L	Arka=2*L	Yan=simetri yüzeyi+1*L
Analiz sınır şartı	Giriş= uzak alan basıncı Çıkış=uzak alan basıncı	Gövde yüzeyleri ve dış akış yüzeyler=duvar	İç akış alanı=arayüz
Metot	Second order upwind	Second order upwind	Second order upwind
Genel	Basınca göre	Basınca göre	Basınca göre

Araştırma Çıktıları

Yapılan analiz sonucunda elde edilen sürüklenme katsayı değerleri aşağıdaki Tablo 4'de verilmiştir. Diverter kullanımı, sürüklenme katsayısı değerini azaltmıştır. Uçak yüzeyinden dolayı oluşan sınır tabakada basınç dalgalanmaları meydana gelir. Bu dalgalanmalar ekstra bir sürüklenme değeri oluşturacak şekilde yansır. Diverter kullanımı oluşacak basınç dalgalanmalarını azaltarak sürüklenme değerinde azalma sağlar.

Tablo 4. Sürüklenme katsayısı değerlerinin Mach sayısı ve diverter etkisi ile değişimi

Model	M=0,8	M=1,2	M=1,6
Diverter Uygulanmayan Model	0,026654	0,036715	0,033145
Diverter Uygulanan Model	0,018745	0,023609	0,021538

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (7)$$

Yapılan analiz sonucunda elde edilen tüm uçağın sürüklenme katsayı değerleri yukarıdaki Tablo 4'de verilmiştir. Denklem 7'de görüldüğü gibi sürüklenme katsayısı arttıkça sürüklenme kuvvetinde artış gözlenmektedir. Sürüklenme değeri doğrudan gerekli itki miktarını belirlediği için sürüklenme direnci kuvveti değerinin düşmesi gerekli olan itki miktarında düşüş sağlayacaktır. Böylelikle ekonomik açıdan verimli bir uçuş sağlanır. Aynı zamanda yüksek sürüklenme değerlerinde uçak parçaları üzerinde daha fazla kuvvet oluşturulacağı için uçağın bakım maliyetini ve sıklığını da artırır.

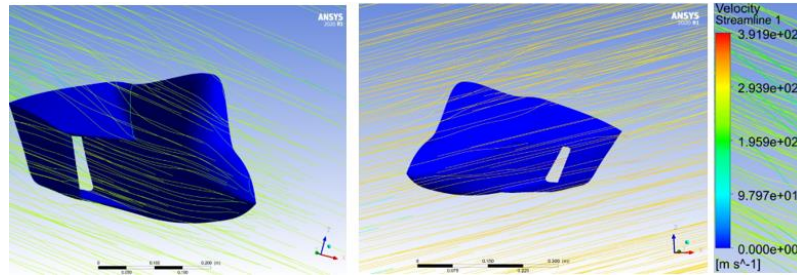
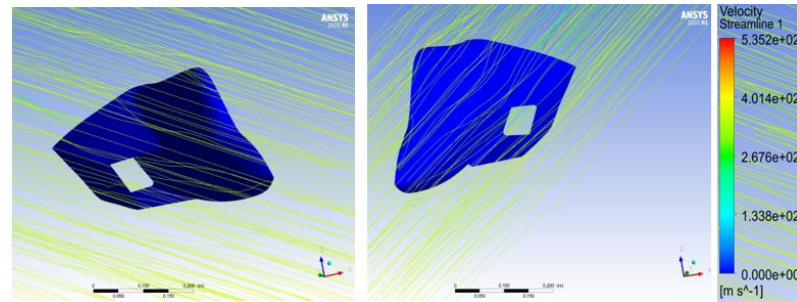
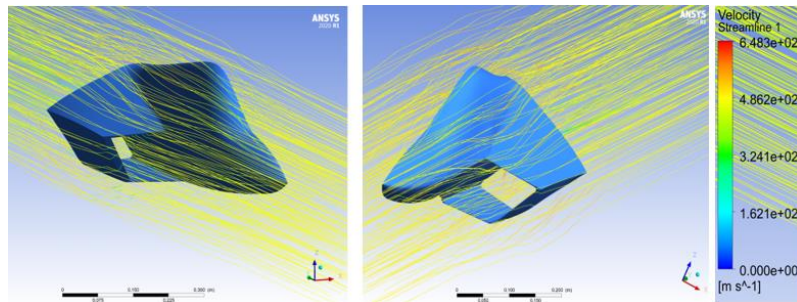
Tablo 5'de görüldüğü üzere; kütleli debi değerleri, diverter konfigürasyonu kullanımıyla artmıştır. M=0,8, M=1,2 ve M=1,6 hızlarında diverter kullanımı ile kütle debisi değerlerinde sırasıyla %9,2, %1,66 ve %2,83 artış sağlanmıştır. Özellikle sesaltı uçuş koşullarında diverter kullanımıyla daha yüksek bir artış meydana gelmektedir.

Tablo 5. Kütlesel debi (\dot{m} : kg/s) değerlerinin Mach sayısı ve diverter etkisi ile değişimi

Model	M=0,8	M=1,2	M=1,6
Diverter Uygulanmayan Model	1,2202	1,7771	2,4669
Diverter Uygulanan Model	1,3332	1,8066	2,5369
Artış oranı (%)	9,2	1,66	2,83

$$T = \dot{m} * (v_{\dot{c}} - v_g) + (P_e - P_0) * A_e \quad (8)$$

Kütlesel debideki bu değişimin aerodinamikteki açıklaması olarak sınır tabaka oluşumu sonucunda momentum kalınlığı oluşarak aynı akış alanı için belirli miktarda momentum kaybına sebep olmaktadır. Diverter kullanılarak bu momentum kaybı azaltılmıştır. Denklem 8'de itki değerinin formülü verilmiştir. Bu denklemden yola çıkarak diverter kullanımı sonucunda kütlesel debideki artışın doğrudan itki değerini arttırdığı görülmektedir. Kütle debisindeki artış sayesinde daha fazla itki elde edilerek motorun daha verimli bir şekilde çalışması sağlanır. M=0,8, M=1,2 ve M=1,6 değerleri için yapılan analizler sonucunda uçak yüzeyine gelen akım çizgileri Şekil 7'de gösterilmiştir.

(a) $M=0,8$ (b) $M=1,2$ (c) $M=1,6$

Şekil 7. Farklı Mach sayılarında a) $M=0,8$ b) $M=1,2$ ve c) $M=1,6$ koşullarında diverter uygulanmayan (sol kolon görseller) ve diverter uygulanan (sağ kolon görseller) akım çizgileri değişiminin karşılaştırması

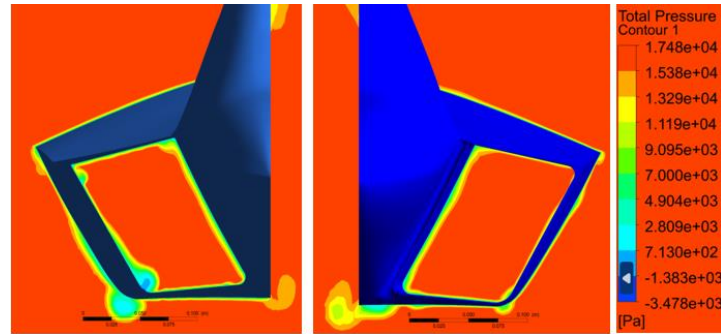
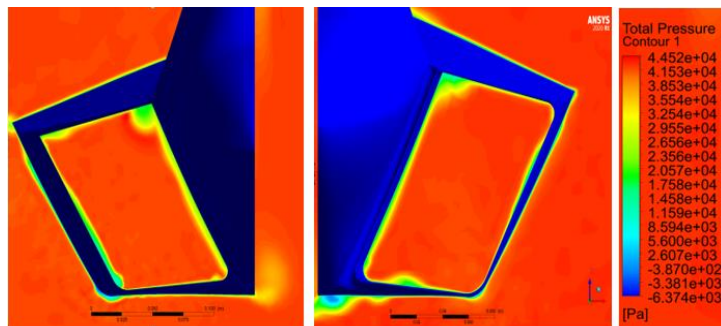
Hava alığı geometrisinin performansını gösteren en önemli parametre basınç geri kazanımı katsayısıdır. Çünkü bu parametre hava alığının verimini göstermektedir. Basınç geri kazanımı katsayısı, hava alığı serbest akışın sahip olduğu enerjinin ne kadarını motora iletebildiğini tanımlayan parametredir. Basınç geri kazanımı, hava alığı çıkışındaki toplam basıncın, akışın toplam basıncına oranı olup denklem '9' ile hesaplanır.

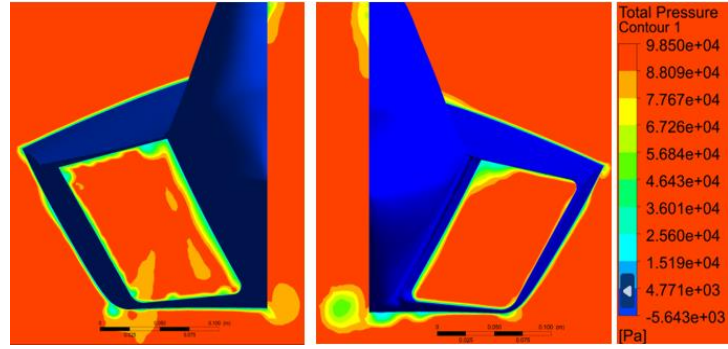
Tablo 6. Basınç Geri Kazanımı Değeri

Model	M=0,8	M=1,2	M=1,6
Diverter Uygulanmayan Model	0,9226	0,9169	0,8663
Diverter Uygulanan Model	0,9442	0,9338	0,9092

$$PRF = \frac{p_{t_2}}{p_{t_0}} \quad (9)$$

Tablo 6'da görüldüğü üzere diverter kullanımının, basınç geri kazanımını arttırdığı açıkça görülmektedir. Basınç geri kazanımının artması ile oluşturulabilecek itki miktarının da denklem '8'e bakıldığı zaman artacağı bellidir. Şekil 8'de görüldüğü gibi renk dağılımlarında diverter kullanıldığı zaman hava alığına daha az kalınlıkta sınır tabaka meydana geldiğinden böylelikle de azalan türbülans etkilerinden dolayı hava alığı içerisinde belirlenen alanda havanın basıncının arttığı gözlemlenmiştir. Üç hız değerinde de elde edilen basınç geri kazanım katsayıları karşılaştırıldığı zaman Kanal Tipi Sınır Tabaka Diverter uygulanan model analizler sonucunda daha yüksek değerlerde çıkmıştır. Böylece daha yüksek basınç değerleri elde edilerek daha iyi bir yanma işlemine olanak sağlar. Bu durum aynı yakıt miktarında daha fazla itki elde edilmesi sonuçlanacaktır.

(a) $M=0,8$ (b) $M=1,2$



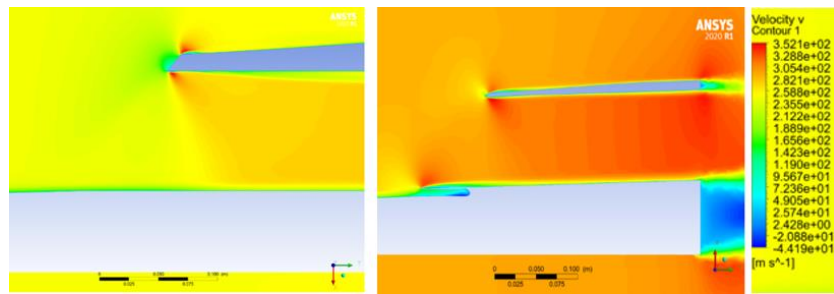
(c) $M=1,6$

Şekil 8. Farklı Mach sayılarında a) $M=0,8$ b) $M=1,2$ ve c) $M=1,6$ koşullarında diverter uygulanmayan (sol kolon görseller) ve diverter uygulanan (sağ kolon görseller) basınç konturları değişiminin karşılaştırması

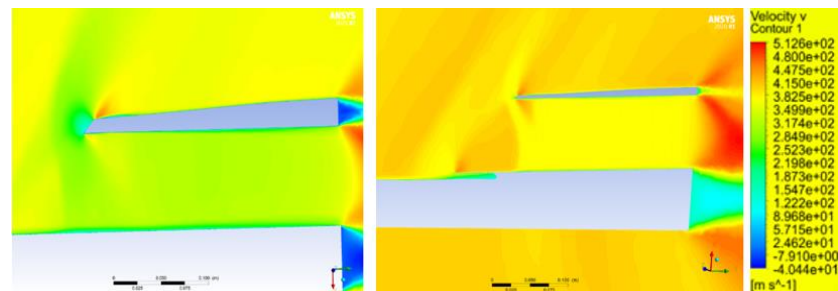
Sınır tabaka kalınlığı, hız vektörleri belirli noktada kesit olarak oluşturulmuş ve akış hızının %99'una ulaşıldığı yükseklik sınır tabaka kalınlığı olarak ölçülmüştür. Tablo 7'de görüldüğü gibi diverter kullanıldığı zaman sınır tabaka kalınlığının azaldığı görülmektedir. Çünkü uçak yüzeyinden oluşan sınır tabaka diverter kullanılarak hava alığına girmeden tahliye edilmiştir. Gövde arasına sıkıştırılıp diverter çıkışından atılmıştır bu sebeple sınır tabaka diverter olmayan yapıya göre daha düşük bir miktar olarak çıkmaktadır. Şekil 9b ve Şekil 9c'de görüldüğü üzere hava alığı boyunca sıralı eğik şok dalgaları oluşmuştur. Şok dalgaları toplam basınçta bir miktar azalmaya neden olsa da havanın hızını azalttığı için gereklidir. Çünkü hava alığının içinden yüksek hızda havayı geçirmek kompresöre zarar verdiğinden gaz türbinli motorlarda kompresöre gelen hava hızının düşürülmesi gerekir. Bu sebeple hava alığında sıralı eğik şok dalgaları oluşturulur. Şekil 8a, Şekil 8b ve Şekil 8c' de diverter kullanıldığı için sınır tabaka kalınlığının daha ince olduğu görülmektedir.

Tablo 7. Sınır Tabaka Kalınlığı

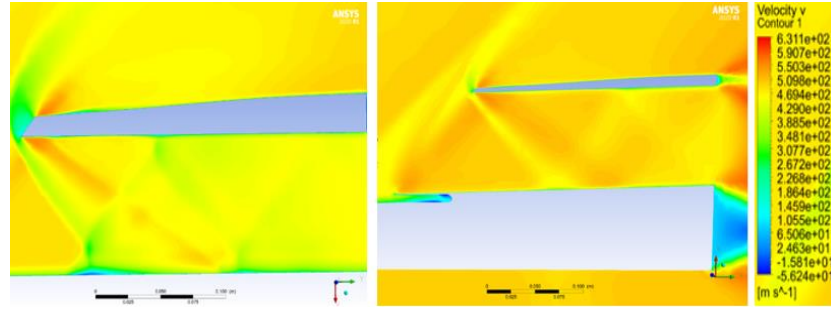
Model	$M=0,8$	$M=1,2$	$M=1,6$
Diverter Uygulanmayan Model	8,3 mm	8,7 mm	9,2 mm
Diverter Uygulanan Model	5,9 mm	6,2 mm	6,4 mm



(a) $M=0,8$



(b) $M=1,2$

(c) $M=1,6$

Şekil 8. Farklı Mach sayılarında a) $M=0,8$, b) $M=1,2$ ve c) $M=1,6$ koşullarında diverter uygulanmayan (sol kolon görseller) ve diverter uygulanan (sağ kolon görseller) hız kontrurları konturları değişiminin karşılaştırması

TARTIŞMA / SONUÇ / ÖNERİ

Bu çalışmada F-22 Raptor savaş uçağı seçilip diverterin yerleştirileceği yükseklik hesaplanmıştır. CAD modeller oluşturularak diverterin, hava alığının performansına etkisi HAD analizi ile incelenmiştir. Yapılan analizler neticesinde diverter konfigürasyonunun önemi açıkça görülmektedir. Diverter yapısı sınır tabakayı içerisine alarak motora giren türbülanslı havanın motor içerisine girmeden tahliyesini sağlamıştır. Bunun sonucunda motora sınır tabaka boyutu minimize edilmiş akış alınmıştır. Motor içerisine giren düzgün akışın diverter uygulanan yapılarda basıncın artışı gözlenmiş olup kütle debisini artırdığı sonucuna varılmıştır. Artan kütle debisi motor içerisinde verimli yanma oluşturarak motor performansını arttırmaktadır. Bu sayede sadece konfigürasyon değişikliği ile verimli, ekonomik ve yüksek performans elde edilmiştir. Basınç geri kazanımı $M=0,8$ ve $M=1,2$ değerlerinde yaklaşık %2 civarında iken $M=1,6$ değerinde yaklaşık %5 değerinde artış göstermiştir. Bu değerler göz önüne alındığında en yüksek verimi $M=1,6$ değerinde yani süpersonik hızlarda göstermiştir. Bu nedenle diverter konfigürasyonu süpersonik hızlarda uçan uçaklarda kullanılması daha uygun olduğu sonucuna varılmıştır. İleride yapılacak HAD analizlerinin doğrulanmasına yönelik deneysel çalışmalar yapılması faydalı olabilir. Ayrıca, ülkemizde geliştirilmekte olan savaş uçağı Kaan ve insansız hava aracı Kızılelma'da farklı geometrik şekillerde diverter uygulamasına yönelik araştırma geliştirme çalışmaları yapılabilir. Bununla birlikte ileride diverter analizi farklı hücum açılarında veya süpersonik hızlarda çalışmalarda yapılabilir.

Teşekkür

Bu çalışma TUSAŞ Lift-Up kapsamında da yapılmıştır. Çalışma süresince bize yardımcı olan akademik danışmanımız Prof. Dr. Muammer Özgören hocamıza ve Lift-up proje sanayi danışmanımız Mustafa Demirsöz'e teşekkür ederiz.

REFERENCES

- Anderson, J. D, Jr. (2017), Fundamentals of Aerodynamics, Sixth Edition, New York, s. 997-1067.
- AGARD (1965), Aerodynamics of Power Plant Installation, AD0656569, 10-01, Proceedings of a Specialists' Meeting, AGARD Fluid Dynamics Panel, U.S.A.
- Arif I. ve Salamat S. (2018), Comparative Flow Field Analysis of Boundary Layer Diverter Intake and Diverterless Supersonic Intake Configuration. Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 11, s. 1125-1131.
- Balabel, M. Hegab, M. Nasr, and Samy M. El-Behery. (2011), Assessment of turbulence modeling for gas flow in two-dimensional convergent-divergent rocket nozzle, Applied Mathematical Modelling, 35, no. 7 (2011): 3408-3422.
- Ekeremo J. (2018), Validation and Parametric Study of Supersonic Air Intake, Department of Mechanics

- and Maritime Sciences Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden.
- Goldsmith, E. L. and J. Seddon (1993), Practical İntake Aerodynamic Design, Amer Inst of Aeronautics.
- J.Seddon, E.Goldsmith (1999), İntake aerodynamics, Second Edition, P. 189-215.
- Meroney, R. N. (2012), Turbulent Boundary-Layer Growth Over a Longitudinally Curved Surface, AIAA Journal, 13(11). doi:10.2514/3.7014.
- Özgen S. (2020), Aeronautical Engineering Design II, Air Intakes & Nozzles, Middle East Technical Üniversity, Lecture Notes.
- Pehlivanoglu, D. D. (2013), Havacılık ve Uzay Bilimlerine Giriş. Hava Harp Okulu Yayınları 3, Baskı (s. 190-200), İstanbul.
- Raymer P. Daniel (1999) , Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. Conceptual Research Corporation Playa.
- Svensson, M. (2008), A CFD Investigation of a Generic Bump and its Application to a Diverterless Supersonic Inlet, 20-21, Stockholm.

EXTENDED ABSTRACT

Purpose: It is aimed to remove the turbulent and boundary layer air from the air intake with the diverter.

Theory and Methods: By choosing a reference fighter aircraft model, the models with and without diverter were analyzed in the Ansys-Fluent

Results: By taking the boundary layer inside the diverter, the turbulent air entering the engine is evacuated without entering the engine. It was observed that the smooth flow entering the engine increased the pressure in the diverter-applied structures and it was concluded that it increased the mass flow rate. In addition, pressure recovery and mass flow rate increased with the use of diverter.

Conclusion: The use of a diverter provided an ideal means of proper air intake.