

SEYİR HALİNDEKİ YÜKSEK BYPASS ORANLI TURBOFAN MOTORUN GİRİŞ TASARIMININ AERODİNAMİK OPTİMİZASYONU

Yağız Kaplan¹
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Yusuf Özyörük²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bir uçağın motor girişi, turmanma ve seyir durumları gibi çok çeşitli uçuş koşullarında, mümkün olan en az basınç kaybı ve mümkün olan en yüksek pürüzsüzlük ile gerekli miktarda havanın motora geçmesine izin vermelidir. Ayrıca, motoru çevreleyen ve koruyan bölgenin varlığının, uçak gövdesi üzerinde bulunan basınç dağılımına büyük etkisi vardır. Bu nedenle motoru barındıran motor kaportasının (nasel), oluşabilecek olumsuz koşullara karşı en optimum şekilde tasarlanması gerekmektedir. Bu çalışmada, literatürde yer alan ve temel geometri olarak adlandırılan bir turbofan motor kaportası girişinin, basınç geri kazanım oranı ve sürüklenme katsayısı değerlerine dayalı olarak en uygun şekle getirilmesi incelenmiştir. Akış çözümleri için ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözücüsü Fluent kullanılmıştır ve optimizasyon için Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA) kullanılmıştır. Optimizasyon sonuçları temel geometriyle karşılaştırıldığında, fan bölgesindeki basınç geri kazanım oranının, uçağın seyir halindeyken %3,02 arttığını göstermektedir. Ayrıca motor kaportasının sürüklenme katsayısı da seyir halindeyken %17,32 oranında azaltılmıştır. Çalışma, CFD çözümleri tarafından beslenen MOGA optimizasyonunu kullanan yaklaşımın, turbofan motorun giriş şekli tasarımı için faydalı ve kullanılabilir olduğunu göstermektedir.

GİRİŞ

Geçmişle karşılaştırıldığında uçaklar günümüzdeki en önemli ulaşım araçlarından biri olup, daha yenilikçi fikirlere, gelişmelere ve iyileştirmelere her zaman açıktır. Bilindiği üzere uçaklar ticari, askeri, eğitim, kargo vb. olarak sınıflandırılabilir. Ticari uçaklar binlerce kilometre yol kat edebildiğinden, dikkat edilmesi gereken en önemli hususlardan birisi yakıt tüketimidir. Bu nedenle, genellikle yüksek ses altı hızlarda uçan uçaklar, üstün itiş güçlerinden dolayı turbofan motorları kullanır. Motor kaportasının hava girişi, turbofan motorun en önemli bileşenlerinden biridir. Bu bileşen, motorun itiş verimliliğinde ve yakıt tüketiminde önemli bir rol oynamaktadır. Giriş yapısı, mümkün olan en düşük kayıp ve bozulmayla yeterli hava kütlelerinin motora geçmesine izin vermelidir. Aksi takdirde daha fazla yakıt tüketimi, dengesiz yük dağılımı, titreşim ve gürültü gibi sorunlar ortaya çıkabilir. Bu nedenle motor kaportası hava girişi tasarımı bütün faktörler dikkate alınarak yapılmalıdır.

Literatürde farklı uçuş koşullarında uçak motorunun fan yüzeylerine gelen havanın daha düzgün ve pürüzsüz hale getirilmesine odaklanan birçok çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmalarda farklı parametreler doğrultusunda çeşitli teknikler kullanılarak istenilen sonuçlara ulaşılmış ve tasarımdaki önemli parametrelerin büyük çoğunluğu bu çalışmalardan belirlenmiştir.

Anisimov ve Savelyev (2016) tarafından yapılan nümerik bir çalışmaya göre, bir motor kaportasının tasarım sürecinde önemli parametreler motorun merkezinin koordinatları, çapı, uzunluğu ve baypas oranı olarak belirtilmiştir. Ayrıca literatürde motor kaportasının giriş ve nozul tasarımı optimizasyonu arasında da zayıf bir etkileşimin olduğu belirtilmektedir [Magrini, Buosi, Benini ve

¹ Araştırma Görevlisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ykaplan@atu.edu.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yusuf@ae.metu.edu.tr

Sheaf, 2021]. Bu nedenle, bu çalışma yalnızca hava girişi bileşeninin optimizasyonuna odaklanmaktadır. Ayrıca, giriş tasarımındaki en önemli parametreler genellikle dudak kalınlığı katsayısı, eğrilik yarıçapı, boğaz çapı ve orta bölüm çapı ile konumudur [Savelyev, Matyash ve Shenkin, 2016]. Tasarım sürecinde geometriyi oluşturan noktaları eğriler ile düzgün bir şekilde birleştirmek için spline modelleri kullanılması gerektiği literatürde benzer bir çalışmada belirtilmiştir [Heidebrecht, Stankowski ve MacManus, 2016].

Aerodinamik şekil optimizasyonu sürecinde amaç fonksiyonunu belirlemek önceliklerin seçilmesi açısından karmaşık ve dikkatlice belirlenmesi gereken bir süreçtir [Savelyev, Mikhaylov ve Zlenko, 2014]. Yakın zamanda yapılan bir çalışmada [Li ve Zhong, 2016], motor fan yüzeyine gelen havanın laminer alan oranının artırılması ve motor kaportası yüzeyinde gözlemlenen maksimum Mach sayısının azaltılması hedef olarak belirlenmiştir. Bu çalışmada RANS denklemleri çözdürülmüştür ve genetik algoritma kullanılmıştır. Optimize edilmiş motor kaportasının seyir koşullarında %7 oranında artırılmış laminer alan oranına ve %6,5 daha az sürtünme katsayısına sahip olduğu bulunmuştur. Ayrıca motor kaportası yüzeyinde gözlemlenen maksimum Mach sayısı 1,31'den 1,09 değerine kadar düşmüştür.

Benzer konu üzerinde birçok çalışma olmasına rağmen analizlerde kullanılan optimizasyon teknikleri birbirinden farklılık göstermektedir. Kanat gövdesi konfigürasyonuna sahip bir sivil nakliye uçağında motor kaportası ve pilonun konumunun optimizasyonu için yapılan bir çalışmada sürtünme katsayısının en aza indirilmesini hedeflenmiştir [Wang, Zang, Li, ve Ma ,2010]. Optimizasyon sürecinde, parçacık sürüsü optimizasyonu (PSO) kullanılmıştır. Sonuç olarak, optimum konumun kaldırma/sürüklenme oranını ana şekle kıyasla seyir halinde %1,9 ve kalkış koşullarında %2,2 arttığı görülmüştür. Ayrıca, motor kaportası üzerindeki sürüklenme katsayısı seyir ve kalkış anlarında sırasıyla %9,3 ve %10,7 oranında azaltılmıştır.

Bu bildirinin amacı, seyir halindeki koşullar düşünülerek uçak motor kaportası geometrisinin girişini daha optimum hale getirerek basınç geri kazanım oranını arttırmak ve motor kaportasının sürüklenme katsayısını en aza indirecek şekilde ayarlanmış bir optimizasyon şeması oluşturmaktır. Reynolds-Ortalama Navier-Stokes denklemleri kullanılarak akış çözümlenmeleri gerçekleştirilmiştir. Akış çözücüsü, tasarım yaklaşımı, ağ yapısı ve optimizasyon tekniği aşağıdaki bölümlerde kısaca anlatılmakta ve ardından bazı sonuçlar sunulmaktadır.

¹ Araştırma Görevlisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ykaplan@atu.edu.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yusuf@ae.metu.edu.tr

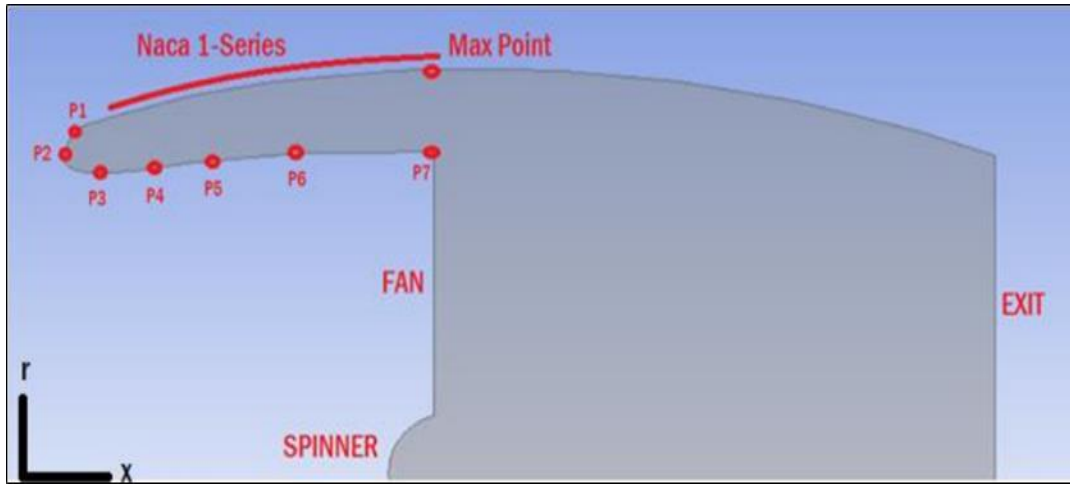
TASARIM METODOLOJİSİ

Geometrik şeklin tasarımı için literatürde yer alan farklı bir çalışmadaki kullanılan turbofan motorun kaportası seçilmiştir [Majic, Efraimsson ve O'Reilly, 2016]. Seçilen bu geometrinin koordinatları aynı çalışmada mevcuttur ve ön tasarım sürecinde tamamen bu noktalardan faydalanılarak tasarım oluşturulmuştur. Aşağıda verilen tabloda üzerinde çalışılan geometrinin koordinatları yer almaktadır.

Tablo 1. Nasel Geometrisinin Evrensel Koordinatları (metrik)

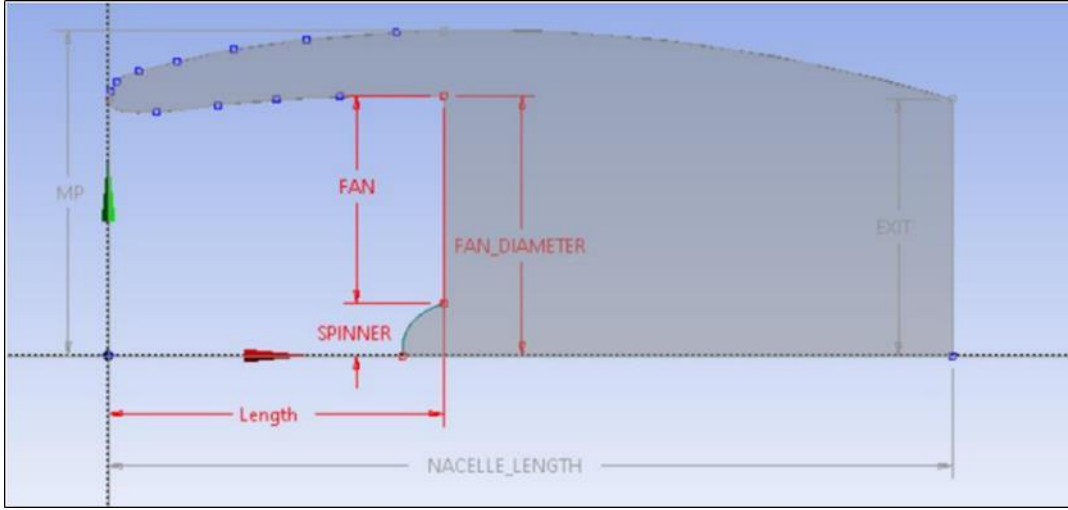
Noktalar	X Yönü	Radyal Yön
P1	0.0078	0.8008
P2	0	0.7756
P3	0.1459	0.7369
P4	0.3264	0.7575
P5	0.5018	0.7744
P6	0.6927	0.7839
P7	1.0000	0.7861

Tablo 1'deki verilen bu noktalar ana geometriyi oluşturan tasarım noktalarıdır. Tabloda, ilk sütunun x yönünü, ikinci sütunun ise radyal yönü temsil etmektedir. Tasarım sürecinde tamamen bu noktalara bağlı kalınmıştır.



Şekil 1. Nasel Geometrisi

Yukarıda verilen 2-boyutlu görsel, Tablo 1'deki verilerin Ansys Workbench programının çizim modülünde nokta olarak atanıp sonrasında eğriler ile birleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Bu noktalar aynı zamanda tasarım parametrelerini de tanımlamaktadır. Bu, gelişmiş şekil uyarlamaları için başlangıç noktasıdır. Aynı zamanda, dış yüzeyi tamamlamak için NACA kanat profilinin koordinatları da kullanılmıştır ve Şekil 1 üzerinde gösterilmiştir. Bir sonraki sayfadaki görselde, nasel profilinin farklı bölgelerinin isimleri gösterilmektedir.

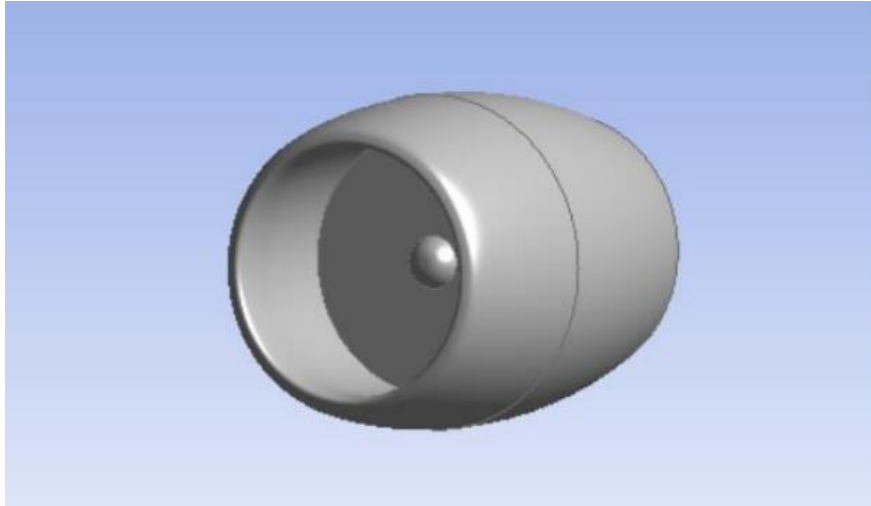


Şekil 2. Nasel Profilinin Bölgeleri

2 boyutlu şekil oluşturulduktan sonra azimut yönünde (x eksenini etrafında) 360 derece döndürülür. Bunun temel sebebi, Şekil 3'te gösterildiği gibi eksenel simetrik bir 3 boyutlu geometri oluşturmaktır. Motor ve motor bölmesi tipi hakkında daha ayrıntılı bilgi daha önce belirtilen [Majic, Efraimsson ve O'Reilly, 2016] çalışmada bulunabilir. Birbirleri ile orantılı bir şekilde oluşturulan şekil parametreleri Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2. Nasel Geometrisinin Bölümlerinin Birbirleri ile Oranları

Bölge	Oran
<i>Length/Fan</i>	1.2722
<i>Nacelle Length/Fan</i>	3.2020
<i>MP/Fan</i>	1.2520
<i>EXIT/Fan</i>	0.9873
<i>SPINNER/Fan</i>	0.2000

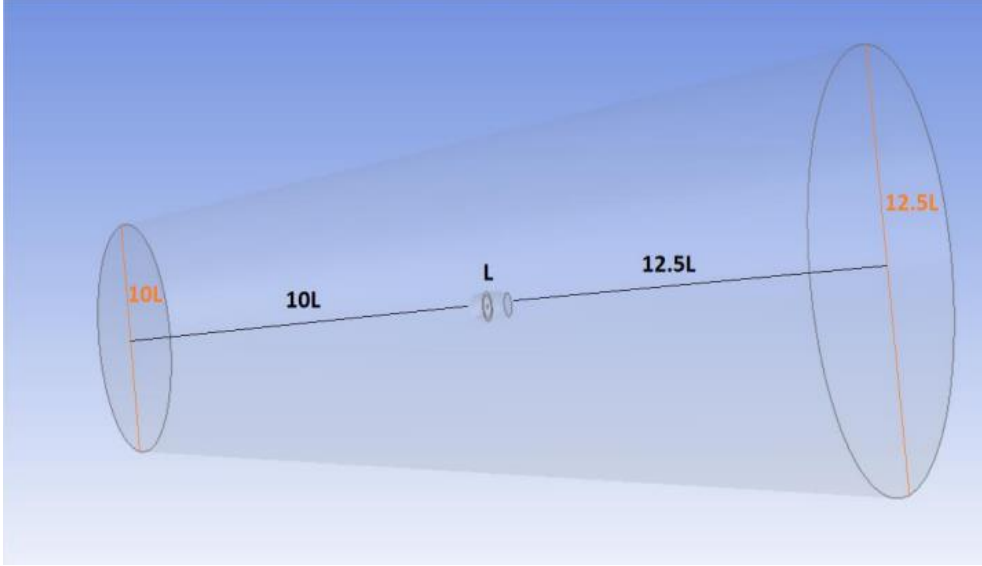


Şekil 3. Üç-Boyutlu Nasel Geometrisi

İki boyutlu nasele geometrisinin x eksenini etrafında döndürülmüş versiyonu 3 boyutlu modeldir ve Şekil 3'te gösterilmektedir.

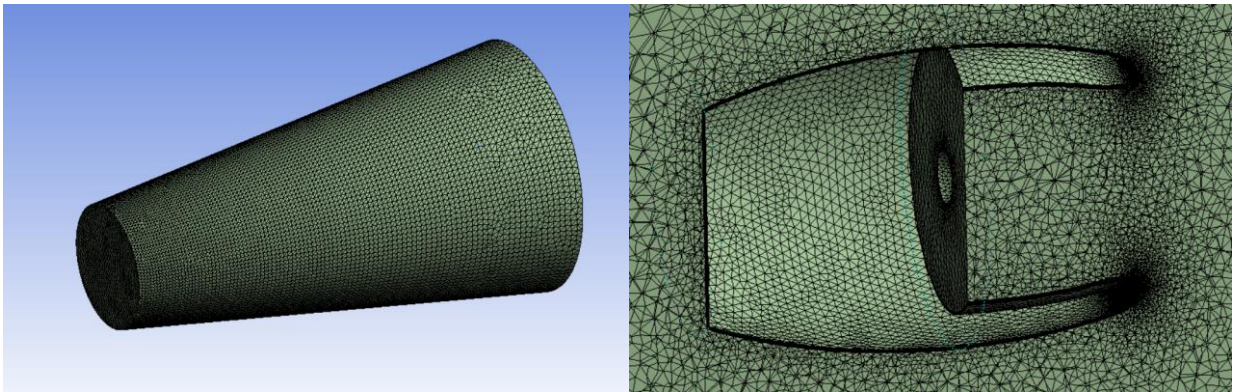
AĞ YAPISI OLUŞTURMA SÜRECİ

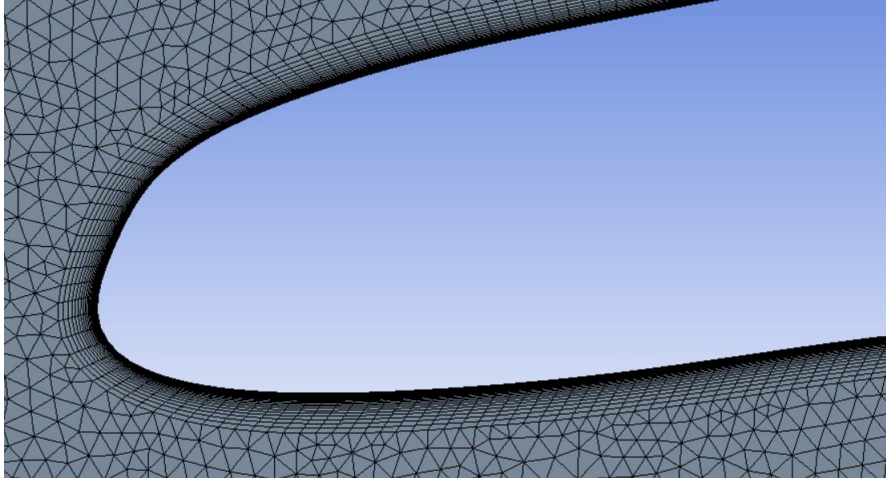
Çalışmanın amacı nasel girişi için bir optimizasyon metodolojisi oluşturmak olduğundan, önceki bölümde de belirtildiği gibi tasarım çerçevesinin oluşturulması için 3-boyutlu bir analiz ve dolayısıyla akış alanı düşünülmüştür. Bundan dolayı, hesaplamaların yapılacağı bölge Şekil 3'te gösterilen bu 3-boyutlu geometri etrafında tasarlanmıştır. Kontrol hacmi, Şekil 4'te gösterildiği gibi konik bir şekilde tasarlanmıştır. Bunun sebebi, akışın analiz boyunca istenilen bölge içinde kalmasını sağlayıp ters akış olmasını engellemektir. Kontrol hacminin ön ve arkasında yer alan çemberlerin çaplarının boyutları sırasıyla nasel boyutunun 10 ve 12.5 katına ayarlanırken, aynı çemberlerden nasel geometrisinden uzaklıkları tekrar sırasıyla 10 ve 12.5 katına ayarlanmıştır. Bunun sebebi, akışın tam potansiyeline ulaşmasını sağlamaktır.



Şekil 4. Nümerik Hesaplama Bölgesi

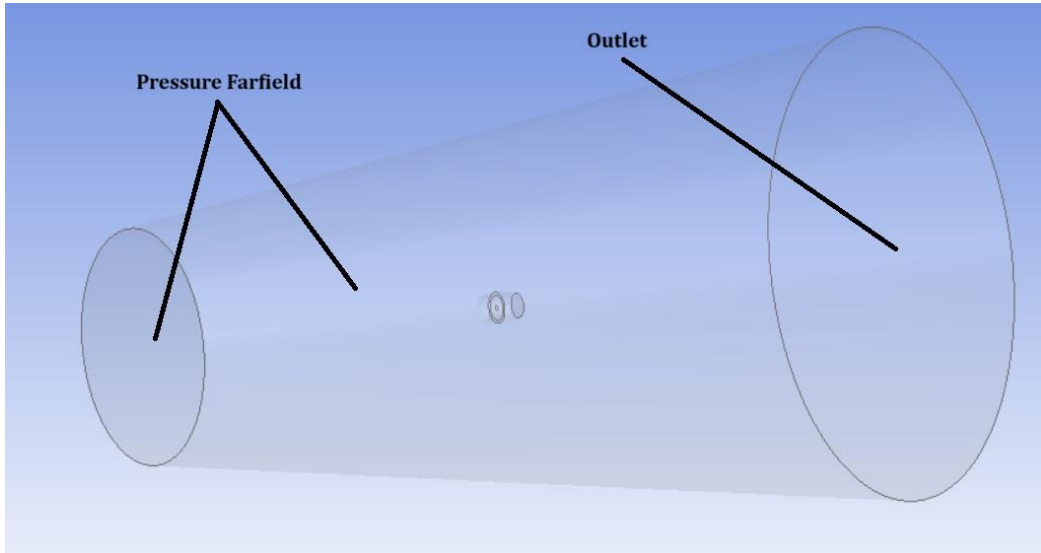
Akış hesaplamaları için yüzeylerde üçgen elemanlar, sınır tabakasında prizmalar ve akışkan alanının geri kalanında tetrahedra bulunan ağ tipi seçilir. Oluşturulan mesh yapısı, 0.18 ortogonal kalitesiyle analiz için kabul edilebilir bir durumdadır ve yaklaşık olarak toplam 4 milyon elemente sahiptir. Viskoz etkilerin doğru bir şekilde hesaplanması gerektiğinden sınır katmanındaki çözünürlük çok önemlidir. Bunu düzgün bir şekilde ele almak için, duvarlara normal yönde 40 prizma hücrelerinden oluşan bir katman atanmıştır. Bu katman 1.15 oranında kontrollü bir şekilde bir sonraki her hücre için giderek büyütülmüştür. y^+ değeri nasel geometrisinin sınırları boyunca yaklaşık olarak 1 değerindedir. Örgü yapısı Şekil 5'te farklı perspektiflerden gösterilmektedir.





Şekil 5. Ağ Yapısı

Aynı zamanda, akışın kontrol hacmine hangi bölgeden gelip hangi bölgeden çıktığı da aşağıdaki resimde gösterilmiştir. Pressure Farfield olarak adlandırılan bölge ön kısımdaki çemberi ve silindirin çevresini içermektedir ve Mach sayısına bağlı olarak sınır şartları ayarlanmaktadır. Outlet olarak isimlendirilen kontrol hacminin en arka bölgesindeki çember ise Pressure Outlet olarak tanımlanmıştır ve akış kontrol hacmini bu bölgeden terk eder.



Şekil 6. Kontrol Hacminin İsimlendirilmesi

NÜMERİK YÖNTEM

Gerekli akış simülasyonları Ansys Fluent 18.1 sürümü kullanılarak yapılmıştır. Analizler boyunca fan yüzeyindeki basınç değerinin yoğunluğa göre değişimini gözlemlemek için basınca dayalı analiz türü bu modele uygun değildir. Akış sıkıştırılabilir olduğundan bu çalışma boyunca yoğunluğa dayalı analiz türü seçilmiştir. Sıcaklığın viskozite üzerindeki etkisini anlamak için önceki Sutherland yasası etkinleştirilmiştir. Buna ek olarak, örtük formülasyon şeması da seçilmiştir. Kütle, momentum, enerji ve türbülans çözümleri için yakınsama kriteri olarak 10^{-5} değeri seçilmiştir.

Başlangıç analizi olarak, daha önce Şekil 1'de gösterilen P3, P4 ve P5'in hem dikey hem de yatay sapmaları parametrelendirilmiştir, ancak P2'nin referans eksenini üzerinde olması sebebiyle yalnızca dikey sapması parametrelendirilmiştir. Daha sonrasında, farklı geometrilerin incelenmesini sağlamak amacıyla aynı akış koşulları altında 80 farklı nokta varyasyonları oluşturulmuştur. Bu 80 farklı varyasyon, daha önce bahsedilen motor bölmesi şekli üzerindeki 7 parametrik noktanın değişimleri ile elde edilmiştir ve analiz, aynı koşullar altında 80 farklı numune için tekrarlanmıştır. Akış çözümü için fan yüzeyi, hedeflenen kütle akış debisine ve radyal denge basınç dağılımına sahip basınç çıkışı olarak seçilir. Kütle akış debisi şu şekilde verilir:

$$\dot{m} = \rho AV \quad (1)$$

Burada ρ yoğunluk, A fan bölgesinin yüzeyinin alanı ve V fan yüzü sınırına doğru ortalama aksenal hızdır. Fanın önünde yer alan döndürücüde (fan göbeği) ve nasel duvarlarında kaymaz adyabatik duvar koşulu uygulanmıştır. Seyir halindeki analizin sınır koşulları aşağıdaki tabloda verilmiştir. Seyir durumundaki basınç ve sıcaklık değerleri 10 km yüksekliğe dayanmaktadır.

Tablo 3. Sınır Koşulları

Değişken	Seyir Hali
Mach sayısı (Ma)	0.7
Toplam basınç (p)	26500 Pa
Toplam sıcaklık (T)	223.25
Hücum Açısı (α)	2°
Kütle Akış Debisi	643 kg/s

Yakınsama kriteri için basınç, momentum, enerji ve türbülans denklemleri 10^{-5} değerine ulaşana kadar yinelenir. Oluşturulan ağ ve uçuş koşulları için yakınsama yaklaşık 6300 iterasyondan sonra elde edilmiştir.

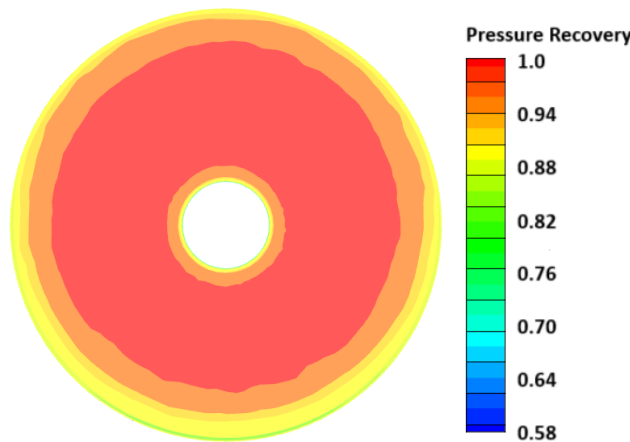
ANALİZ SONUÇLARI VE OPTİMİZASYON

Bu bölümde hem orijinal nasel gövdesi hem de optimal şekil için yapılan analizlerden elde edilen sonuçlar verilmekte ve kullanılan optimizasyon tekniği tartışılmaktadır. Optimizasyon ve tasarım arasındaki bağlantı da bu bölümde gösterilmektedir. Ayrıca fan yüzeyine gelen toplam basınç kazanım oranı, sürüklenme katsayısı gibi istenilen çıkış parametreleri verilmektedir. Toplam basınç kazanım oranının formülü aşağıda verilmiştir.

$$\eta = \frac{P_{total,fan}}{P_{total,\infty}} \quad (2)$$

Burada $P_{total,fan}$ ve $P_{total,\infty}$ değerleri sırasıyla fan yüzeyindeki toplam basınç ve toplam basınç değerleridir.

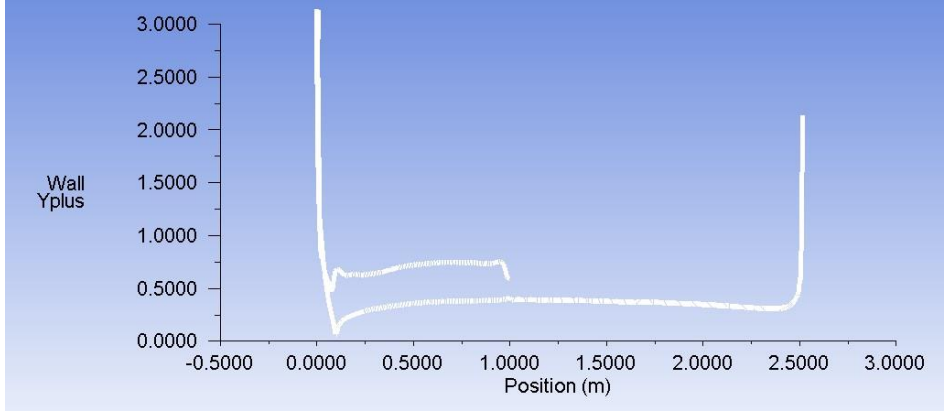
İlk olarak, seyir koşulundaki ana modelin sonuçları verilmektedir. Aşağıdaki şekilde toplam basınç geri kazanım oranı değerleri verilmektedir. Beklendiği gibi seyir sırasında hücum açısı değeri daha düşük olduğundan sınır tabakası daha ince ve fan üzerine gelen akış daha düzgün olmalıdır. Buradaki amaç, optimizasyon çalışmasıyla daha fan yüzeyine gelen akışın daha düzgün ve pürüzsüz dağılımını sağlamaktır.



Şekil 7. Seyir için Basınç Geri Kazanım Oranı Sonuçları (Ana Model)

Daha sonrasında, nasel yüzeyi üzerindeki sürüklenme katsayısının doğru bir şekilde hesaplanması için boyutsuz bir sayı olan y^+ değerinin duvar üzerinde aksenal konuma göre nasıl dağıldığı

göstermektedir. Maksimum y^+ değeri kabul edilebilir bir değer olan 3.18 olarak bulunmuştur. Bu değerin duvar üzerinde çoğunlukla 1'e yakın olduğu görülmektedir.



Şekil 8. Duvar Üzerindeki y^+ Dağılımları

Temel modeldeki akış analizlerinden sonra, aynı sınır koşulları ve akış çözümüne sahip 80 benzersiz nasel şekli tek tek analiz edilir ve bir matris oluşturulur. Bunun sebebi, yanıt yüzeyini oluşturmaktır. Yanıt yüzeyi, bir dizi tasarım değişkeninin çıktı değişkenleri üzerindeki etkisini tahmin etmek için kullanılan matematiksel bir modeldir. Bunu yapmanın amacı geometrik tasarım noktalarının varyasyonlarının hedefler üzerindeki etkilerini incelemek ve optimizasyon için bir ön fikir oluşturmaktır. Oluşturulan yanıt yüzeyi daha sonra bir optimizasyon aracına gönderilir. Bu çalışmada Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA) kullanılmıştır. Yanıt yüzeyi ile MOGA arasındaki bağlantı, yanıt yüzeyinin MOGA'ya istenen çıktılar için bir başlangıç noktası sağlamasıdır. Yanıt yüzeyi, tasarım değişkenleri ile yanıt değişkeni arasındaki ilişkiyi tahmin eder. Daha sonra MOGA, yanıt yüzeyinin tahminlerini kullanarak en optimum noktaları bulmaya çalışır. Aynı zamanda MOGA, yanıt yüzeyine göre yeni tasarım parametreleri önerir. Bu yeni tasarım parametreleri, yanıt yüzeyini güncellemek için kullanılır. Bu işlem, optimum tasarım parametreleri bulunana kadar devam eder.

Son olarak MOGA tarafından önerilen noktalar, doğrulama amacıyla Fluent analizi ile test edilir. MOGA tarafından önerilen tasarım noktalarında tahmin edilen çıktılar, akış analizinden elde edilen sonuçlara yakın ise algoritmanın düzgün çalıştığı ve optimize edilmiş bir şekil üretildiği söylenebilir. Aksi takdirde sürecin tekrarlanması gerekmektedir.

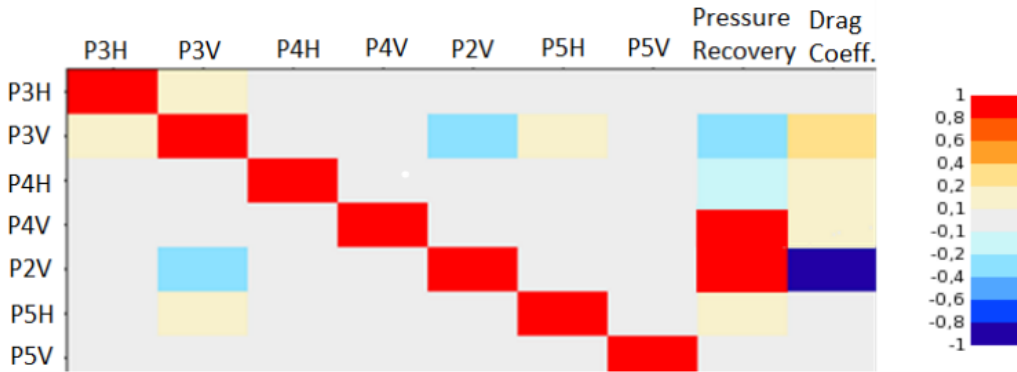
Tablo 4. Optimizasyon için Naseli Oluşturan Değişkenlerinin Aralıkları

Parametreler	Alt Sınır	Temel Geometri	Üst Sınır
<i>P2V</i>	0.76	0.7756	0.78
<i>P3H</i>	0.12	0.1459	0.18
<i>P3V</i>	0.73	0.7369	0.76
<i>P4H</i>	0.30	0.3264	0.35
<i>P4V</i>	0.75	0.7575	0.79
<i>P5H</i>	0.48	0.5018	0.52
<i>P5V</i>	0.76	0.7744	0.78

Yukardaki tablo, yanıt yüzeyinin oluşturulması için seçilen tasarım noktalarının alt ve üst sınırlarını göstermektedir. Hat sürekliliği probleminin önüne geçmek için nasel giriş bölgesinde çizimlerin eğrilik değerlerinin kademeli olarak değişmesinin sağlanması gerekmektedir. Yukarıdaki tabloda yer alan değerler hat sürekliliği sorunlarını önlemek amacıyla oluşturulmuştur. P3, P4 ve P5 noktalarının hem yatay hem de dikey ekseninde değişimleri incelenirken, P2 noktası çizimlere başlanırken referans noktaları olarak kabul edildiği için yalnızca dikey eksenindeki değişimi parametrize edilmiştir.

Daha sonrasında, şekli oluşturan parametrik noktalar ile çıkan analiz sonuçları arasındaki ilişki kontrol edilerek çıktı parametreleri için bir korelasyon oluşturulur. Korelasyon değerleri Şekil 10'da gösterilmektedir. Renk çubuğundaki değer pozitif 1'e yaklaştığında noktalar arasında güçlü bir

pozitif korelasyon olduğu belirtilirken, negatif 1'e yaklaşıldığında ise negatif bir korelasyon ortaya çıktığı belirtilmektedir.



Şekil 9. Tasarım Noktalarının Çıkış Parametreleri Üzerindeki Etkisi

Bu sonuçlardan basınç geri kazanım oranını arttırmanın en etkili yolunun P2 ve P4 kontrol noktalarındaki dikey değişiklikleri temsil eden P2V ve P4V noktalarında değişiklik yapmak olduğu görülmektedir. Bu noktalar nasel girişinin ön ve orta kısımlarındadır. Ayrıca P5H ve P5V noktalarının değiştirilmesi de basınç geri kazanımını artırabilir ancak P2V ve P4V varyasyonları kadar etkili değildir. Burada en kritik nokta P2 için dikey eksenindeki değişiklikleri temsil eden P2V olarak görünmektedir, çünkü bu noktada yapılacak değişiklikler basınç geri kazanım oranını önemli ölçüde artırabileceği gibi direnç katsayısı değerinin artması gibi istenmeyen bir sonuca da yol açabilir. Bu nedenle bu noktada yapılacak değişikliklerin analiz sonuçlarına göre dikkatle incelenmesi gerekmektedir.

Optimizasyon metodolojisinde kullanılan MOGA'nın avantajlarından biri de tasarım alanındaki farklı çözümleri keşfetme ve genetik algoritma ilkelerine dayalı olarak daha kapsamlı ve çeşitli sonuçlar sunma yeteneğidir [Smith ve John, 2023]. Bu algoritma potansiyel çözümleri temsil eden popülasyonlar oluşturur ve bu çözümleri çaprazlama ve mutasyon adı verilen işlemlerle çeşitlendirir. Şeklin parametreleştirilmesinden elde edilen her çözüm, farklı hedef fonksiyonların değerlerini temsil eder. MOGA, çözümleri "baskın" olarak sınıflandırarak hem popülasyondan hem de parametreleştirme analizi sürecinde yapılan çözümden daha iyi olanları seçerek ilerlemektedir. Bu sayede popülasyon içerisinde çeşitli ve uygun çözümler elde edilmektedir [Smith ve John, 2023].

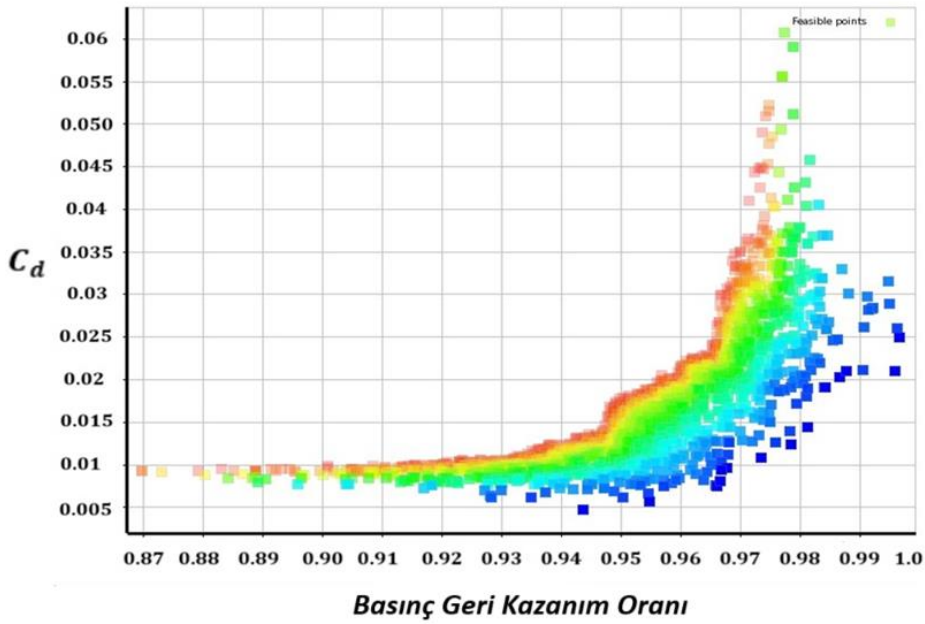
Tablo 5'te daha verimli çıktı sonuçları için MOGA'nın önerdiği aday noktalar yazılmıştır. Bu tablolar oluşturulurken MOGA tarafından verilen 3 aday noktanın koordinatları ve çıktı sonuçlarının tahmini değerleri verilmektedir. Bu kısımda vurgulanması gereken şey bu aday noktaların ve çıktı sonuçlarının doğrulanması gerektiğidir çünkü bunlar sadece optimizasyon algoritmasının tahmini değerleridir ve algoritmanın doğruluğunun kontrol edilmesi ve doğrulanması gerekmektedir. Doğrulama analizi sonrasında elde edilen değerler tahmin edilen değerlere yakın ise algoritmanın düzgün çalıştığı söylenebilir.

Tablo 5. Seyir Hali için Aday Noktaların Koordinatları

	Aday 1	Aday 2	Aday 3	Temel Model
P2V	0.7741	0.7718	0.7794	0.7756
P3H	0.1219	0.1238	0.1237	0.1459
P3V	0.7601	0.7600	0.7600	0.7369
P4H	0.3013	0.3008	0.3016	0.3264
P4V	0.7786	0.7770	0.7666	0.7575
P5H	0.5137	0.5041	0.4988	0.5018
P5V	0.7794	0.7801	0.7790	0.7744
Basınç Geri Kazanım Oranı	0.9712	0.9686	0.9602	0.9408
Sürüklenme Katsayısı	0.0328	0.0297	0.0218	0.0387

Ayrıca, amaç fonksiyonundaki ikinci öncelik olan olan nasele gövdesinin sürüklenme katsayısının düşürülmesi de incelenmiştir. Ancak, referans alınan tasarımın direnç katsayısı çalışması yapılmadığından literatürde herhangi bir bilgi bulunmamaktadır. Bu sebepten, literatürdeki yayınlar incelenerek seyir koşullarındaki nasele gövdesinin sürüklenme katsayısı hesaplanması ile ilgili fikir sahibi olunmuştur [Park ve Chuang, 2004], [Khan ve Quadri, 2020], [Dam ve Tooren, 2017]. Nasele gövdesinin sürüklenme katsayısı hesaplamalarında genellikle motor kaportasının eksenel yönde öngörülen motor alanı olarak tanımlanan ön alanı kullanılır [Kim ve Chuang, 2002], [Chuang ve Lee, 2000].

Bu yeni noktalar başlangıç örneklerinin, çaprazlamanın ve mutasyonun kombinasyonu ile oluşturulmuştur. Optimizasyon algoritmasının oluşturulmasını sağlayan yanıt yüzeyi bölümünde 80 farklı noktanın analizi yapılmış ve bu noktalar başlangıç örnekleri olarak kullanılmıştır. Daha sonra iterasyon başına örnek sayısı 200, maksimum 1000 iterasyon olacak şekilde seçilmiştir. Kümelerin ve popülasyonların içerisinde değerlendirilen nokta sayısı 10387 olarak gözlemlenmiştir.



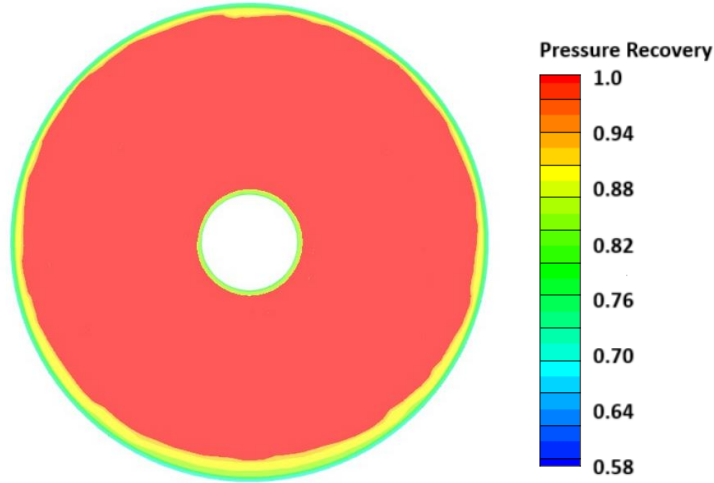
Şekil 10. Seyir Hali için Takas Tablosu

Şekil 10'da yeni popülasyonlarda oluşturulan noktaların sonuçlara yarattığı etkinin grafiğini göstermektedir. Yeşil alandan daha uzaktaki noktalar, bir hedefin değerinin pahasına iyileştirildiği, yani taviz veren tasarımları temsil eder. Örneğin, istenen bir hedef olan direnç katsayısı düşse bile, basınç geri kazanımı da düşer ki bu da arzu edilen bir durum değildir. Bunlar yeşil dışındaki renklerde de görülebilir. Mavi rengin hakim olduğu noktalarda basınç geri kazanım oranı neredeyse maksimum noktalardadır. Öte yandan bu noktalar tasarım açısından uygun olmayan, şekil üzerindeki eğriliklerin bozulabildiği noktalardır. Dolayısıyla bu noktalar olumlu sonuç anlamına gelmemektedir. Ayrıca kırmızı alan üzerinde duran noktalar da benzer davranış göstermektedir. Bu noktaların basınç geri kazanım oranı, uygun alan üzerinde duranlara göre daha yüksek olsa da nasele gövdesinin direnç katsayısı da bu bölüm için daha yüksektir, bu da bir amacın değerinin pahasına iyileştirildiği fikrini desteklemektedir.

Bununla birlikte, aynı basınç geri kazanım değerinde, algoritma, sürüklenme katsayısı temel modelinkinden daha düşük olsa bile, daha yüksek sürüklenme katsayılarına sahip noktaları önermektedir. Bu sorunun nedeni algoritmanın idealden uzak bir yerel optimuma takılıp kalması olabilir. Yani yanıt yüzeyinde yapılan analizlerdeki bazı sonuçların gerçeklikten uzak olması algoritmanın kafasını karıştırmış olabilir. Ancak sonuç olarak algoritmanın önerdiği uygun noktalardaki değerler temel modele göre daha optimaldir.

Bu bağlamda, MOGA'nın tahminlerinin doğruluğunu karşılaştırmak için Tablo 5'te bulunan Aday Nokta 1 noktasının oluşturduğu geometri aynı sınır koşullarında analiz edilir. Ayrıca optimizasyon

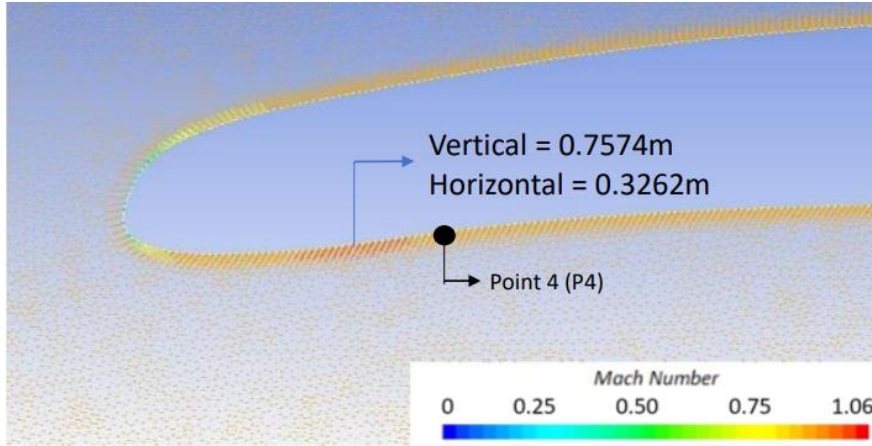
algoritmasının doğruluğu hem tırmanma hem de seyir koşulları için oluşturulmuştur. Bu doğrulama analizlerini gerçekleştirirken daha önce de belirtildiği gibi yalnızca Aday Nokta 1 kullanılır. Bu sonuçlar bir sonraki sayfada paylaşılmaktadır.



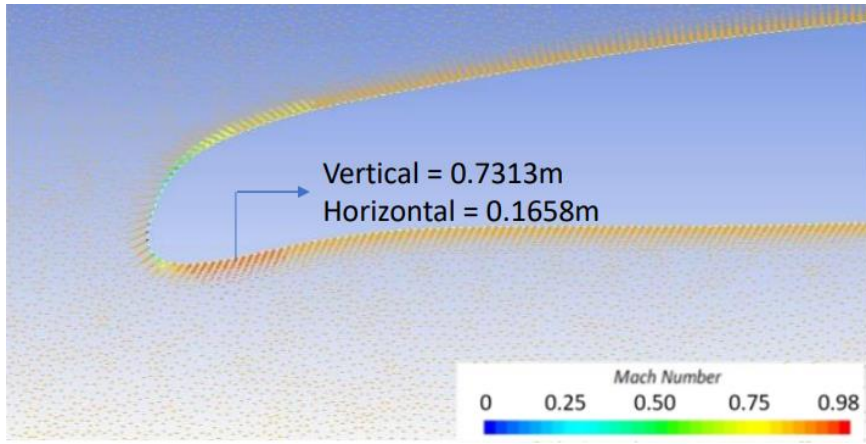
Şekil 11. Aday Nokta 1'in Fan Yüzeyindeki Basınç Geri Kazanımı Oranları

Şekil 11, Aday Nokta 1'in koordinatları kullanılarak oluşturulan nasel geometrisinin fan yüzeyindeki basınç geri kazanım oranının analizlerle doğrulandığını göstermektedir. Bu şekil temel modelle karşılaştırıldığında basınç geri kazanım oranının optimize edilmiş şekil için daha düzgün dağıtıldığı ve daha düşük toplam basınç geri kazanım değerlerine karşılık gelen mavi alanların yoğunluğunun önemli ölçüde ortadan kaldırılabilirliğini göstermektedir. Sonuç olarak, optimum model için basınç geri kazanım oranı ana modele kıyasla %3.02 oranında artırılmıştır ve değer 0.9693 olarak gözlemlenmiştir.

Aynı zamanda, her ne kadar amaç fonksiyonun içinde olmasa bile nasel üzerindeki maksimum Mach sayısının gözlemlendiği bölge koordinatları ile birlikte Şekil 12 ve Şekil 13'te verilip sonuçlar karşılaştırılmıştır.



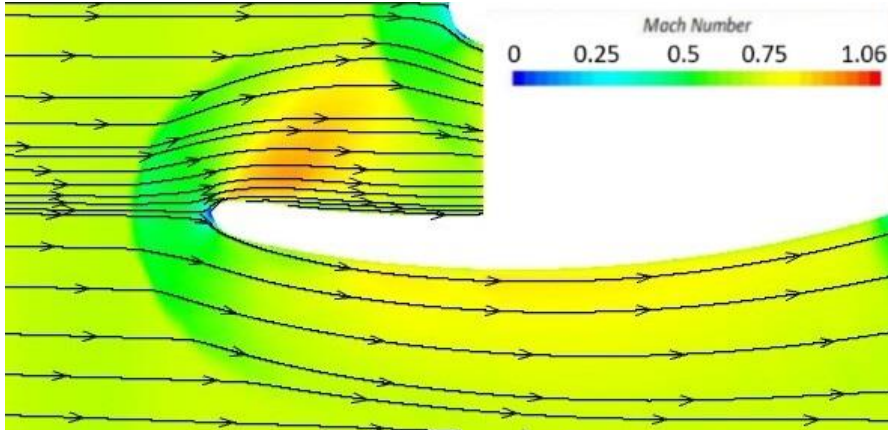
Şekil 12. Seyir Halindeki Temel Model için Giriş Bölgesindeki Hız Vektörleri



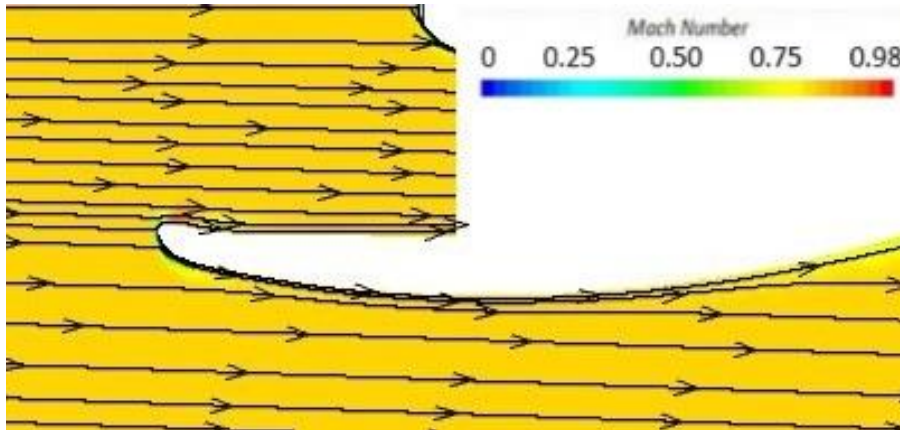
Şekil 13. Seyir Halindeki Optimum Model için Giriş Bölgesindeki Hız Vektörleri

Giriş bölgesinde gözlemlenen maksimum Mach sayısı, tasarım noktalarının optimal seçimiyle iyileştirilebilir. Şekillerden, optimal tasarımda (Şekil 13), girişin burun bölümü eğriliğinin, literatürde bulunan şekil ile benzerlik gösteren, hafifçe aşağı doğru eğimli olduğu görülebilmektedir [Majic, Efraimsson ve O'Reilly, 2016]. Ayrıca maksimum Mach sayısının bulunduğu bölgenin koordinatlarının geriye doğru kayması da literatürde bulunan şekil ile benzerlik göstermektedir [Majic, Efraimsson ve O'Reilly, 2016]. Sonuç olarak, optimum tasarım için, nasele giriş bölümünde gözlemlenen maksimum Mach sayısının, seyir aşamasında %6.65 düştüğü gözlemlenmektedir.

Ayrıca seyir durumu için temel modeldeki ve optimum modeldeki oluşturulan akım çizgileri Şekil 14 ve Şekil 15'te gösterilmiştir. Hücum açısı değeri çok küçük olduğundan akış ayrımı beklenmemektedir ve figürler de bu durumu desteklemektedir.



Şekil 14. Seyir Aşaması için Temel Tasarımdaki Akış Çizgileri



Şekil 15. Seyir Aşaması için Optimum Tasarımdaki Akış Çizgileri

SONUÇ

Bu çalışmada, literatüre dayalı bir turbofan motor geometrisinin hava girişi için, Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA) kullanılarak seyir halindeki toplam basınç geri kazanım oranı ve sürüklenme katsayısı parametreleri dikkate alınarak, aerodinamik şekil optimizasyonu çalışması yapılmıştır. Temel giriş şeklini tanımlamak için toplam 7 farklı kontrol noktası kullanılmıştır. Optimizasyon çalışmasındaki akış çözümleri, Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılarak ticari bir çözücü olan Fluent üzerinden gerçekleştirilmiştir. MOGA algoritmasının ihtiyaç duyduğu yanıt yüzeyini oluşturmak için 80 farklı geometrik şekil üzerinde akış çözümleri elde edilmektedir. Her bir örnek noktanın analiz sonuçları üzerindeki etkilerini anlamak için kontrol edilir. Daha sonrasında, optimizasyon algoritmasının oluşturduğu kümelerin içerisinde mutasyonlar ve kombinasyonlar gerçekleştirilerek yeni yeni nokta kümeleri oluşturulur ve içlerinden optimum model oluşturacağı düşünülen 3 farklı nokta algoritma tarafından önerilir. Karşılaştırma analizinde doğrulama için 1 numaralı aday nokta seçilir. Daha sonrasında, fan yüzeyi üzerindeki basınç geri kazanımının analizlerle desteklendiği zaman seyir anında %3.02 oranında arttığı gözlemlenmiştir. Ayrıca sürüklenme katsayısı seyir anında %17.32 oranında azaltılmıştır. Nasel gövdesi üzerindeki maksimum Mach sayısı amaç fonksiyonunda olmasa bile sonuçlar gözlemlenir ve maksimum Mach sayısının nasel girişinde seyir anında %6.65 oranında düştüğü gözlemlenmiştir. Genel olarak, RANS akış çözümlerini kullanan, kullanılan Çok Amaçlı Genetik Algoritmanın (MOGA), bir turbofan motor girişinin şekil optimizasyonunda yararlı sonuçlar ürettiği gösterilmiştir.

Kaynaklar

- Smith, John. "Multiobjective Genetic Algorithm" ScienceDirect, May 2023
- Andrea Magrini, Denis Buosi, Ernesto Benini and Christopher Sheaf. (2021) Ultra-High Bypass Nacelle Geometry Design Space Exploration, National Aeronautics and Space Administration, AIAA 2021-0990
- K.S. Anisimov, A.A. Savelyev (2016) Aerodynamic Optimization of Airplane Propulsion System Within the Framework of Agile Project, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, South Korea
- Majić, Efrainsson and J. O'Reilly (2016) Potential Improvement of Aerodynamic Performance by Morphing the Nacelle Inlet, Aerospace Science and Technology Journal, pages 122-131
- Heidebrecht, Stankowski and MacManus. (2016) Parametric Geometry and CFD Process for Turbofan Nacelles, Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2016- 57784
- Songyang Li and Yongjian Zhong. (2016) A Turbofan-Engine Nacelle Shape Design and Optimization Method for Natural Laminar Flow Control, ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2016-57463
- Andrey Savelyev, E.S. Matyash, A.V. Shenkin. (2016) Nacelle Design and Optimization for Ultra High Bypass Ratio Turbofan, Greener Aviation Conference
- Andrey Savelyev, Sergey Mikhaylov and N.A. Zlenko. (2014) Aerodynamic Inlet Design for Civil Aircraft Nacelle, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014
- Khan, M., Quadri, S., Nacelle Drag Prediction Using Computational Fluid Dynamics, AIAA Journal of Aircraft, 57(2), 337-348, 2020.
- Van Dam, C.P., van Tooren, M.J.L., Drag Estimation of Nacelles for Commercial Aircraft, SAE International Journal of Aerospace, 126(1), 25-34, 2017.
- C.M. Chuang, K.C. Lee. Aerodynamic Performance of Nacelles for Commercial Aircraft. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 37(1), 105-114, 2000.
- H.J. Kim, C.M. Chuang. Drag Reduction of Nacelles by Vortex Generators. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 39(1), 118-126, 2002.
- J.H. Park, C.M. Chuang. Effect of Nacelle Shape on Aerodynamic Performance and Noise Generation. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 41(1), 124-133, 2004.