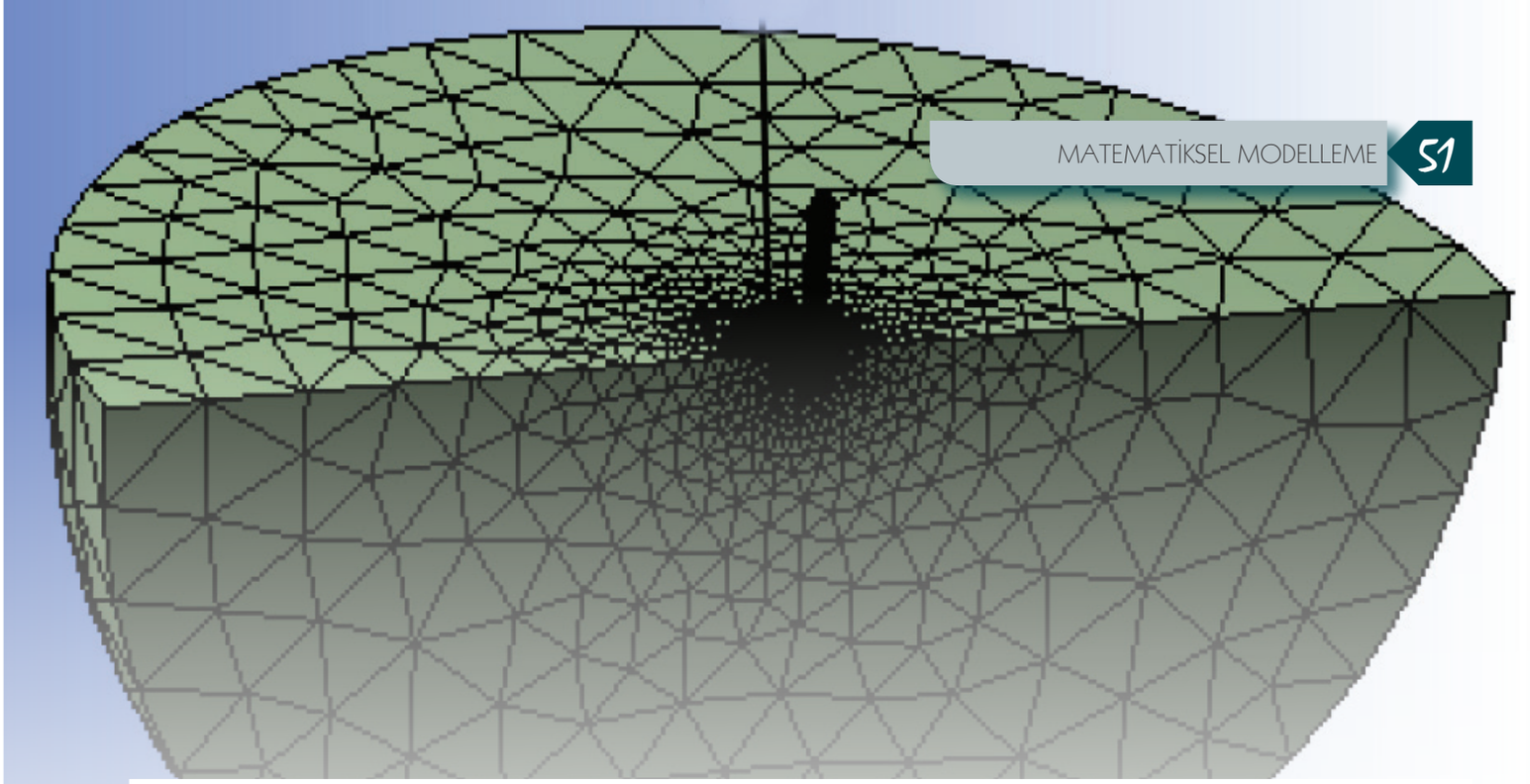


SESALTI PİTOT HAVA ALIĞI ÜZERİNE HAD TABANLI TASARIM OPTİMİZASYONU

Beytullah Güngör[1], Sergen Uysal[2], Melike Nikbay[3]

1. GİRİŞ

Havacılıkta bir ürünün aerodinamik tasarım boyutlandırmaları yapılırken dört farklı yöntem kullanılır. Bunlar; analitik hesaplamalar, sonlu hacim yöntemi (FVM) hesaplamaları, rüzgâr tüneli testleri ve uçuş testleridir. Analitik hesaplamalar genel olarak teorik ve tarih boyunca yapılan tasarımlarla geliştirilmiş olan ampirik yöntemlerden oluşmaktadır. Bu yöntem maliyet olarak çok düşük olmasıyla birlikte belirsizliği yüksektir. Bu sebepten analitik hesaplamalar, genel olarak tasarımın ilk aşamasını oluşturur ve ilk boyutlandırmaların hesabında kullanılır. Sonlu hacim yöntem hesaplamaları, uçuş ve rüzgâr tüneli koşullarını modellemek için kullanılır. FVM ("Finite Volume Method") maliyet açısından rüzgâr tüneli ve uçuş testlerinden çok daha düşük olmasıyla birlikte doğruluk oranı yüksektir. FVM ile yapılan tasarımın rüzgâr tüneli ve uçuş testleri yapılır. Sonrasında rüzgâr tüneli ve uçuş test sonuçları ile FVM analizleri iyileştirilerek tasarımdan istenen performanslar elde edilene kadar bu döngü süreci devam eder ve tasarım son haline ulaştırılır [1].

Bu çalışmada, sonlu elemanlar yöntemi ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği modellemesiyle askeri jet eğitim uçaklarında kullanılan sesaltı pitot alığının giriş kesit alanı üzerinde aerodinamik tasarım optimizasyonu yapılmıştır. Tasarımın ilk boyutlandırmaları literatür araştırması ile belirlenmiş ve tepki yüzey metodolojisi ile optimizasyon yapılmıştır. Optimizasyon çalışması için alık girişi kesiti, dış alan, koniklik oranı ve açıklık oranı tasarım paramet-

[1] Öğrenci, İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü - *gungorb15@itu.edu.tr*

[2] Sanayii Danışmanı, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. - *sergen.uysal@tai.com.tr*

[3] Prof. Dr., Öğretim üyesi, İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi - *nikbay@itu.edu.tr*

releri kullanılarak bütün geometriler parametrik bir şekilde oluşturulmuştur. Sonrasında bu geometrilerin HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri, yüksek başarımlı bilgisayarlar ile yapılmış ve tepki yüzey yöntemi ile sonuç yüzeyi oluşturularak tasarım parametrelerinin performansa etkisi incelenmiştir. Optimizasyon analizi ile en başarılı üç geometri elde edilmiş ve geometrilerin akış analizleri tekrar yapılarak tepki yüzeyinin doğruluğu kanıtlanmış ve en yüksek performanslı geometri, son tasarım için seçilmiştir. HAD analizlerinin sonuçlarının doğruluğunu kanıtlamak ve analiz ayarlarını belirlemek amacıyla geçerli kılma çalışması yapılmıştır. Geçerli kılma çalışması, motor alığının aerodinamik arayüz düzlemi (AIP – "Aerodynamic Interface Plane") çapı ile boyutsuzlaştırılarak yapılmıştır. Bu sayede geçerli kılma çalışmasındaki boyutlandırmalar aynı şekilde tasarım geometrilerine de uygulanarak aynı doğrulukta analiz sonuçlarının elde edilmesi hedeflenmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Proje kapsamında pitot hava alığı, HAD analizi ve tepki yüzey yöntemi hakkında literatür araştırması yapılmıştır.

2.1 Pitot Hava Alığı

Pitot girişi basitçe öne bakan bir deliktir. Sesaltı hızlarda çok, düşük sesüstü hızlarda ise oldukça yüksek performansta çalışır. Süpersonik uçuş için kullanıldığında "normal şok alık" olarak da adlandırılır. Pitot hava alığı dudak ("lip") ve difüzör kısımlarından oluşmaktadır. Alık performansını belirleyen faktörler şunlardır; toplam basınç korunumu (PR – "Pressure Recovery"), alık sürükleme kuvveti ve toplam basınç bozuntu katsayısı (DC – "Derstortion Coefficient"). Alığın görevi, içine giren akışı toplam basınç kaybına uğratmadan AIP'e getirmektir.

PR, AIP'teki toplam basıncın dış ortam toplam basıncına oranı ile elde edilir. Motorun en önemli performans parametresidir ve tasarımdaki hedef bu değeri maksimize etmektir. Çünkü AIP'teki toplam basınç ne kadar fazla olursa motor performansı o kadar artmaktadır.

Bir diğer performans parametresi alık sürükleme kuvvetidir. Alık sürükleme kuvveti (D) ne kadar az olursa motorun bağlanmış itkisi o kadar yüksek olacağı için alık sürükleme kuvvetinin azalması motorun performansında artış sağlayacaktır. D, dudak ile difüzör duvarlarındaki oluşan basınç ve viskoz kuvvetlerin akış yönündeki bileşeni ile hesaplanmaktadır.

DC parametresi, akışın AIP'teki toplam basıncının dağılımı hakkında bilgi verir. AIP toplam basınç dağılımının bir bölgedeki eşitsizliği motorun ömrünü ve performansını azaltmaktadır. DC, AIP üzerinde daire dilimlerinin ortalama toplam basınçları kullanılarak hesaplanır. Hesaplandığı daire dilimi derecesi ile de isimlendirilir. Yaygın olarak kullanılan DC parametreleri şunlardır; DC120, DC90, DC60. Bu çalışmada performans kriteri olarak geçerli kılma çalışmasıyla da benzerlik göstermesi için DC60 parametresi kullanılmıştır. DC60 parametresi, AIP yüzeyindeki 60 derecelik daire dilimleriyle eşitlik (1) ile hesaplanır. P_{taip} AIP'in tamamının ortalama toplam basıncı, P_{t60} 60 derecelik daire dilimlerinin minimum ortalama toplam basıncı ve q_{aip} ise AIP'teki dinamik basınçtır [2].

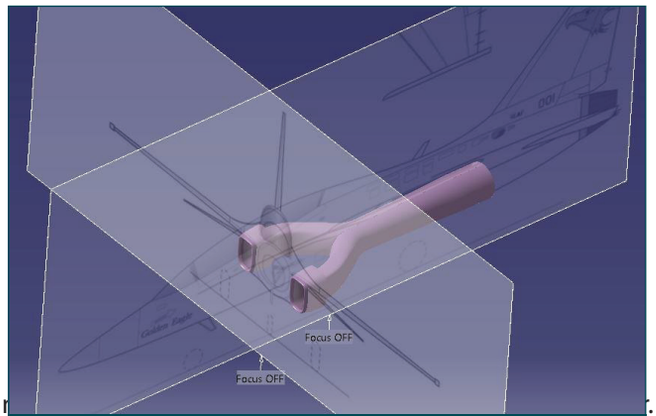
$$DC60 = \frac{(P_{taip} - P_{t60})}{q_{aip}} \quad (1)$$

2.1.1 Geometri

Optimizasyon çalışması yapılacak geometriyi belirlemek için bir literatür taraması yapıldı ve sesaltı pitot tipi hava alığı kullanan jet eğitim uçakları araştırıldı. Geometriyi belirlemek için jet eğitim uçakları üzerine benzer uçak çalış-

Tablo 1. Uçak Alık Konfigürasyon Tablosu

Uçak	Konfigürasyon		
	Motor sayısı	Alık türü	Difüzör şekli
Mitsubishi F-2B	1 motor	Chin alık	S-şekilli
T-38 Talon	2 motor	Kanat-üstü alık	S-şekilli
KAI T-50	1 motor	Armpit alık	Y-şekilli
JF-17 Thunder	1 motor	Yan alık	Y-şekilli
Hurjet	1 motor	Armpit alık	Y-şekilli
T-45 Goshawk	1 motor	Kanat-üstü alık	Y-şekilli
Yak-130	2 motor	Armpit alık	S-şekilli
Chengdu J-10S	1 motor	Chin alık	S-şekilli



Şekil 1. Optimizasyon Geometrisi

Tablo 1'deki konfigürasyonlar arasından yaygın kullanıma sahip Y şekilli "armpit" alık tipi seçilmiştir. Optimizasyon çalışmasında uçuş koşulları ve difüzör boyutlandırmaları KAI T-50 uçağının özelliklerine göre belirlenmiştir. KAI T-50 uçağı "Korea Aerospace Industries" (KAI) ile Lockheed Martin tarafından geliştirilen bir ileri seviye eğitim ve hafif savaş uçağıdır. Uçağa itki kuvvetini F404 motoru sağlamaktadır. Alığın dudak profili olarak ise yüksek sesaltı hızlarda kullanılan NACA 1 serisi ailesinden olan RAE M2129 hava alığının profili kullanılmıştır. Şekil 1'de gösterildiği gibi, alık geometrisi KAI T-50 uçağının ulaşılabilir durumda olan ve EK A'da gösterilen taslağı kullanılarak modellenmiştir.

2.1.2 Uçuş Koşulu

Bu çalışmada, optimizasyon çalışması seyir uçuş koşulunda yapılmıştır. Seyir uçuş koşulu bir jet eğitim uçağının görev zarfının en uzun kısmını oluşturan koşuldur. Bu uçuş koşulu verileri Kimberly ve diğerleri tarafından yapılan Flight-Determited Engine Exhaust Charesteritics of an F404 Engine in an F-18 Airplane çalışmasındaki art yakıcısız %80 itki seviyesinde gerçekleştirilen test noktasındaki verilerden elde edilmiştir [3]. Tablo 2'de gösterilen uçuş koşulları, analizlerde her geometri için sınır koşullarını belirlemektedir.

Tablo 2. Optimizasyon Analizi Uçuş Koşulu Sınır Koşulları [3]

Uçuş Koşulu	Yükseklik (feet)	Uçuş Mach	Hücum açısı (°) (deg)	Atmosfer T_{statik} (K)	Atmosfer P_{statik} (Pa)	AIP Mach	AIP Hızı (m/s)	AIP T_{statik} (K)
Seyir	22300	0,75	2	217,4	27143	0,42	136,3	262,2

2.2 HAD Analizi

Bu çalışmada akış simülasyonu Fluent ile modellenmiştir. Fluent yazılımı, geniş fiziksel modelleme yeteneğine sahip olup akış, türbülans, ısı transferi hesaplarını analiz etme olanağı sağlamaktadır. Şimdiye kadar gerçekleştirdiği analizlerde yüksek doğruluk sağlayan, piyasada yaygın bir kullanıcı kitlesine sahiptir. Tasarım çalışmasına başlamadan önce ilk olarak geçerli kılma çalışması yapılmıştır. Geçerli kılma çalışmasının amacı, tasarımda kullanılacak analiz kurulum ve ayarlarının doğruluğunu deneysel verilerle kanıtlamaktır. Böylece tasarımda kullanılacak analiz yönteminin güvenilirliği sağlanacaktır.

Geçerli kılma çalışması için literatür taraması yapıldı ve S-şekilli hava alıkları üzerine yapılan deneysel çalışmalar araştırıldı. Araştırmalar sonucunda AGARD'ın ("The Advisory Group for Aerospace Research and Development") "Air Intakes for High Speed Vehicle" isimli raporundaki DP3537 isimli test noktası, geçerli kılma çalışması için seçildi [4]. Bu deneysel çalışma, Royal Aircraft Establishment (RAE) şirketi tarafından üretilen sesaltı hava alığı Model 2129 (M2129) üzerinde yapılmıştır.

2.3 Optimizasyon Yöntemi

Bu çalışmada tasarım optimizasyonu Tepki Yüzey Yöntemi (RSM – "Response Surface Method") ile yapılmıştır. Tepki Yüzey Yöntemi, istatistiksel ve matematiksel tekniklerin bir arada kullanıldığı bir yöntemdir. RSM, bağımlı değişkenin çok sayıda bağımsız değişkenden etkilendiği işlemlerin analizinde, modellemesinde ve tepkinin optimizasyonunda uygulanan bir seri deney prosedürüdür.

Bu çalışma çerçevesinde elde edilen geometriler PR, DC60 ve sürükleme kuvveti parametreleriyle Minitab istatistik programı kullanılarak değerlendirilmiş ve tasarım geometrisi elde edilmiştir. Minitab, alanında çok yaygın bir şekilde kullanılan bir istatistik analiz programıdır. Toplam Kalite Yönetimi, Süreç İyileştirme, Satış, Pazarlama,

Finans, AR-GE, vb. alanlarında çözüm sunabilmektedir. Bu çalışma kapsamında "Response Surface" araçları ile Tepki Yüzey Yöntemi analizlerinde kullanılmak üzere tercih edilmiştir.

3. HAD ANALİZİ

Bu başlık altında, tasarımda kullanılacak akış analizi ayarlarının hazırlanış aşamaları işlenmiştir. Akış analizinin çözücü ve mesh ayarları geçerli kılma çalışması ile belirlenmiştir.

3.1 Geçerli kılma

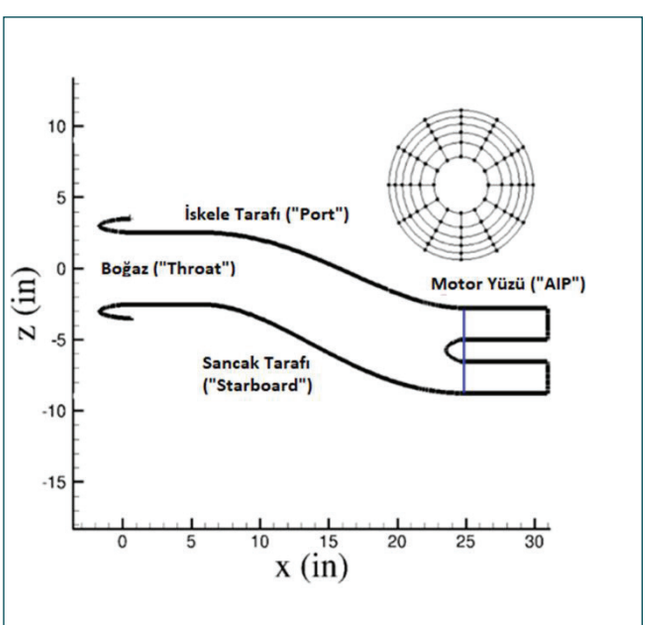
Geçerli kılma çalışmasında kullanılan RAE-M2129 geometrisi Şekil 2'de gösterilmiştir. Bu alık dairesel bir giriş kesitine ve AIP kısmına kadar S-şekilli difüzöre sahiptir. Difüzörün geometrisi, tünel boyunca kesitlerinin merkez ve çap denklemleri ile denklem (2) ve (3) kullanılarak oluşturulmuştur [3]. Dudak profili ise Şekil 2'de gözüken taslaktan Plot Digitizer programı ile elde edilmiştir. M2129 modeli simetri ekseni boyunca kesilerek yarım geometri ile analiz edilmiştir. Böylece analiz süresini azaltmak hedeflenmiştir. AGARD raporundan alınan girdi verileri Tablo 3'te gösterilmiştir. Bu veriler izantropik bağıntılar kullanılarak analizde yer alan sınır koşulları hesaplanmıştır. Bu değerler de Tablo 3'te gösterilmiştir.

$$z = 0.15\left[1 - \cos\left(\pi \frac{x}{L}\right)\right] \tag{2}$$

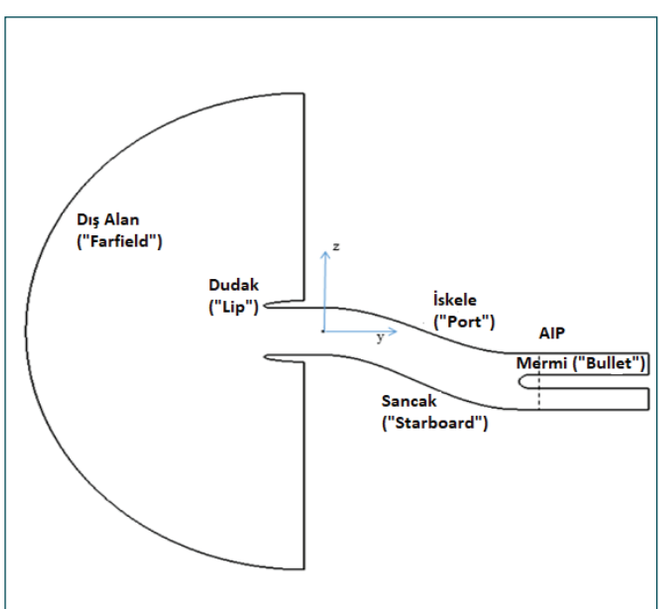
$$\left(\frac{R - R_{throat}}{R_{AIP} - R_{throat}}\right) = 3\left(1 - \frac{x}{L}\right)^4 - 4\left(1 - \frac{x}{L}\right)^3 + 1 \tag{3}$$

Tablo 3. DP3537 Deneysel Çalışma Sınır Koşulları

Test Case 3.2 (DP3537) [4]		
Deney verileri	Toplam Basınç (in Hg)	29,865
	Toplam Basınç (Pa)	101134,51
	Toplam sıcaklık (K)	293
	Uçuş Mach Sayısı	0,21
	AIP Mach Sayısı	0,304
	PR	0,9897
	DC60	0,226
Dış akış çıktıları	Statik Sıcaklık (K)	290,43833
	Dış Akış Hızı (m/s)	71,738325
	Statik Basınç (Pa)	98073,454
AIP çıktıları	Statik Sıcaklık (K)	287,6827
	Hız (m/s)	103,35594



Şekil 2. RAE M2129 Hava Alığı Modeli [3]



Şekil 3. Geçerli Kılma Analizi Sayısal Model Akış Alanı

3.1.1 Nümerik model

Geçerli kılma çalışması HAD yöntemiyle Ansys Fluent kullanılarak modellenmiştir. Deneysel test düzeneği sesaltı sıkıştırılabilir akış bölgesindedir. Deney koşulları ile Reynolds hesabı yapıldığında akışın sıkıştırılabilir ve türbülanslı bölgede olduğu hesaplanmıştır. Bu yüzden akış dinamik modellemesi Reynolds-Averaged Navier-Stokes denklemleri ile yapılacaktır. Uygun türbülans modeli için yapılan araştırma sonucunda, Menzies Ryan D. D.'nın "Investigation of S-Shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics" adlı çalışmasında çeşitli türbülans modelleriyle RAE M2129 üzerine yaptığı geçerli kılmasında belirttiği üzere k-omega (ω) SST modelinin deneysel verilere en yakın sonuçları verdiği saptanmıştır [5]. K- ω SST iki denklemli "eddy viskozite" modelidir. Kayma gerilmesi transfer (SST- "Shear Stress Transport") denklemi iki modeli kombine olarak çalıştırır. SST duvara yakın ve sınır tabaka içindeki hesaplamalarda k- ω modelini kullanırken, duvardan uzaktaki serbest akış bölgelerinde k-epsilon (ε) modelini kullanmaktadır. K- ω modeli serbest akış modellemesi için fazla hassas olduğu için K- ω SST modeli tüm akış için uygun bir model sunmaktadır. Bu nedenle türbülans modeli olarak k-omega SST modeli seçilmiştir. Geometrilerin CAD çizimleri CATIA programı ile oluşturulup sonlu elemanlara ayrılarak Fluent ortamına aktarılmıştır.

Deneysel düzeneği sayısal olarak modellerken Şekil 3'te görülen dairesel bir dış alan ("farfield") tanımlanmıştır. Sonrasında dudak, iskele, sancak, mermi ve çıkış alanı olarak da AIP yüzeyleri ayrı ayrı tanımlanmıştır. Sınır koşulları, dış alan yüzeyinden Fluent'in "Pressure-farfield" ve AIP yüzeyinden ise "velocity-inlet" seçenekleri ile Tablo 3'teki değerler kullanılarak modellenmiştir. Dudak ve difüzör duvarlar ise "non-slip contidion wall" seçeneği ile modellenmiştir. Akışta yana kayma ve hücum açısı bulunmamaktadır ve bu yüzden şekildeki YZ düzlemine göre simetriktir. Bu yüzden geometri ağ yapısı oluştururken YZ ekseni ile kesilerek alığın yarısı modellenmiştir. Bu sayede analiz süresi yarıya inmiştir. Ek olarak, sayısal simülasyonun AIP'deki akışı daha iyi modellemesi için alık tüneli bir AIP çapı kadar uzatılmıştır. Ağ yapısı oluştururken, ağ yapısı kalite değerlendirmesi çarpıklık ("skewness") parametresi ile yapılmıştır. Bu parametre, bir hücredeki kenarlar arasındaki açı hesabıyla ağ yapısı kalitesini belirlemektedir. Fluent programın doğru hesaplama yapabilmesi için bu parametrenin maksimum değeri 0,94'ün altında olması gerekmektedir.

3.1.2 Ağ yapısı ("Mesh")

Geometri ağ yapısı Ansys'in ağ yapısı arayüzü kullanılarak oluşturulmuştur. Ağ yapısı oluşturmadaki dikkat edilen unsur en az sürede analizleri çözebilmek için minimum eleman sayısı ile geometriyi oluşturmaktır. Bunun için geometriden bağımsız olarak boyutsuz bir ağ yapısı bağımsızlığı çalışması yapılmıştır. Ağ yapısı bağımsızlığında bütün ölçüler AIP yüzey alanıyla boyutsuzlaştırılmıştır. Sınır tabaka hız dağılımını en doğru şekilde modellemek için Ansys'teki "Inflation" seçeneği ile bütün ıslak alana sınır tabaka ağı atılmıştır.

3.1.2.1 Sınır tabaka

Sınır tabaka, hız gradyanının çok yüksek ve viskozite etkilerinin baskın olduğu bölgedir. Bu bölge normal geometrinin olduğundan çok daha küçük elemanlara bölünmelidir. Akış tamamıyla türbülanslı olduğu için sınır tabaka ağ yapısındaki hedef, eleman boyutunu en küçük eddy boyutuna indirmektir. Sınır tabaka ağ yapısı Ansys ağ yapısı aracındaki "Inflation" komutundaki ilk katman kalınlığı ve bir büyüme katsayısı ile katlanarak üst üste dizilen katmanlar ile modellenmiştir. İlk katman kalınlığı Frank M.'nın Fluid Mechanics kitabından alınan eşitlik (3)-(8)'deki düz plaka sınır tabaka teorisi formülleri ile hesaplanmıştır [6]. Hesap yaparken ilk tabak kalınlığı akışın Reynolds sayısı en yüksek yerinden, sınır tabaka kalınlığı ise Reynold'un en düşük yerinden hesaplanmıştır. Böylece geometrideki ıslak alanların hepsine ayni "Inflation" ayarı ile ağ atılarak sınır tabaka ağ yapısı bütün geometride uygun hale gelmiştir. Hesaplar, duvar üzerinde 1 y^+ değerine ulaşma hedefiyle yapılmış ve 3,38571E-06 m ilk katman kalınlığı ile 1,2 büyüme oranıyla 30 katman ile sınır tabaka meshi oluşturulmuştur. Analiz sonuçlarında duvar üzerindeki y+ değerleri kontrol edilmiş ve Şekil 4'te görüldüğü üzere akışın boyunca hedeflenen 1 y^+ değerinin elde edildiği gözlemlenmiştir.

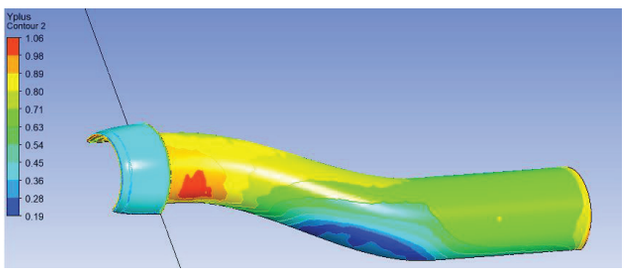
$$C_f = \frac{0.0026}{Re_x^{1/7}} \tag{4}$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f * \rho * U_\infty^2}{2} \tag{5}$$

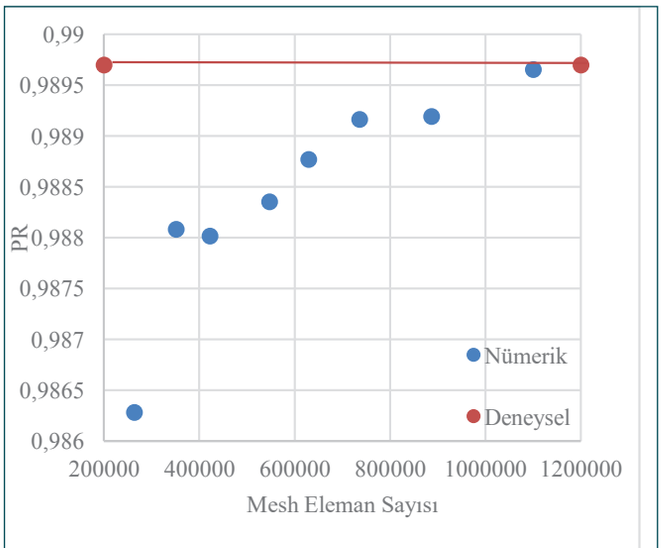
$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \tag{6}$$

$$\Delta s = \frac{y^+ * \mu}{U_{fric} * \rho} \tag{7}$$

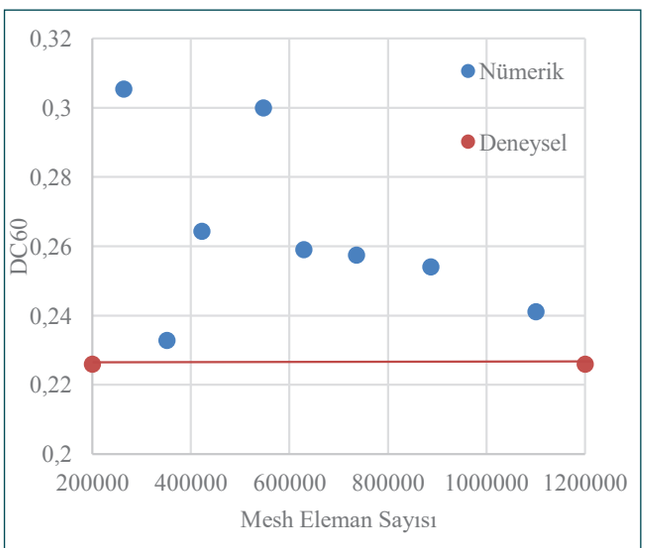
$$\delta = \frac{0.37 * L}{Re_x^{1/5}} \tag{8}$$



Şekil 4. Geçerli Kılma Analizi y+ Dağılımı



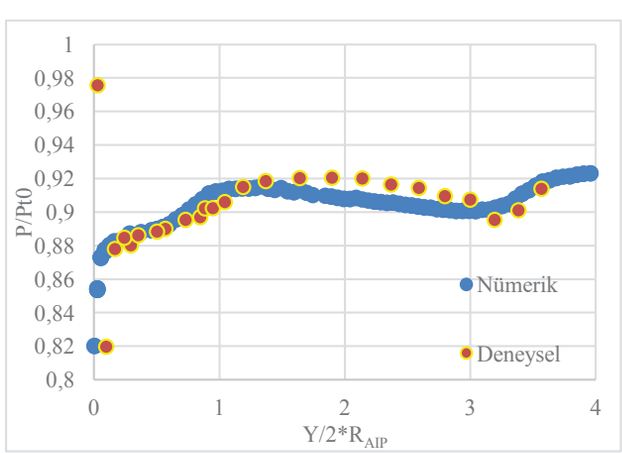
Şekil 5. Test Noktalarının PR Dağılımı



Şekil 6. Test Noktalarının DC60 Dağılımı

3.1.2.1 Ağ yapısı bağımsızlığı

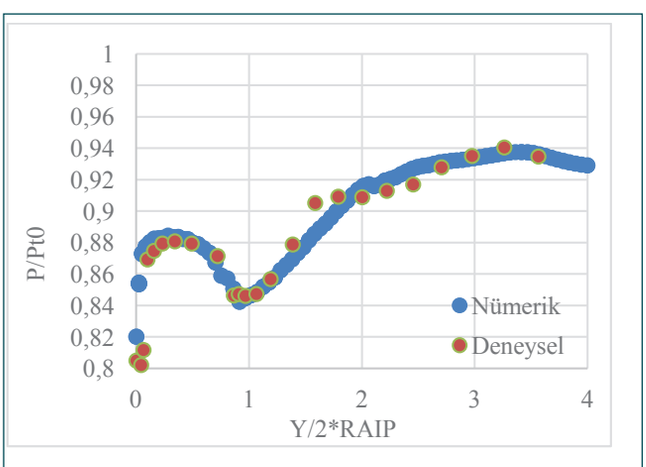
Ağ yapısı bağımsızlığı çalışmasında ilk olarak başarılı bir şekilde sonuç veren bir test noktası oluşturuldu. Sonrasında yeni analiz noktaları bu ağ yapısı özelliklerinin artan ve azalan katlarıyla elde edildi. Yeni test noktalarının ağ yapısı ayarlarındaki bütün uzunluklar aynı katsayı ile çarpılarak oluşturuldu. Böylece ağ yapısı kalitesinin analiz sonuçlarının doğruluğuna ne kadar etki ettiği gözlemlendi. Test ağ yapılarını oluşturan çarpan katsayısı ağ yapısını oluşturan eleman sayısında 100-200 bin elemanlık artış olacak şekilde ayarlandı. Tablo 4'te oluşturulan test noktalarının sonuçları deneysel verilerle karşılaştırılıp hata hesaplamaları yapılmıştır. Tablodaki PR ve bozuntu sonuçları incelendiğinde Test No 5'ten sonraki analizlerde ağ sayısı ne kadar artsa da hata oranındaki artış azalmaktadır. Motor alığının performansını belirleyen en önemli parametre, basınç korunumudur. PR, atmosferdeki akışın motor yüzeyine gelene kadar enerjisini ne kadar kaybettiğini gösterir. Şekil 5'te görüldüğü üzere Test No 5'de PR hatası %0,1 değerindedir ve nerdeyse deneysel sonuca yakınsamış durumdadır. DC60 parametresi AIP'teki akışın dağılımını göstermektedir ve zamana bağlı analizlerde doğru sonuç vermektedir. Bu yüzden bu çalışmada DC60 parametresi hata oranın büyüklüğü değil de hata değerinin bir değere yakınsaması ile değerlendirilecektir. Şekil 6'da görüldüğü üzere Test No 5'deki DC60 sayısı 0,25 değerine yakınsamıştır. Daha yüksek doğrulukta sonuç almak için gereken süre çok fazla artmaktadır.



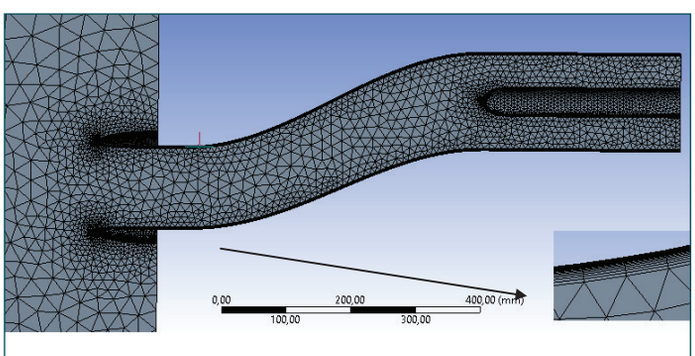
Şekil 7. Test No 5 Sancak Duvarı Statik Basınç Dağılımı

Tablo 4. Ağ Yapısı Bağımsızlığı Analiz Sonuçları

Test No	k	Mesh Eleman Sayısı	Maksimum Çarpıklık ("Skewness")	Analiz süresi (çekirdek*saat)	PR	DC60	PR % Hata	DC60 % Hata
1	1	547071	0,799	8	0,9884	0,3	0,135	32,74
2	1,25	422157	0,815	5,9	0,988	0,264	0,17	16,98
3	1,5	351318	0,797	5,8	0,9881	0,233	0,163	3,04
4	2	263675	0,82	4,7	0,9863	0,305	0,345	35,15
5	**0,9**	**629114**	**0,799**	**8,8**	**0,9888**	**0,259**	**0,093**	**14,63**
6	0,8	735922	0,813	10	0,9892	0,257	0,054	13,93
7	0,7	886770	0,814	14	0,9892	0,254	0,051	12,43
8	0,6	1100097	0,81	19	0,9897	0,241	0,004	6,7
Deneysel Sonuçlar[4]					0,9897	0,226		



Şekil 8. Test No 5 İskele Duvarı Statik Basınç



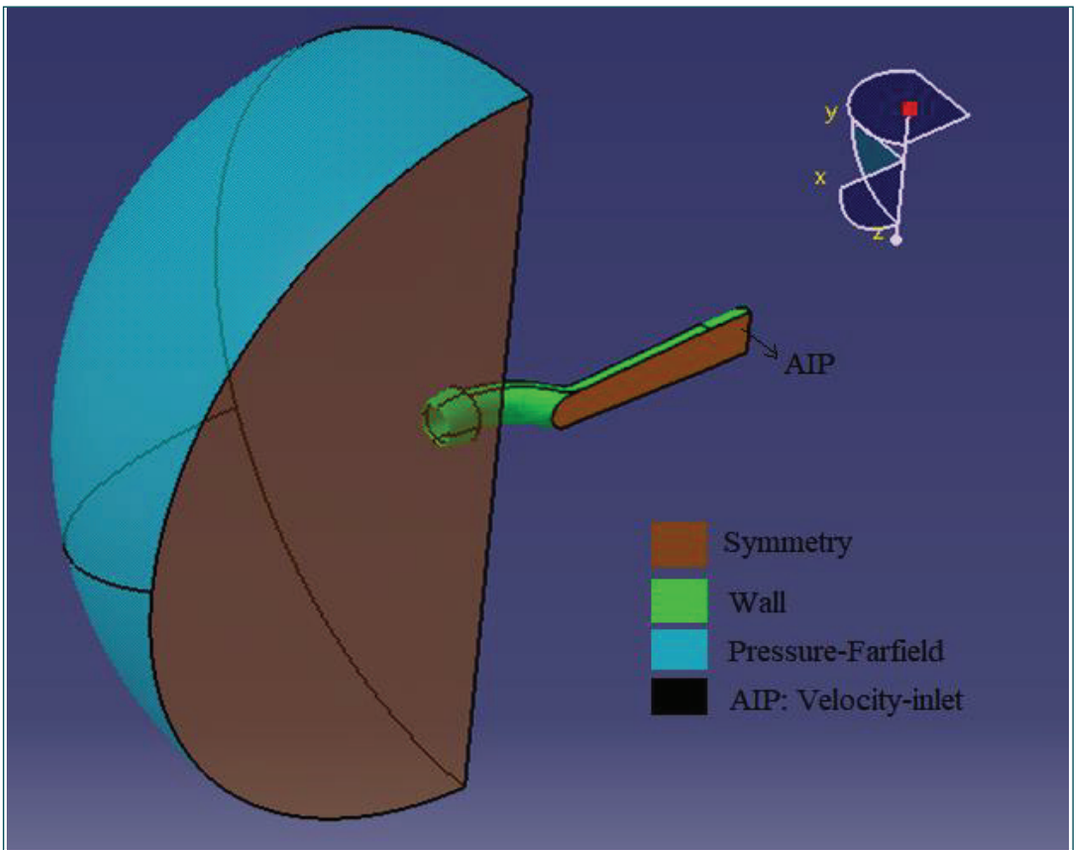
Şekil 9. Geçerli Kılma Analizi Son Ağ Yapısı

PR ve DC60 parametreleri motor yüzeyindeki akış hakkında bilgi vermektedir. Seçilen test noktası, tünel boyunca tüm akışı doğru modellemelidir. Deneysel çalışmada, model boyunca duvarlardaki statik basınç dağılımları boyutsuz bir şekilde verilmiştir. Bu değerler Plot Digitizer programı ile elde edilmiştir. Deneysel veriler ile Test No 5'deki dağılım Şekil 7 ve Şekil 8'de gösterilmiştir. Duvar boyunca basınç dağılımları incelendiğinde, Test No 5'in hava alığı difüzöründeki deneysel verilerle oldukça tutarlı bir şekilde modellediği görülmektedir. Sonuç olarak Test No 5 ağ yapısı özellikleri optimizasyon çalışmasında kullanılmak üzere seçilmiştir. Şekil 9'da, seçilen ağ yapısı gösterilmektedir.

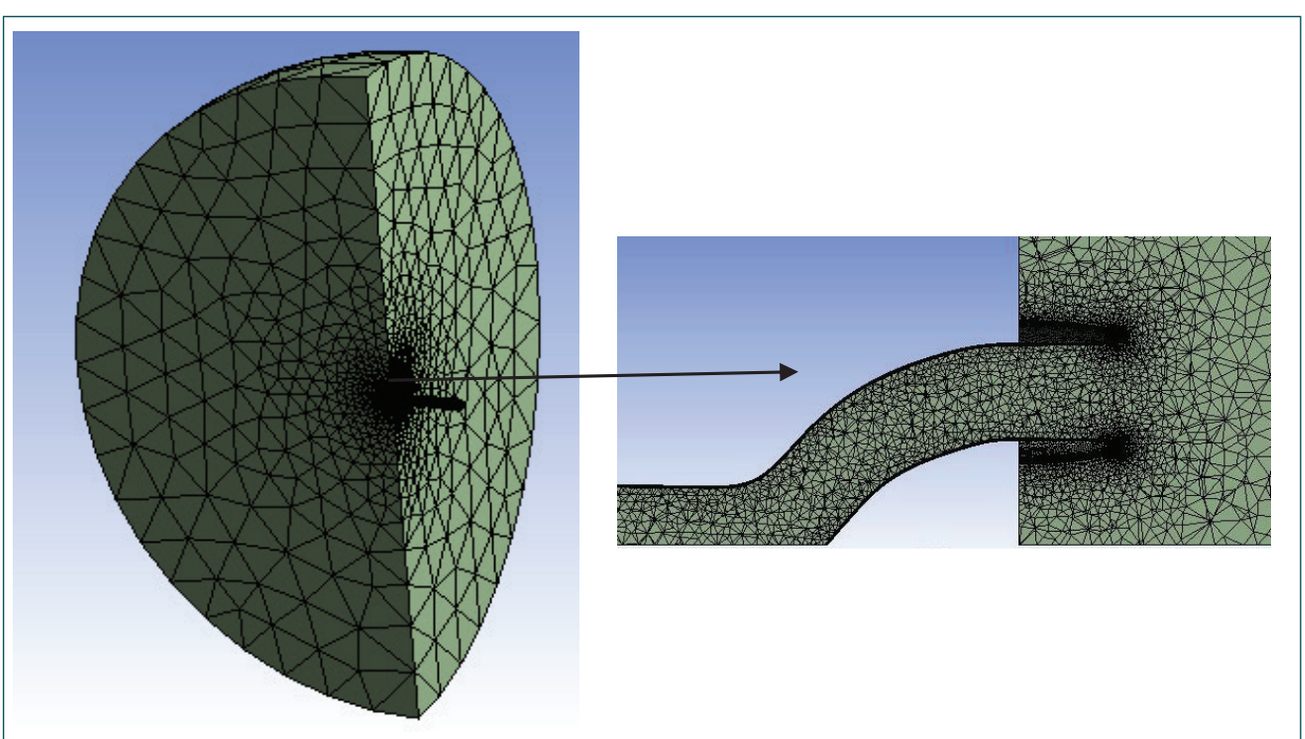
3.2 Tasarım Sayısal Modeli

Tasarım analizlerinin bütün ayarları geçerli kılma çalışmasıyla aynı teknik ile yapılmıştır. Analiz Fluent yazılımı ile k-omega SST türbülans modeli kullanılarak simüle edilmiştir. Sınır tabaka hesapları geçerli kılma çalışması da aynı şekilde yapılmış ve ağ yapısı bağımsızlığı çalışmasında seçilen test noktasındaki boyutlandırmalar tasarım geometrisindeki AIP çapı ile orantılanarak geometri ağ yapıları elde edilmiştir. Şekil 11'de, tasarım geometrisinin ağ yapısı gösterilmektedir.

Akış alanı Şekil 10'daki gibi oluşturulmuş ve Tablo 2'deki



Şekil 10. Tasarım Sayısal Modeli



Şekil 11. Tasarım Geometrisi Ağ Yapısı

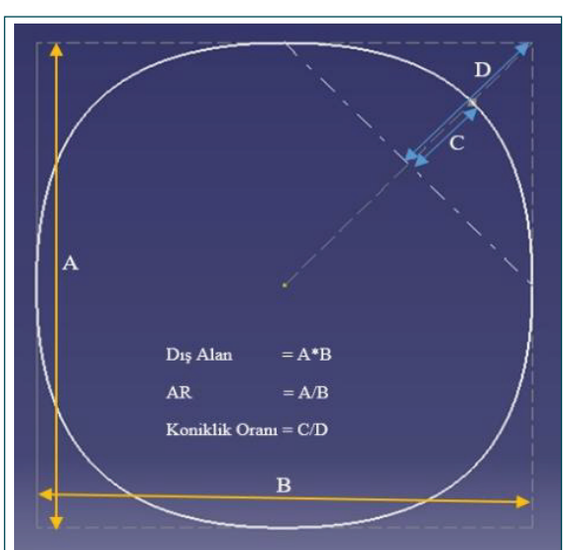
sınır koşulları uygulanmıştır. Uçuş koşulunda hücum açısı değeri olup, yana kayma açısı olmadığından akış XZ düzlemine göre simetrik olmasından dolayı geometrinin yarısı modellenmiştir. Alığın difüzörü, geçerli kılma çalışmasında olduğu gibi bir AIP çapı kadar uzatılmıştır. Sonuç olarak elde edilen ayarlar ile tasarım geometrisinin sayısal modeli oluşturulmuştur.

4. OPTİMİZASYON

Optimizasyon çalışmasında, Şekil 12'de gösterilen koniklik oranı, AR ve çevreleyen alan parametreleriyle 96 adet geometri oluşturulmuştur. Koniklik oranı 0,4142 olan daire ile kareye en yakın parametrik şekilde oluşturulabilen 0,85 değerleri arasında seçilmiştir. Dış alan değeri KAI T-50 uçağının alık girişini çevreleyen dikdörtgen alanın yüzde 25 aşağı ve yüzde 25 yukarı değerleri olarak belirlenmiştir. Bu parametrelerin sınırları Tablo 5'te gösterilmiştir.

Tablo 5. Tasarım Parametre Değerleri

Parametre	Minimum değeri	Maksimum değeri	Parametre sayısı
Koniklik oranı	0,4142	0,85	4
Açıklık oranı	1	2	4
Dış alan (mm^2)	160125	266875	6
Geometri Sayısı			96



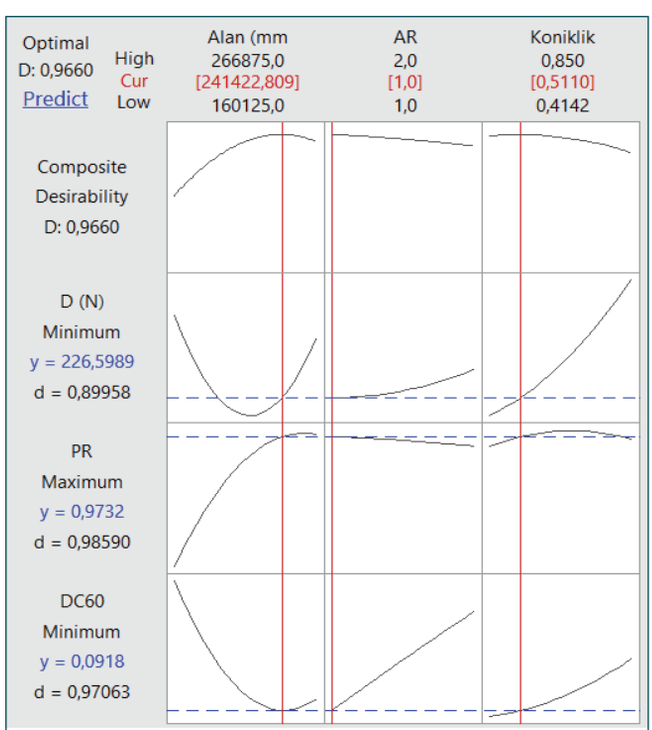
Şekil 12. Tasarım Parametre Eşitlikleri

Sonuç olarak optimizasyon çalışmasında tepki yüzeyini oluşturacak 96 adet geometri hazırlanmıştır.

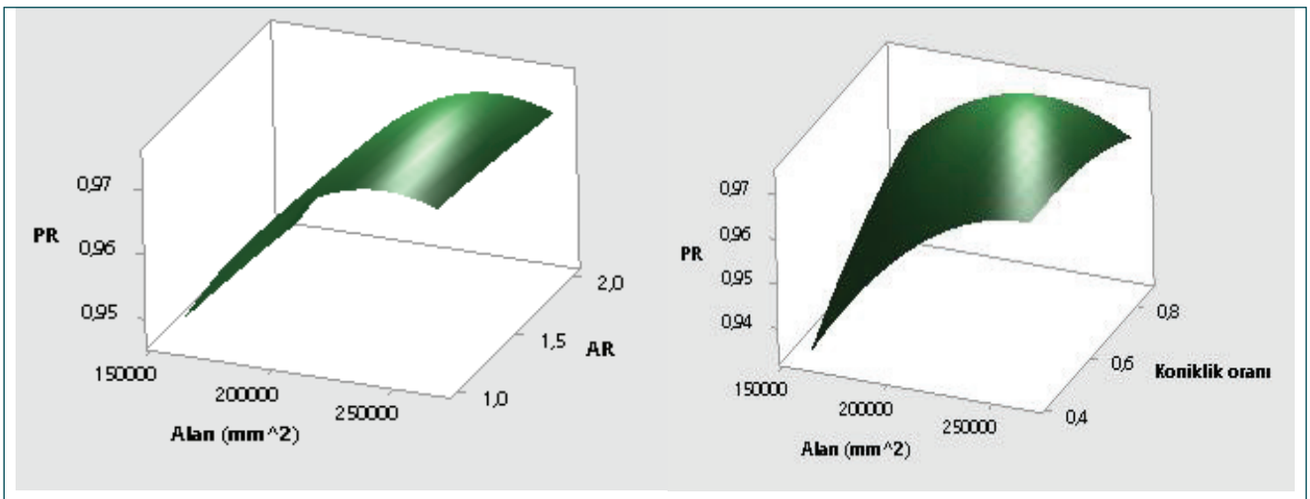
5. ÇIKTILAR

Oluşturulan 96 geometrinin analizleri Fluent ile yapılarak, Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezinde (UHeM) 1125 çekirdek-saate mal olmuştur. Geometrilerin tasarım parametreleri ve performans değerleri tablo halinde Minitab yazılımına tanımlanarak tepki yüzeyi oluşturulmuştur. Elde edilen tepki yüzeyinde PR parametresinin korelasyon katsayısı (R2) %87,5, sürükleme kuvveti %91,13 ve DC60 parametresi ise %57 değerinde tutarlılık göstermektedir. DC60 parametresinin R2 değerinin düşük olmasının sebebi, DC60 parametresinin zamana bağlı HAD analizlerde daha doğru sonuç vermesinden kaynaklanmaktadır. Sürükleme ve PR'ın R2 değerleri yeterli görülmektedir. Buna karşın, istenildiği durumda geometri sayısını arttırarak analizin hassaslığı da iyileştirilebilir.

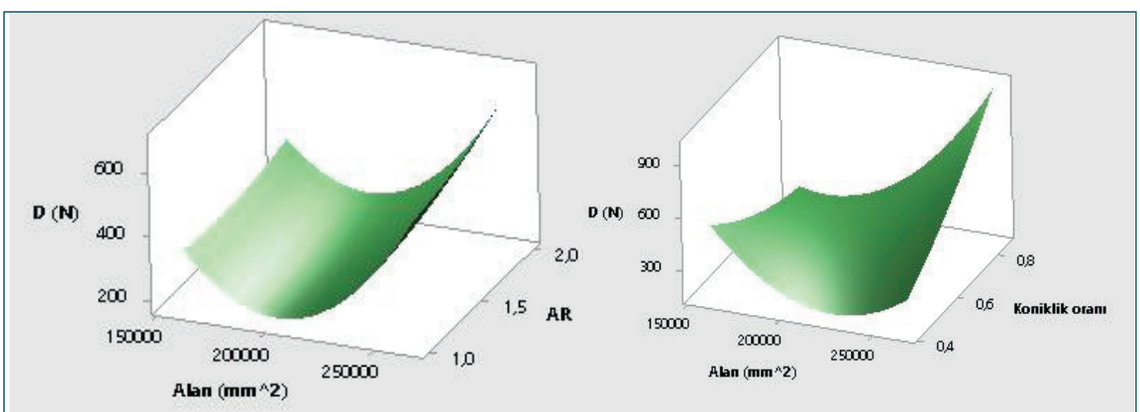
Tepki Yüzeyi Yöntemi çalışması sonucunda, tasarım parametrelerinin performansa olan etkileri elde edilmiştir. Şekil 13'te görüldüğü üzere, alan parametresi artışı DC60'ı azaltırken PR'ı arttırmaktadır. Sürüklemeyi ise önce azaltmakta belli bir noktadan sonra arttırmaktadır.



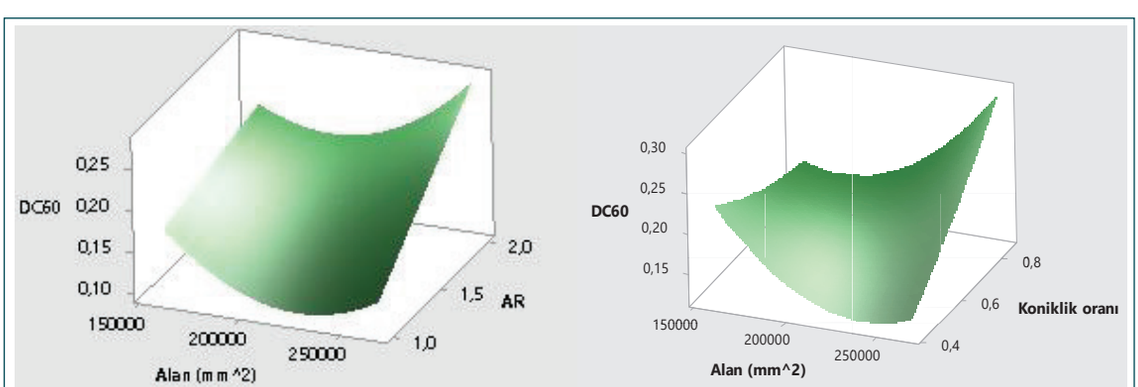
Şekil 13. Optimizasyon Analizi Minitab Yazılım Çıktıları



Şekil 14. PR'ın AR, Koniklik Oranı ve Alana Göre Yüzey Grafiği



Şekil 15. Sürükleme Kuvvetinin AR, Koniklik Oranı ve Alana Göre Yüzey Grafiği



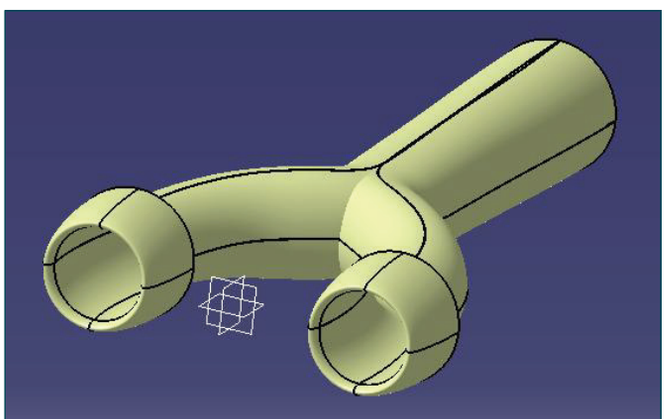
Şekil 16. DC60'ın AR, Koniklik Oranı ve Alana Göre Yüzey Grafiği

AR değerinin artışı ise sürüklemeyi ve DC60'ı arttırırken PR'ı azaltmaktadır. Koniklik oranının artışı sürükleme ve DC60'ı azaltırken PR değerini bir noktaya kadar arttırdığı ve sonra azalttığı gözlemlenmiştir. Performans parametrelerinin yüzey grafikleri Şekil 14, Şekil 15 ve Şekil 16'da gösterilmiştir.

Optimizasyon analizi, Minitab yazılımının "Response Optimizer" aracıyla alığın sürükleme kuvveti ve DC60 minimize, PR parametresi ise maksimize edecek şekilde yapıldı. Optimum 3 geometri tasarım boyutları ve performans değerleri elde edildi. Bu geometrilerin akış analizleri tekrardan yapıldı. Akış analizi sonuçları, optimizasyon analizi

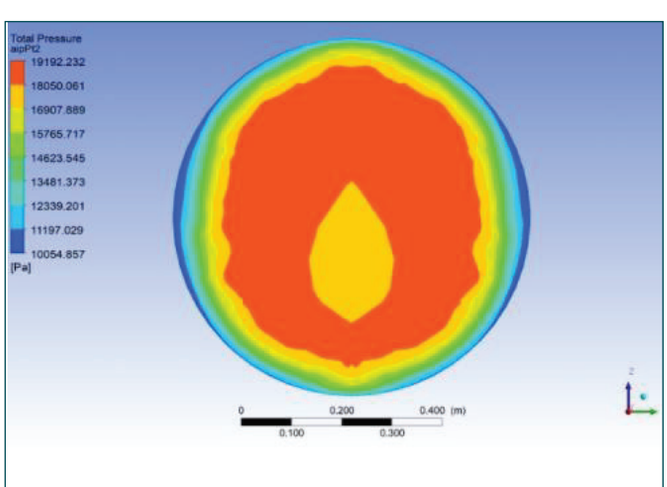
Tablo 6. Optimum Geometrilerin Performans Tablosu

Geometri	Alan (mm^2)	AR	Koniklik Oranı	Sürükleme (N)			PR			DC60		
				Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata	Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata	Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata
1	241423	1	0,511	226,6	234,864	3,52	0,973	0,972	0,128	0,092	0,106	13,5
2	241423	1	0,522	234,26	-	-	0,973	-	-	0,093	-	-
3	251987	1	0,4142	208,74	223,145	6,46	0,972	0,972	0,005	0,083	0,104	20,2

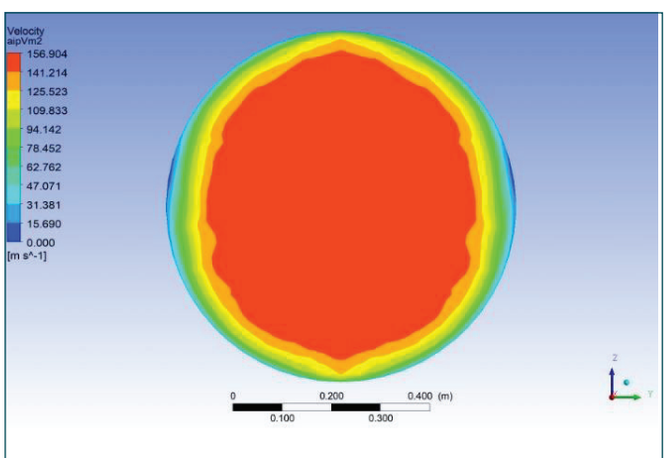


Şekil 17. Son Tasarım Geometrisi CAD Modeli

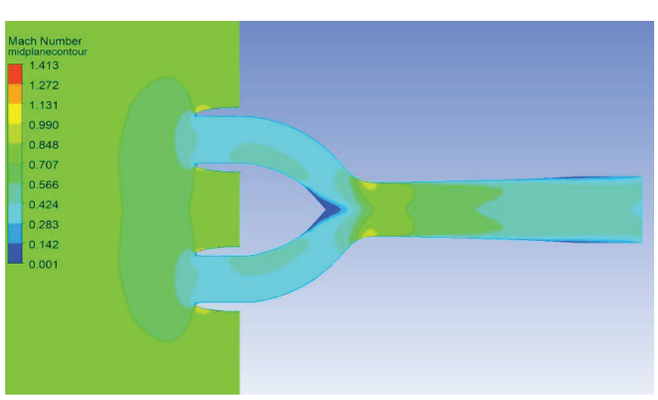
sonucundaki tahmin edilen değerleri ile karşılaştırıldı. 2. geometrinin özellikleri 1. geometri ile çok benzer olduğu için tekrar analiz edilmemiştir. Tablo 6'da görüldüğü üzere tepki yüzeyinden elde edilen değerler HAD analizleriyle doğrulanmıştır ve sonuçlar yüksek yakınlık göstermektedir. Analiz sonucunda bu üç optimizasyon geometrilerinden 3. geometri, sürükleme kuvveti daha düşük olduğu



Şekil 18. Son Tasarım AIP Toplam Basınç Dağılımı



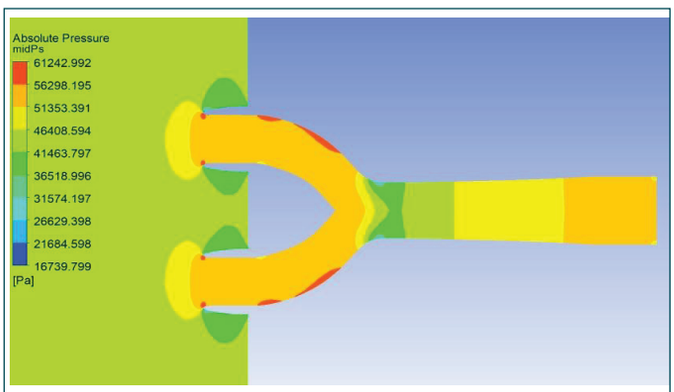
Şekil 19. Son Tasarım AIP Hız Dağılımı



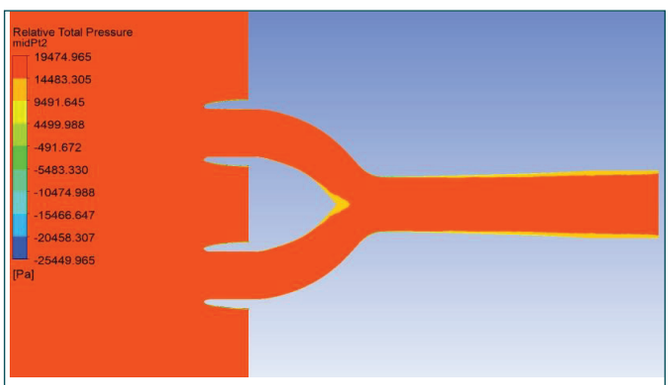
Şekil 20. Son Tasarım Simetri Ekseni Mach Dağılımı

için seçilmiş ve hava alığı son tasarımı elde edilmiştir. Son tasarım geometrisi Şekil 17'de gösterilmiştir. Tasarım geometrisinin basınç, hız ve Mach alanları Şekil 18, Şekil 19, Şekil 20, Şekil 21 ve Şekil 22'de gösterilmiştir.

Şekil 18 ve Şekil 19'da görüldüğü üzere, AIP yüzeyinde oldukça düzgün bir hız ve basınç dağılımı elde edilmiş-



Şekil 21. Son Tasarım Simetri Ekseni Statik Basınç Dağılımı



Şekil 22. Son Tasarım Simetri Ekseni Toplam Basınç Dağılımı

tir. AIP toplam basınç alanı incelendiğinde, merkezdeki basınç düşümünün y tünel birleşim yerinden ve hücum açısından dolayı olduğu söylenebilir. Şekil 22'de toplam basınç korunumundaki kayıpların, tünelin birleşim noktasından ve sınır tabakadan olduğu gözlemlenmektedir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışma sonucunda, sesaltı hava alığı geçerli kılınması yapıldı. Askeri jet eğitim uçakları için hava alığı giriş kesiti optimizasyonu yapıldı. Optimizasyon çalışması ile alık kesiti oluşturmada kullanılan alan, koniklik oranı ve açıklık oranı tasarım parametrelerinin PR, DC60 ve alık sürükleme kuvveti performans parametrelerine olan etkileri incelendi. Tasarımda kullanılan 96 geometri ile Tepki Yüzeyi yöntemi ile optimizasyon yapıldı ve alık kesitinin son tasarımı elde edildi.

Proje kapsamında motor alığı tasarımı, bir jet eğitim uçağının bir uçuş koşulu göz önünde bulundurularak, sadece alık giriş kesiti üzerinde gerçekleştirilmiştir. İlerideki çalışmalarda daha detaylı bir tasarım kapsamıyla kalkış, tırmanış ve it dalaşı koşullarında tasarım da gerçekleştirilebilir. Bunlara ek olarak, analiz edilen geometriye uçağın ön gövdesi de eklenerek hava alığının uçuş esnasında karşı karşıya kalacağı akış, daha yüksek doğruluk mertebesi ile modellenebilir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmamda akademik danışanım Prof. Dr. Melike NİKBAY'a destek ve rehberliğinden ötürü teşekkür ederim. Ayrıca TUSAŞ Sanayi Odaklı Bitirme Projesi bünyesindeki mentorüm Serdar Uysal'a da, büyük yardımlarından ötürü minnettar olduğumu bildirmek isterim.

KAYNAKÇA

1. **Raymer, P. D.** 2012. "Aircraft Design: A Conceptual Approach (AIAA Education Series)," 5th Edition, Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
2. **Aref, P., Ghoreyshi, M., Jirasek, A., ve Satchell, J. M.** 2018. "CFD Validation and Flow Control of RAE-M2129 S-Duct Diffuser Using CREATETM-AV Kestrel Simulation Tools," Ocak, 2018, AIAA Aerospace Sciences Meeting, 5(1),31. doi:10.2514/6.2018-1512
3. **Kimberly, A. E., Frank, B. W., ve Lannie D. W.** 1993. "Flight-determined engine exhaust characteristics of an F404 engine in an F-18 airplane," 29th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, October 1993.
4. Fluid Dynamics Panel Working Group 13. 1991. "Air Intakes for High Speed Vehicles. AGARD Advisory Report 270," retrieved from: https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA248270.pdf.
5. **Menzies, Ryan D.D.** 2002. "Investigation of S-shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics," (PhD thesis) Retrieved from http://theses.gla.ac.uk/id/eprint/1440.
6. **White, M. F.** 2015. "Fluid Mechanics 8th Edition," McGraw-Hill Education, New York.
7. Flight, Global. 2006. February 21. FLIGHT TEST: KAI T-50 - Korea High https://www.flightglobal.com/flight-test-kai-t-50-korea-high/65583.article.
8. ANSYS Fluent User Manual
9. **Seddon, J., ve Golden, E. J.** 1985. "Intake Aerodynamics," American Institute of Aeronautics and Astronautics, London.
10. **Hawkins, J. E.** 1976. "YF-16 inlet design and performance," Journal Of Aircraft, 13436-441