İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ UÇAK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ

SESALTI PİTOT HAVA ALIĞI ÜZERİNE HAD TABANLI TASARIM OPTİMİZASYONU

BİTİRME ÇALIŞMASI

Beytullah GÜNGÖR

Uçak Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Melike NİKBAY

Temmuz 2020

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ UÇAK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ

SESALTI PİTOT HAVA ALIĞI ÜZERİNE HAD TABANLI TASARIM OPTİMİZASYONU

BİTİRME ÇALIŞMASI

Beytullah GÜNGÖR
110150042

Uçak Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Melike NİKNAY

Temmuz 2020

İTÜ, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinin 110150042 numaralı öğrencisi **Beytullah GÜNGÖR**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **"SESALTI PİTOT HAVA ALIĞI ÜZERİNE HAD TABANLI TASARIM OPTİMİZASYONU"** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Melike NİKBAY** .....
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Ayşe Gül GÜNGÖR** .....
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Kemal Bülent Yüceil .....
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **13 Temmuz 2020**

Savunma Tarihi : **22 Temmuz 2020**

Aileme ve bütün sevdiklerime,

ÖNSÖZ

Bu bitirme çalışmasında danışanım Prof. Dr. Melike NİKBAY'a destek ve rehberliğinden ötürü teşekkür ederim. Ayrıyeten TUSAŞ Sanayi Odaklı Bitirme Projesi bünyesindeki mentörüm Serdar Uysal'a da büyük yardımlarından ötürü minnettar olduğumu bildirmek isterim. Son olarak bu zamana kadar desteğini eksik etmeyen aileme ve arkadaşlarıma sonsuz teşekkürlerimi iletirim.

Temmuz 2020 Beytullah Güngör

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ v

İÇİNDEKİLER..... vii

KISALTMALAR ix

SEMBOLLER x

TABLO LİSTESİ xi

ŞEKİL LİSTESİ xiii

ÖZET xv

SUMMARY xvii

1. GİRİŞ 1

1.1. Tezin Amacı 2

1.2. Literatür Araştırması 2

1.2.1. Pitot Hava Alığı 2

1.2.2. HAD Analizi 5

1.2.3. Optimizasyon Yöntemi 6

2. HAD ANALİZİ 7

2.1. Validasyon 7

2.1.1. Nümerik model 8

2.1.2. Mesh 10

2.2. Tasarım Numerik Modeli 15

3. OPTİMİZASYON 17

4. ÇIKTILAR 19

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 25

KAYNAKLAR..... 26

EKLER 27

KISALTMALAR

AGARD	**:** The Advisory Group for Aerospace Research and Development
AIP	**:** Aerodinamik arayüzü
CAD	: Bilgisayar Destekli Tasarım
DC	**:** Bozuntu katsayısı
FVM	**:** Sonlu hacim yöntemi
HAD	**:** Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
KAI	**:** Korea Aerospace Industries
NACA	**:** National Advisory Committee for Aeronautics
PR	**:** Basınç korunumu
RAE	**:** Royal aircraft establishment
RMS	**:** Tepki yüzey metodolojisi
UHeM	: Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi

SEMBOLLER

$\boldsymbol{P_t}$	**:** Toplam basınç
$\boldsymbol{U_{fric}}$	**:** Sürtünme hızı
$\boldsymbol{y^+}$	**:** y plus
$\boldsymbol{\tau_{wall}}$	**:** Duvar kayma gerilmesi
$\boldsymbol{\Delta s}$	**:** ilk katman kalınlığı
$\mathbf{C_f}$	**:** yüzey sürtünme katsayısı
K	**:** Kelvin
L	**:** Karakteristik uzunluk
m	**:** metre
N	**:** Newton
P	**:** Basınç
Pa	**:** Paskal
$\mathbf{R^2}$	: Korelasyon katsayısı
Re	**:** Reynolds sayısı
s	**:** Saniye
T	**:** Sıcaklık
$\mathbf{U_\infty}$	**:** Serbest akış hızı
x	: x eksini koordinat düzlemi
y	: y eksini koordinat düzlemi
z	: z eksini koordinat düzlemi
$\boldsymbol{D}$	**:** Sürükleme kuvveti
$\boldsymbol{R}$	: Yarıçap
$\boldsymbol{q}$	**:** Dinamik basınç
$\boldsymbol{\alpha}$	**:** Hücum açısı
$\boldsymbol{\varepsilon}$	**:** Epsilon
$\boldsymbol{\mu}$	**:** kinematik vizkozite
$\boldsymbol{\rho}$	**:** yoğunluk
$\boldsymbol{\omega}$	**:** Omega

TABLO LİSTESİ

Sayfa

Tablo 1.1 Uçak alık konfigürasyon tablosu 4
Tablo 1.2 Optimizasyon analizi uçuş koşulu sınır koşulları[3]. 5
Tablo 2.1 DP3537 Deneysel çalışma sınır koşulları 8
Tablo 2.2 Mesh bağımsızlığı analiz sonuçları. 13
Tablo 3.1 Tasarım parametre değerleri 17
Tablo 4.1 Optimum geometrilerin performans tablosu 21
Tablo B.1 Optimizasyon çalışmasında kullanılan geometrilerin tasarım ve performans değerleri tablosu 29

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 Optimizasyon geometrisi 4
Şekil 2.1 RAE M2129 hava alığı modeli[3] 7
Şekil 2.2 Validasyon analizi nümerik model akış alanı 9
Şekil 2.3 Validasyon analizi y+ dağılımı 11
Şekil 2.4 Test noktalarının PR dağılımı 12
Şekil 2.5 Test noktalarının DC60 dağılımı 12
Şekil 2.6 Test No 5 Starboard statik basınç dağılımı 14
Şekil 2.7 Test No 5 Port statik basınç dağılımı 14
Şekil 2.8 Validasyon analizi nihai mesh yapısı 15
Şekil 2.9 Tasarım numerik modeli 16
Şekil 2.10 Tasarım geometrisi mesh yapısı 16
Şekil 3.1 Tasarım parametre denklemleri 17
Şekil 4.1 Optimizasyon analizi Minitab program çıktıları 19
Şekil 4.2 PR'ın AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği 20
Şekil 4.3 Sürükleme küvetinin AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği 20
Şekil 4.4 DC60'ın AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği 20
Şekil 4.5 Nihai tasarım geometrisi CAD çizimi 21
Şekil 4.6 Nihai tasarım AIP toplam basınç dağılımı 22
Şekil 4.7 Nihai tasarım AIP hız dağılımı 22
Şekil 4.8 Nihai tasarım simetri ekseni Mach dağılımı 23
Şekil 4.9 Nihai tasarım simetri ekseni statik basınç dağılımı 23
Şekil 4.10 Nihai tasarım simetri ekseni toplam basınç dağılımı 24
Şekil A.1 KAI T-50 teknik çizim taslağı[7] 28

SESALTI PİTOT HAVA ALIĞI ÜZERİNE HAD TABANLI TASARIM OPTİMİZASYONU

ÖZET

Bu bitirme tezinde, HAD tabanlı pitot alık tasarım optimizasyonu yapılmıştır. Tasarım süresince RAE M2129 modeli ile validasyon yapılmıştır. Validasyon çalışmasıyla analiz ayarları ve geometri meshi belirlenmiştir. Tasarım askeri jet eğitim uçaklarında kullanılan pitot alığın giriş kesiti üzerine tepki yüzey metodolojisi optimizasyon tekniği ile Minitab programı kullanılarak yapılmıştır. Optimizasyon çalışması alığın dış alanı, koniklik oranı ve açıklık oranı tasarım parametreleriyle üretilen 96 adet geometriyle yapılmıştır. Üretilen geometrilerin aerodinamik performansı k-omega SST türbülans modeli ile Fluent programıyla parametrik bir şekilde analiz edilmiştir. Alığın performans karakterleri ise DC60, PR ve sürükleme kuvveti parametreleriyle belirlenmiştir. Sonuç olarak Minitap programının Responce Optimazier aracı ile tepki yüzeyi oluşturulmuş ve optimum tasarımların akış analizlerinin Fluent ile doğrulaması yapılarak nihai tasarım elde edilmiştir.

A CFD BASED DESIGN OPTIMIZATION STUDY ON A PITOT TYPE SUBSONIC AIR INTAKE

SUMMARY

In this study, CFD based pitot inlet design optimization has been made. During the design, validation was made with RAE M2129 model. With the validation study, the analysis settings and geometry mesh were determined. The design was made with the Minitab program with the response surface methodology optimization technique on the pitot inlet entrance section used in military jet training aircraft. The optimization study was carried out with 96 geometries produced with inlet outer area, taper ratio and aspect ratio design parameters. Inlet performance characters are determined by DC60, PR and drag force parameters. As a result, the reaction surface was created with the Response Optimizer tool of the Minitap program and the final design was obtained by verifying the CFD analysis of the optimum designs with Fluent.

1. GİRİŞ

Havacılıkta bir ürünün aerodinamik tasarım boyutlandırmalarını yapılırken 4 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 tasarımlardan oluşan ampirik yöntemlerden oluşmaktadır. Bu yöntem maliyet olarak çok düşük olmasıyla birlikte belirsizliği ise yüksektir. Bu sebepten ötürü 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 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 iyileştirerek tasarımdan istenen performanslar elde edilene kadar bu döngü süreci devam eder ve tasarım nihai haline ulaştır[1].

Bu bitirme tezinde sonlu elemanlar yöntemi ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği modellemesiyle askeri jet eğitim uçaklarında kullanılan sesaltı pitot alığının giriş kesit alanını 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 parametreleri parametrik bir şekilde geometriler oluşturulmuştur. Sonrasında bu geometrilerin HAD analizleri, yüksek başarımlı bilgisayarlar ile yapılmış ve tepki yüzey metodolojisi ile sonuç yüzeyi oluşturularak tasarım parametrelerinin performansa etkisi incelenmiştir. Optimizasyon analizi ile en başarılı 3 geometri elde edilmiş ve geometrilerin akış analizleri tekrardan yapılarak tepki yüzeyinin doğruluğu kanıtlanmış ve en yüksek performanslı geometri nihai tasarım için seçilmiştir. HAD analizlerinin sonuçlarının doğruluğunu kanıtlamak ve analiz ayarlarını belirlemek amacıyla validasyon çalışması yapılmıştır. Validasyon çalışması motor alığının aerodinamik arayüz düzlemi (AIP) çapı ile boyutsuzlaştırılarak yapılmıştır. Bu sayede validasyon çalışmasındaki

boyutlandırmalar aynı şekilde tasarım geometrilerine de uygulanarak aynı doğrulukta analiz sonuçları elde etmek hedeflenmiştir.

1.1. Tezin Amacı

Bu tezin amacı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) kullanarak sesaltı pitot tipi hava alığı üzerinde tasarım optimizasyonu yapmak ve tasarım parametrelerinin performansa olan etkilerini incelemektir. Bu proje çalışması kapsamında bir geometrinin aerodinamik tasarım süreçleri hakkında bilgi ve tecrübe sahibi olmak amaçlanmıştır. Aynı zamanda CAD ve HAD sistemleri ile parametrik çalışmalar yapılarak otonom çalışma kazanımı sağlamak hedeflenmiştir.

1.2. Literatür Araştırması

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

1.2.1. 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 lip ve difüzör kısımlarından oluşmaktadır. Alık performansını belirleyen faktörler şunlardır; toplam basınç korunumu (PR), alık sürükleme kuvveti ve toplam basınç bozuntu katsayısı (DC). 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, lip 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 validasyon çalışmasıyla da benzerlik göstermesi için DC60 parametresi kullanılmıştır. DC60 parametresi AIP yüzeyindeki 60 derecelik daire dilimleriyle denklem (1.1) 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].

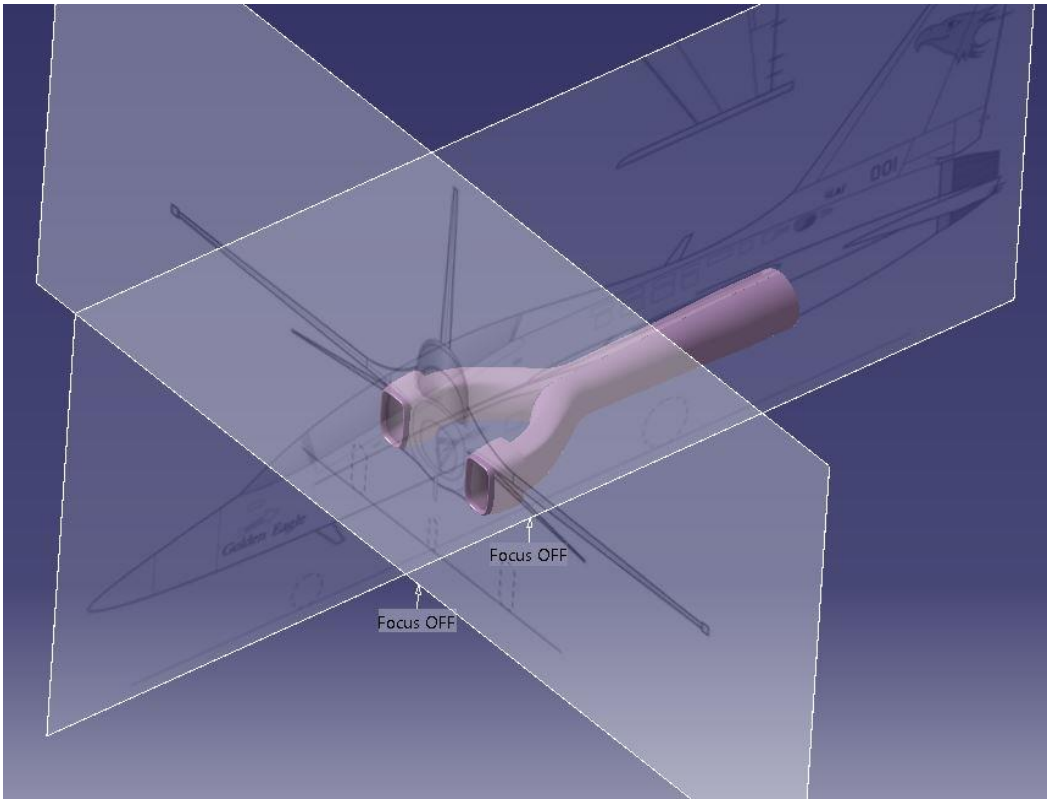
$$DC60 = \frac{(P_{taip} - P_{t60})}{q_{aip}} \tag{1.1}$$

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 çalışması yapılarak hava alığı konfigürasyonları incelenmiştir. Tablo 1.1'deki konfigürasyonalar 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) with Lockheed Martin tarafından geliştirilen bir ileri seviye eğitim ve hafif savaş uçağıdır. Uçağa itki kuvvetini F404 motoru sağlamaktadır. Alığın lip profili olarak ise yüksek sesaltı hızlarda kullanılan NACA 1 serisi ailesinden olan RAE M2129 hava alığının profili kullanılmıştır. Şekil 1.1'de gösterildiği gibi, alık geometrisi Kai T-50 uçağının ulaşılabilir durumda olan ve EK A'da gösterilen taslağı kullanılarak modellenmiştir.

Tablo 1.1 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 1.1 Optimizasyon geometrisi

1.2.1.2. Uçuş koşulu

Bu çalışmada, optimizasyon çalışması seyir uçuş koşulunda yapılmıştır. Seyir uçuş koşulu bir jet eğitim uçağının görev zarfının büyük 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 1.2'de gösterilen uçuş koşulları, analizlerde her geometri için sınır koşullarını belirlemektedir.

Tablo 1.2 Optimizasyon analizi uçuş koşulu sınır koşulları[3].

Uçuş Koşulu	Yükseklik (feet)	Uçuş Mach	Hücum açısı (°)	Atmosfer T_{statik} (K)	Atmosfer P_{statik} (Pa)	AIP Mach	AIP Hızı (m/s)	AIP T_{statik} (K)
Seyir	22300	0.75	2	217.376	27142.9	0.42	136,32	262,21

1.2.2. HAD Analizi

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

Validasyon 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 İntakes for High Speed Vehicle isimli raporundaki DP3537 isimli test noktası validasyon çalışması için seçildi[4]. Bu deneysel çalışma Royal Aircraft Establishment (RAE) şirketi tarafından üretilen sesaltı hava alığı Model 2129 (M2129) üzerinde yapılmıştır.

1.2.3. Optimizasyon Yöntemi

Bu çalışmada tasarım optimizasyonu tepki yüzey metodolojisi (RMS) ile yapılmıştır. Tepki Yüzey Metodolojisi istatiksel 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 sunan sunabilmektedir. Bu çalışma kapsamında Response Surface araçları ile tepki yüzey metodolojisi analizlerinde kullanılmak üzere tercih edilmiştir.

2. HAD ANALİZİ

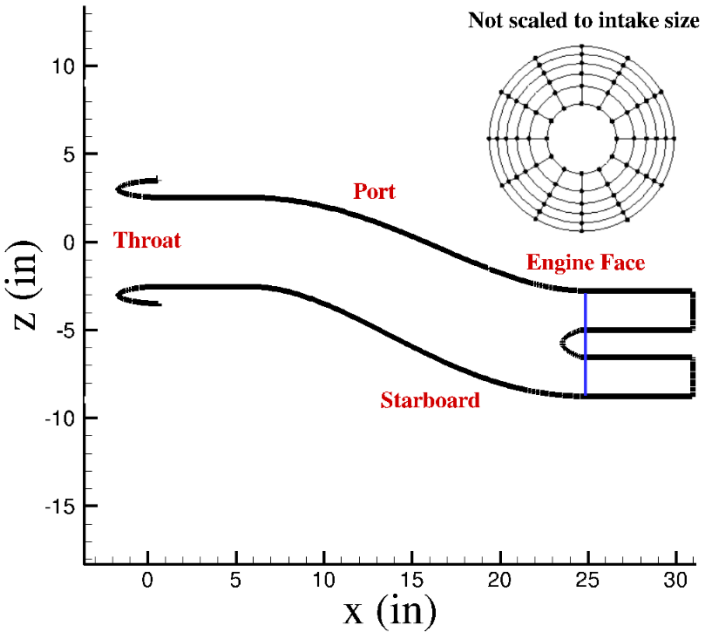
Bu başlık altında tasarımda kullanılacak akış analizi ayarlarının hazırlanış aşamaları işlenmiştir. Akış analizinin çözücü ve mesh ayarları validasyon çalışması ile belirlenmiştir.

2.1. Validasyon

Validasyon çalışmasında kullanılan RAE-M2129 geometrisi Şekil 2.1'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 (2.1) ve (2.2) kullanılarak oluşturulmuştur[3]. Lip profili ise şekil 2.1'de gözüken taslaktan Plot Digitizer programı ile elde edilmiştir. M2129 modeli simetri eksini boyunca kesilerek yarım geometri ile analiz edilmiştir. Böylece analiz süresini azaltmak hedeflenmiştir. AGARD raporundan alınan girdi verileri Tablo 2.1'de gösterilmiştir. Bu veriler izantropik bağıntılar kullanılarak analizde yer alan sınır koşulları hesaplanmıştır. Bu değerler de Tablo 2.1'de gösterilmiştir.

$$z = 0.15\left[1 - \cos\left(\pi \frac{x}{L}\right)\right] \tag{2.1}$$

$$\left(\frac{R - R_{throat}}{R_{AIP} - R_{throat}}\right) = 3\left(1 - \frac{x}{L}\right)^4 - 4\left(1 - \frac{x}{L}\right)^3 + 1 \tag{2.2}$$



Şekil 2.1 RAE M2129 hava alığı modeli[3]

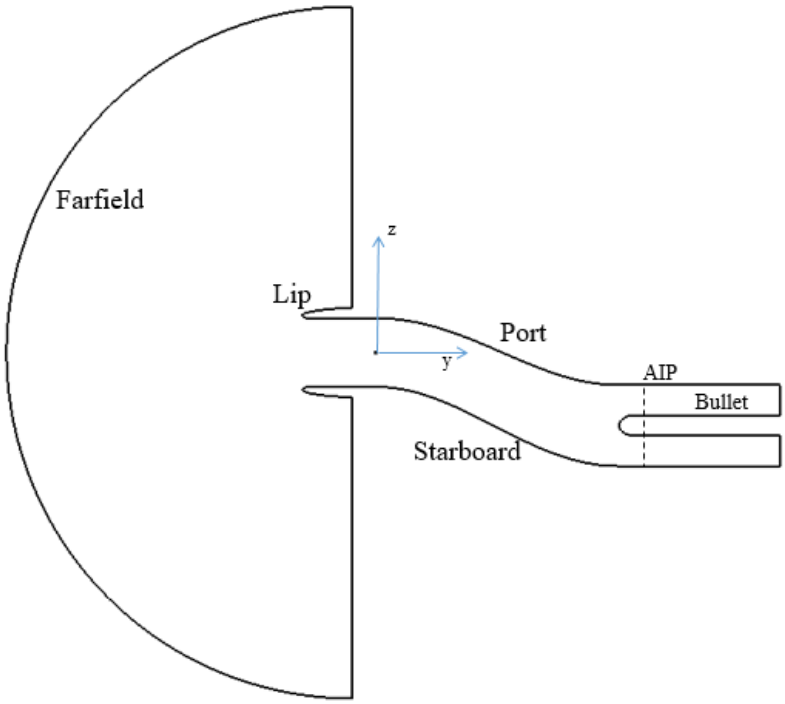
Tablo 2.1 DP3537 Deneysel çalışma sınır koşulları

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

2.1.1. Nümerik model

Validasyon 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-avareged 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 tübülans modelleriyle RAE M2129 üzerine yaptığı validasyonunda belirttiği üzere k-omega (ω) SST modeli deneysel verilere en yakın sonuçları verdiği tespit edilmiştir[5]. K- ω SST iki denklemli eddy viskozite modelidir. Kayma gerilmesi transfer (SST) 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 sebepten ötürü türbülans modeli olarak k-omega SST modeli seçilmiştir. Geometrilerin CAD çizimleri CATIA programı ile oluşturulup sonlu elemanlara ayrılarak Fluent ortamına aktarılmıştır.



Şekil 2.2 Validasyon analizi nümerik model akış alanı

Deneysel düzeneği numerik olarak modellerken Şekil 2.2'de görülen dairesel bir farfield tanımlanmıştır. Sonrasında lip, port, starboard, bullet ve çıkış alanı olarak da AIP yüzeyleri ayrı ayrı tanımlanmıştır. Sınır koşulları farfield yüzeyinden Fluent'in Pressure-farfield ve AIP yüzeyinden ise velocity-inlet seçenekleri ile Tablo 2.1'deki değerler kullanılarak modellenmiştir. Lip ve difüzör duvarlar ise non-slip contidion wall seçeneği ile modellenmiştir. Akışta yanakayma ve hücum açısı bulunmamaktadır ve bu yüzden şekildeki YZ düzlemine göre simetriktir. Bu yüzden geometri meshi oluştururken YZ ekseni ile kesilerek alığın yarısı modellenmiştir. Bu sayede analiz süresi yarıya inmiştir. Ek olarak nümerik simülasyonun AIP'deki akışı daha iyi modellemesi için alık tüneli bir AIP çapı kadar uzatılmıştır. Mesh oluştururken mesh kalite değerlendirmesi skewness parametresi ile yapılmıştır. Bu parametre bir hücredeki kenarlar arasındaki açı hesabıyla mesh kalitesini belirlemektedir. Fluent

programın doğru hesaplama yapabilmesi için bu parametrenin maksimum değeri 0,94'ün altında olması gerekmektedir.

2.1.2. Mesh

Geometri meshi Ansys'in mesh arayüzü kullanılarak oluşturulmuştur. Mesh oluşturmadaki dikkat edilen unsur en az sürede analizleri çözebilmek için minimum eleman sayısı ile geometriyi oluşturmaktır. Bunun için geometriden bağımsız olarak boyutsuz bir mesh bağımsızlığı çalışması yapılmıştır. Mesh 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 meshi atılmıştır.

2.1.2.1. 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 meshindeki hedef eleman boyutunu en küçük eddy boyutuna indirmektedir. Sınır tabaka meshi Ansys Mesh aracındaki Inflation komutundaki ilk katman kalınlığı ve bir büyüne katsayısı ile katlanarak üst üste dizilen katmanlar ile modellenmiştir. İlk katman kalınlığı Frank M.'nın Fluid Mechanics kitabından alınan denklem (2.3)-(2.8)'daki 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 mesh atılarak sınır tabaka meshi 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 2.3'de görüldüğü üzere akışın boyunca hedeflenen 1 y^+ değerinin elde edildiği gözlemlenmiştir.

$$Re_x = \frac{\rho * U_\infty * L}{\mu} \tag{2.3}$$

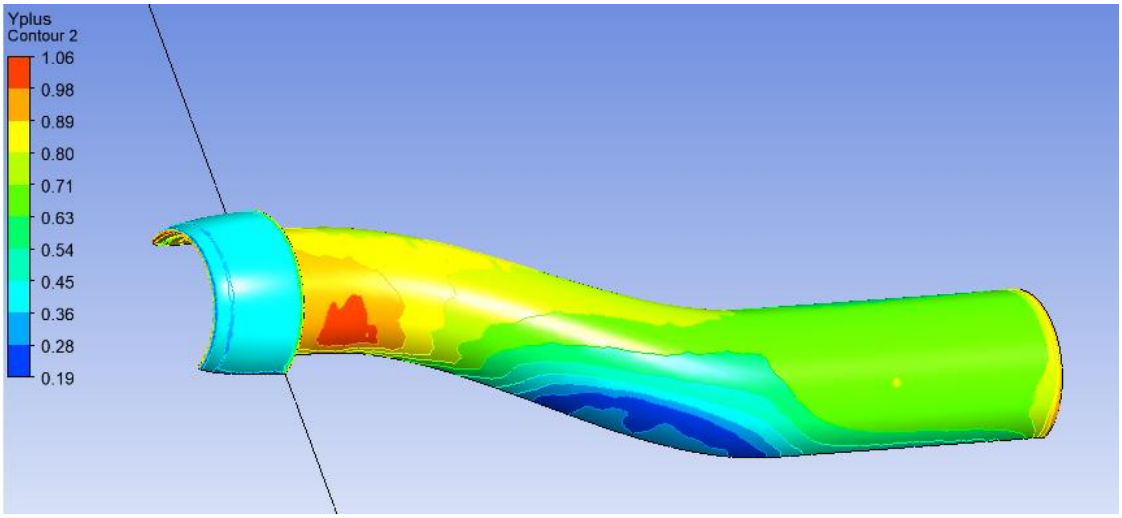
$$C_f = \frac{0.0026}{Re_x^{1/7}} \tag{2.4}$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f * \rho * U_\infty^2}{2} \tag{2.5}$$

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \tag{2.6}$$

$$\Delta s = \frac{y^{+} * \mu}{U_{fric} * \rho} \tag{2.7}$$

$$\delta = \frac{0.37 * L}{Re_x^{1/5}} \tag{2.8}$$

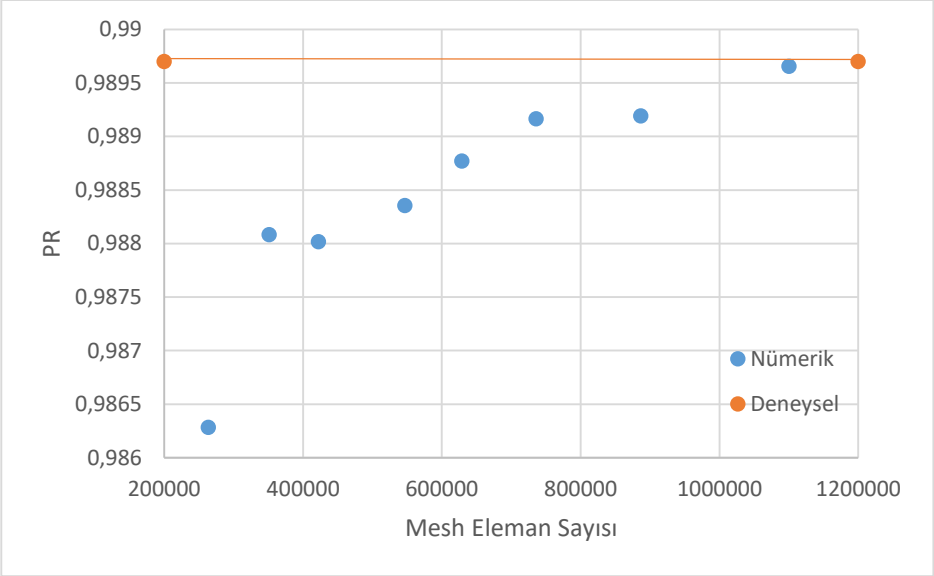


Şekil 2.3 Validasyon analizi y+ dağılımı

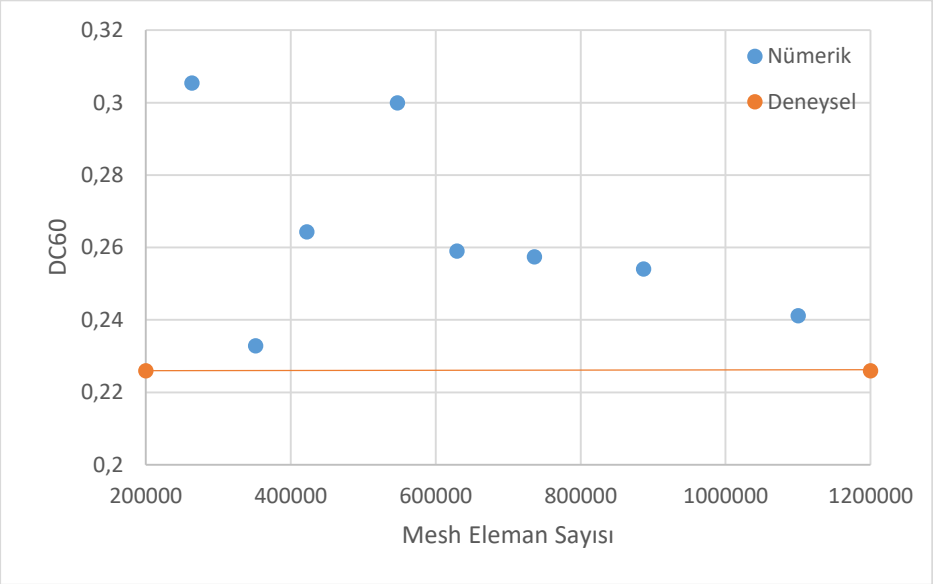
2.1.2.2. Mesh bağımsızlığı

Mesh bağımsızlığı çalışmasında ilk olarak başarılı bir şekilde sonuç veren bir test noktası oluşturuldu. Sonrasında yeni analiz noktaları bu mesh özelliklerinin artan ve azalan katlarıyla elde edildi. Yeni test noktalarının mesh ayarlarındaki bütün uzunluklar aynı katsayı ile çarpılarak oluşturuldu. Böylece mesh kalitesinin analiz sonuçlarının doğruluğuna ne kadar etki ettiği gözlemlendi. Test meshlerini oluşturan çarpan katsayısı meshi oluşturan eleman sayısında 100-200 bin elemanlık artış olacak şekilde ayarlandı. Tablo 2.2'de oluşturulan test noktalarının sonuçları deneysel verilerle karşılaştırıp hata hesaplamaları yapılmıştır. Tablodaki PR ve bozuntu sonuçları incelendiğinde Test No 5'ten sonraki analizlerde mesh 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 2.4'de 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 2.5'de görüldüğü üzere Test No 5'deki DC60 sayısı 0.25 değerine yakınsamıştır. Daha yüksek doğrulukta sonuç almak için gereken süre çok fazla artmaktadır.



Şekil 2.4 Test noktalarının PR dağılımı

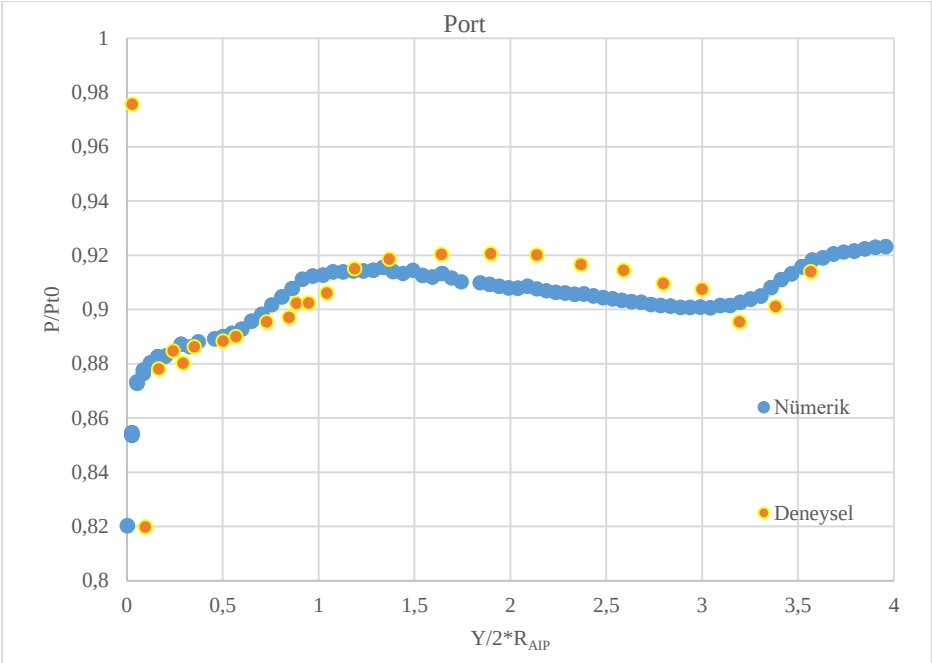


Şekil 2.5 Test noktalarının DC60 dağılımı

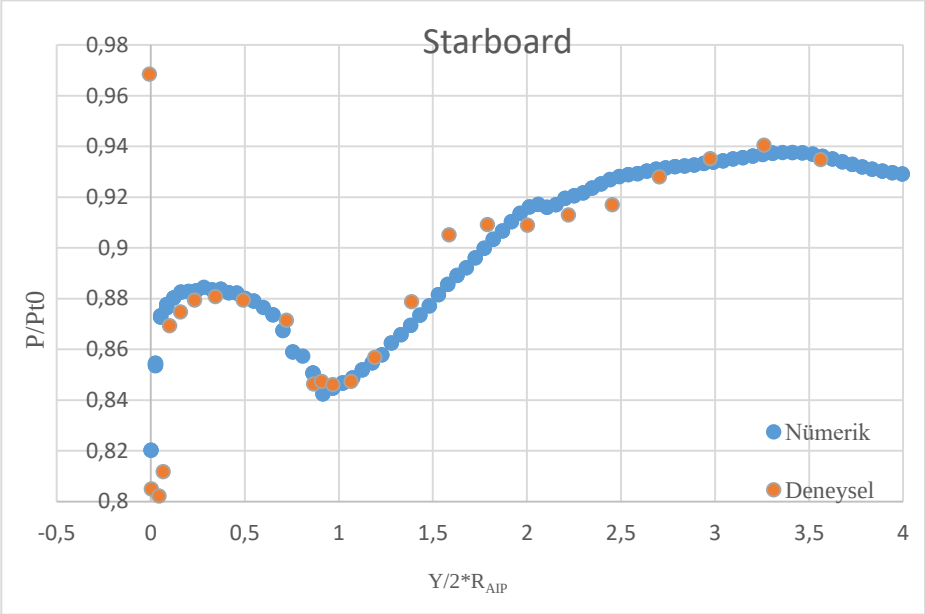
Tablo 2.2 Mesh bağımsızlığı analiz sonuçları.

Test No	k	Mesh Eleman Sayısı	Maksimum Skewness	Analiz süresi (çekirdek* saat)	PR	DC60	PR % Hata	DC60 % Hata
1	1	547071	0.799	8	0.9884	0.300	0.135	32.74
2	1.25	422157	0.815	5.9	0.9880	0.264	0.170	16.98
3	1.5	351318	0.797	5.8	0.9881	0.233	0.163	3.04
4	2	263675	0.820	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	0.810	19	0.9897	0.241	0.004	6.70
Deneysel Sonuçlar[4]					0.9897	0.226		

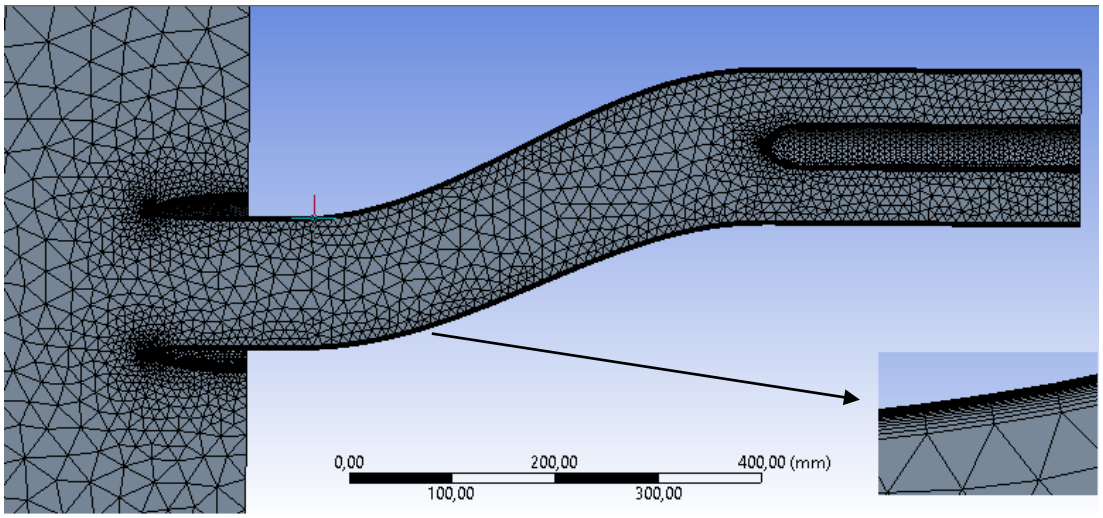
PR ve DC60 parametreleri motor yüzeyindeki akış hakkında bilgi vermektedir. Seçilen test noktası tünel boyunca tüm akışı doğru modellemelidir. Deneysel çalışmada model boyunca duvarlardaki statik basınç dağılımları boyutsuz bir şekilde verilmiştir. Bu değerler Plot Digitizer programı ile elde edilmiştir. Deneysel veriler ile Test No 5'deki dağılım Şekil 2.6 ve 2.7'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 mesh özellikleri optimizasyon çalışmasında kullanılmak üzere seçilmiştir. Şekil 2.8'de seçilen mesh yapısı gösterilmektedir.



Şekil 2.6 Test No 5 Starboard statik basınç dağılımı



Şekil 2.7 Test No 5 Port statik basınç dağılımı

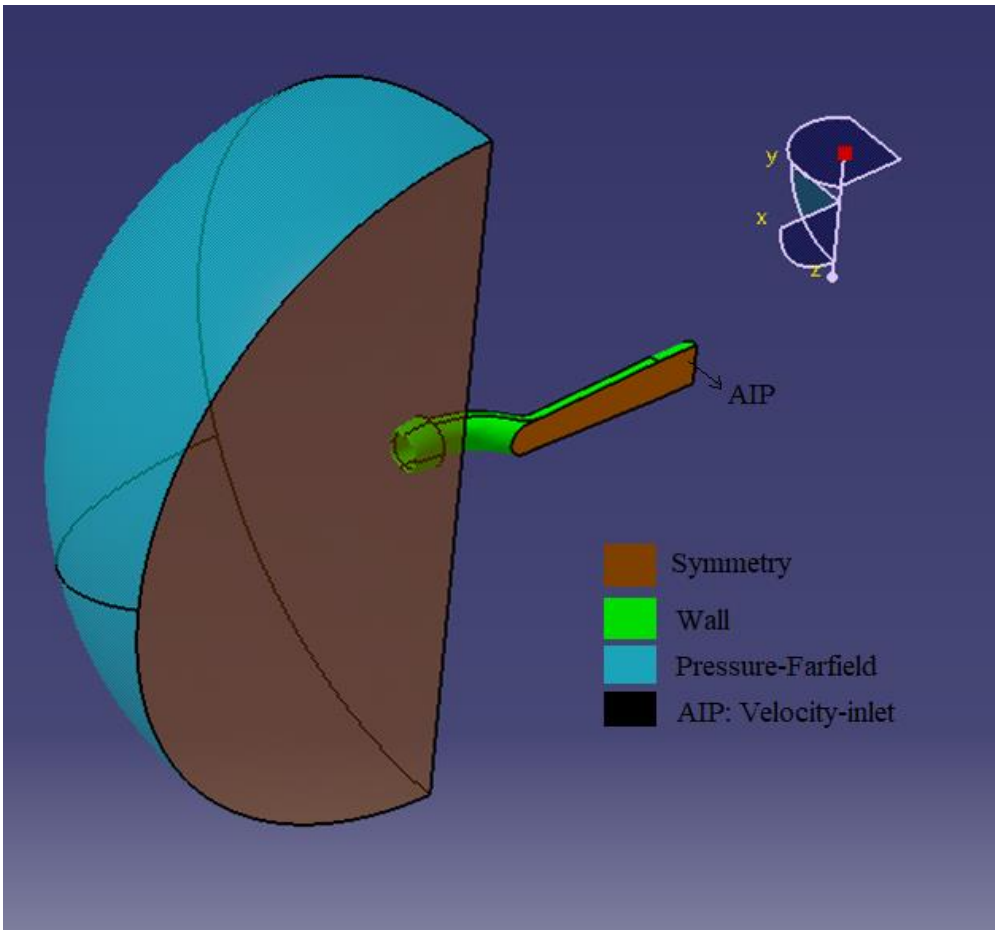


Şekil 2.8 Validasyon analizi nihai mesh yapısı

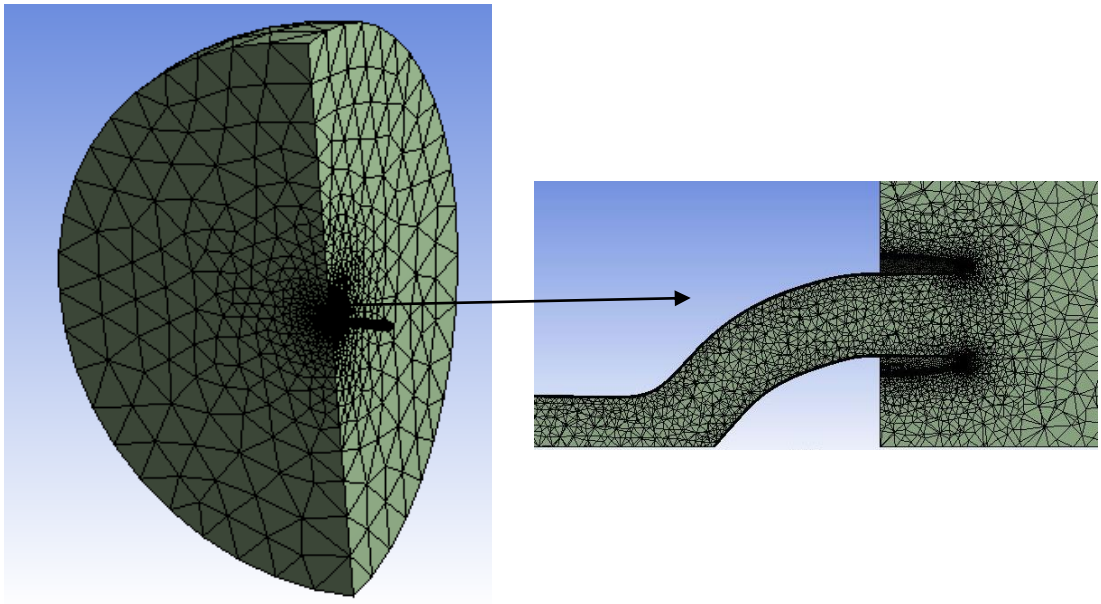
2.2. Tasarım Numerik Modeli

Tasarım analizlerinin bütün ayarlar validasyon çalışmasıyla aynı teknik ile yapılmıştır. Analiz Fluent yazılımı ile k-omega SST türbülans modeli kullanılarak simüle edilmiştir. Sınır tabaka hesapları validasyon çalışması aynı şekilde yapılmış ve mesh bağımsızlığı çalışmasında seçilen test noktasındaki boyutlandırmalar tasarım geometrisindeki AIP çapı ile orantılanarak geometri meshleri elde edilmiştir. Şekil 2.10'da tasarım geometrisinin mesh yapısını gösterilmektedir.

Akış alanı Şekil 2.9'deki gibi oluşturulmuş ve Tablo 1.2'deki 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 validasyon çalışmasında olduğu gibi bir AIP çapı kadar uzatılmıştır. Sonuç olarak elde edilen ayarlar ile tasarım geometrisinin numerik modeli oluşturulmuştur.



Şekil 2.9 Tasarım numerik modeli



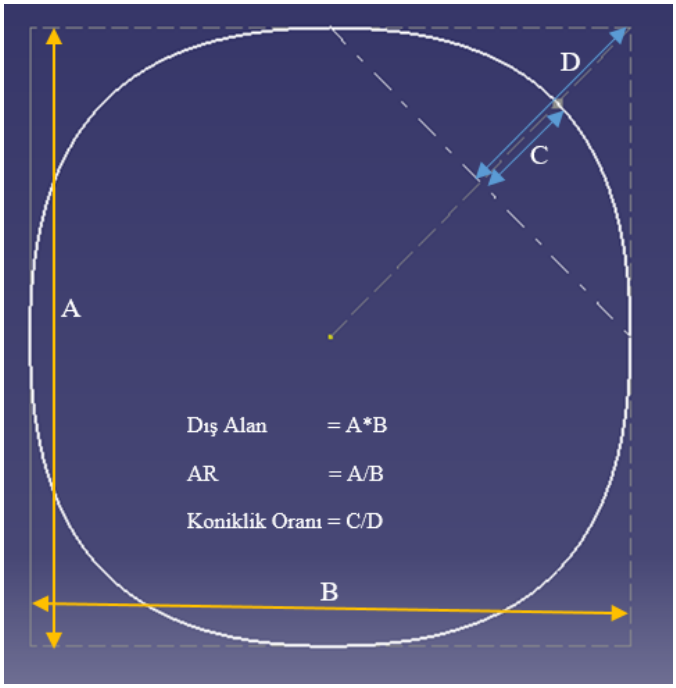
Şekil 2.10 Tasarım geometrisi mesh yapısı

3. OPTİMİZASYON

Optimizasyon çalışmasında Şekil 3.1'da 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 3.1'de gösterilmiştir. Sonuç olarak optimizasyon çalışmasında tepki yüzeyini oluşturacak 96 adet geometri hazırlanmıştır.

Tablo 3.1 Tasarım parametre değerleri

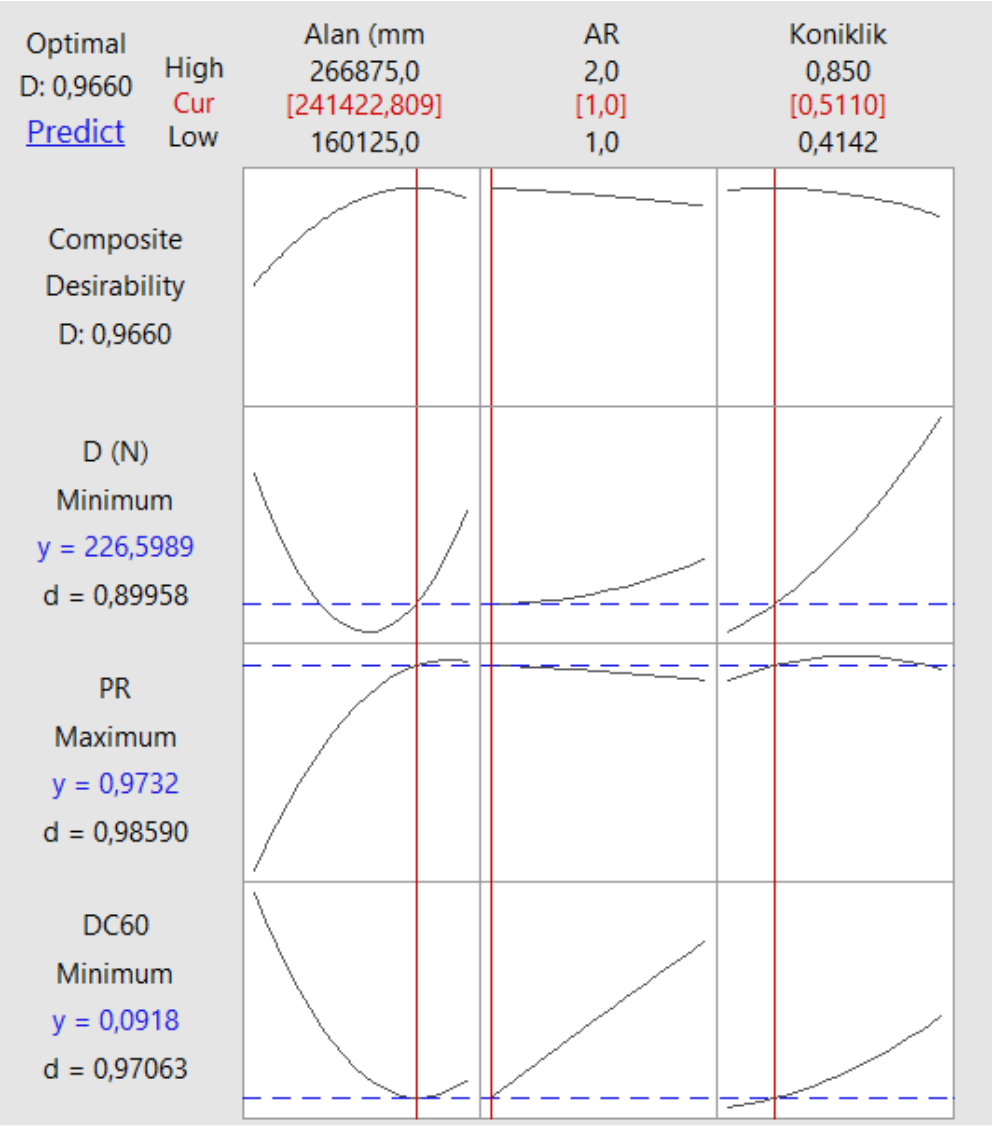
Parametre	Minimum değeri	Maksimum değeri	Parametre sayısı
Koniklik oranı	0.4142	0.85	4
Açıklık oranı	1	2	4
Dış alan (mm^2)	160125	266875	6
Geometri Sayısı			96



Şekil 3.1 Tasarım parametre denklemleri

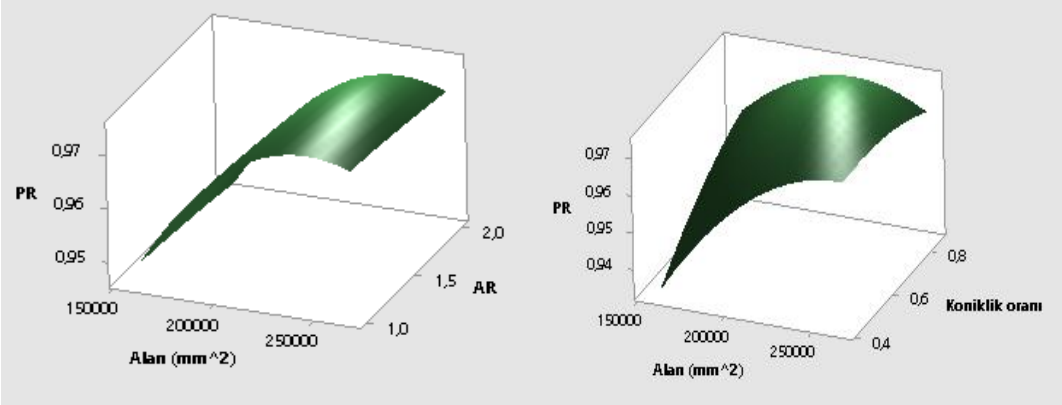
4. ÇIKTILAR

Oluşturulan 96 geometrinin analizleri Fluent ile yapılarak Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezinde (UHeM) 1125 çekirdek-saate mal olmuştur. Geometrilerin tasarım parametreleri ve performans değerleri Ek B'deki tabloda gösterilmiştir. Minitab programı kullanılarak bu tablo verileri ile tepki yüzeyi oluşturulmuştur. Elde edilen tepki yüzeyinde PR parametresinin korelasyon katsayısı (R^2) %87.5, sürükleme kuvveti %91.13 ve DC60 parametresi ise %57 değerinde tutarlılık göstermektedir. DC60 parametresinin R^2 değerinin düşük olmasının sebebi DC60 parametresinin zamana bağlı HAD analizlerde daha doğru sonuç vermesinden kaynaklanmaktadır. Sürükleme ve PR'ın R^2 değerleri yeterli görülmektedir buna karşın istenildiği durumda geometri sayısını arttırarak analizin hassaslığı da iyileştirilebilir.

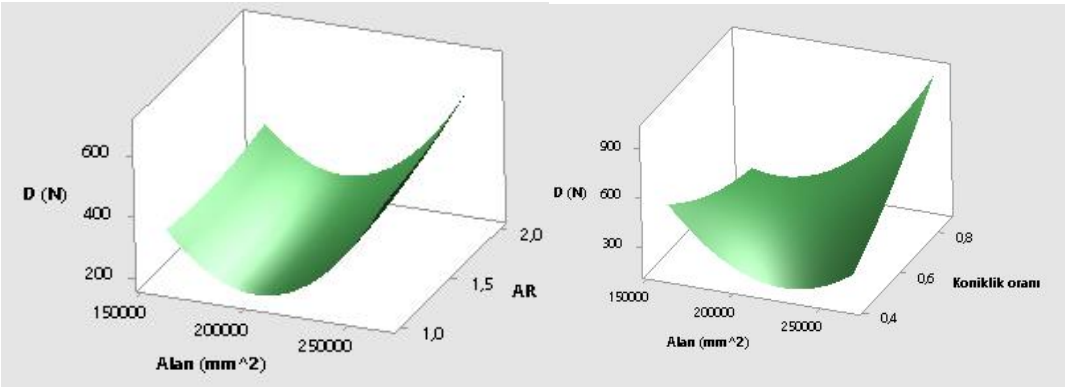


Şekil 4.1 Optimizasyon analizi Minitab program çıktıları

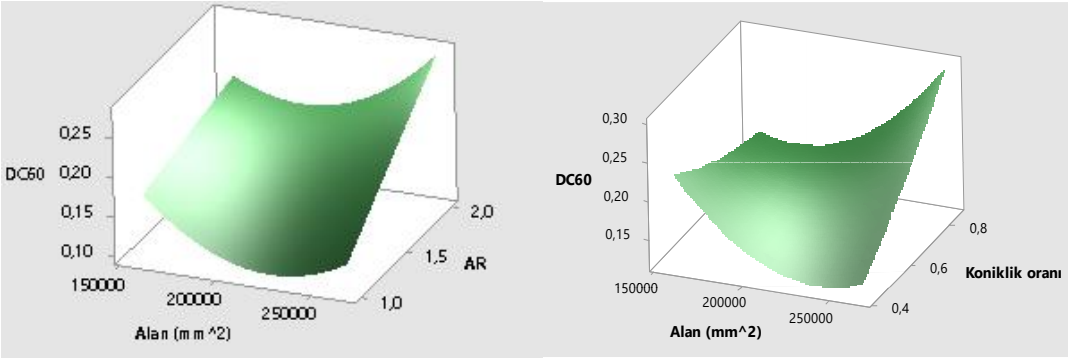
Tepki yüzeyi metodolojisi çalışması sonucunda tasarım parametrelerinin performansa olan etkileri elde edilmiştir. Şekil 4.1'de görüldüğü üzere alan parametresi artışı DC60'ı azaltırken PR'ı arttırmaktadır. Sürüklemeyi ise önce azaltmakta belli bir noktadan sonra arttırmaktadır. AR değerinin artışı ise 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 4.2-4.4'de gösterilmiştir.



Şekil 4.2 PR'ın AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği



Şekil 4.3 Sürükleme kuvvetinin AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği

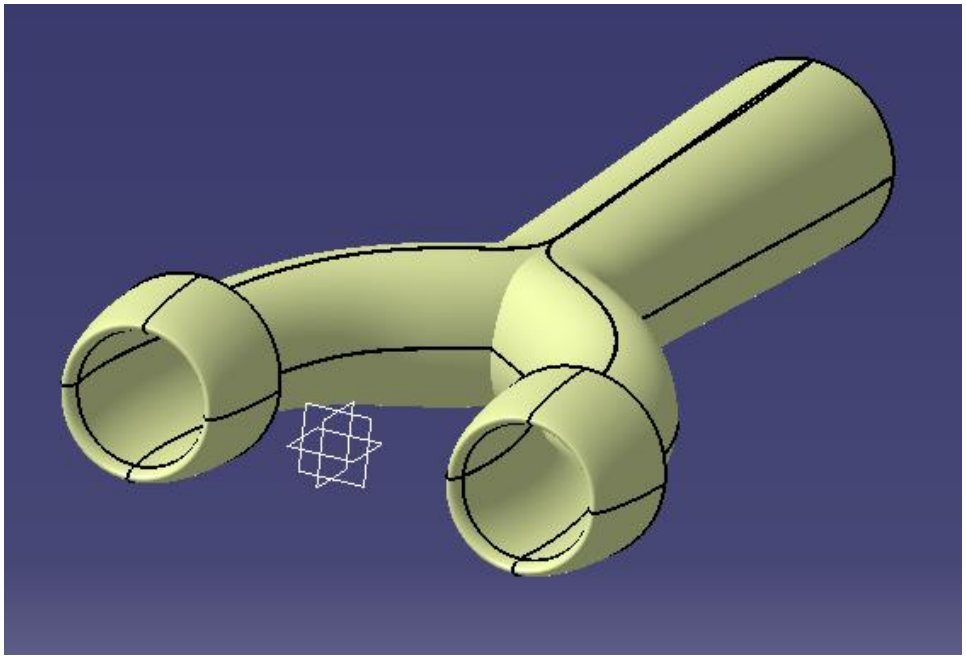


Şekil 4.4 DC60'ın AR, koniklik oranı ve alana göre yüzey grafiği

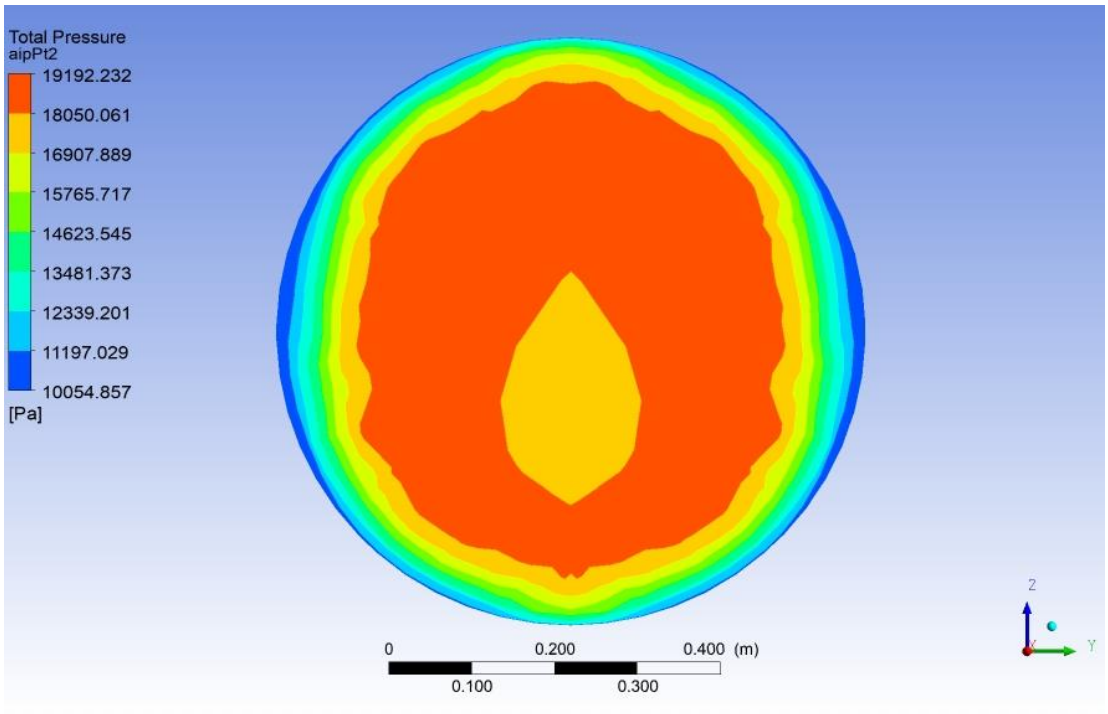
Optimizasyon analizi Minitab programının Response Optimizer aracıyla alığın sürükleme kuvvet ve DC60 minimize, PR parametresi ise maksimize edecek şekilde yapıldı. Optimum 3 geometri tasarım boyutları ve performans değerleri elde edildi. Bu geometrilerin akış analizleri tekrardan yapıldı. Akış analizi sonuçları, optimizasyon analizi sonucundaki tahmin edilen değerleri ile karşılaştırıldı. 2.geometrinin özellikleri 1.geometri ile çok benzer olduğu için tekrar analiz edilmemiştir. Tablo 4.1'de görüldüğü üzere tepki yüzeyinden elde edilen değerler ile HAD analizleriyle doğrulanmış ve sonuçlar yüksek yakınlık göstermektedir. Analiz sonucunda bu üç optimizasyon geometrilerinden 3. geometri sürükleme kuvveti daha düşük olduğu için seçilmiş ve hava alığı nihai tasarımı elde edilmiştir. Nihai tasarım geometrisi Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Tasarım geometrisinin basınç, hız ve Mach alanları Şekil 4.6-4.10'da gösterilmiştir.

Tablo 4.1 Optimum geometrilerin performans tablosu

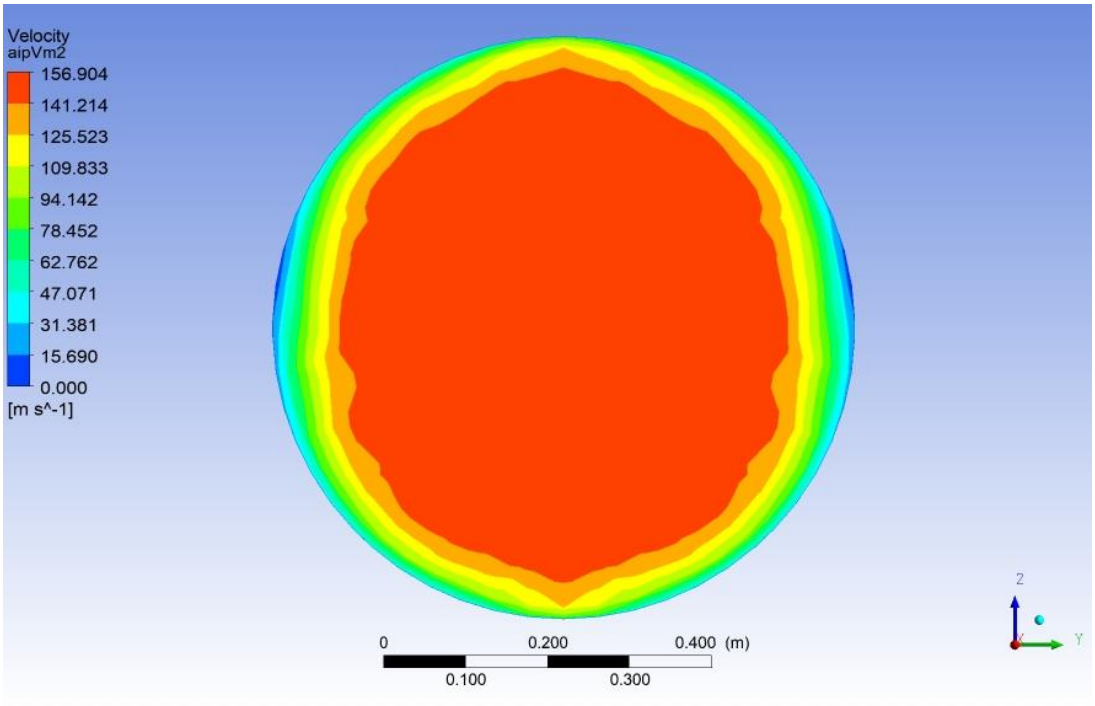
Geometri	Alan (mm^2)	AR	Koniklik Oranı	Sürükleme (N)			PR			DC60		
				Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata	Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata	Tepki yüzeyi	Nümerik	% Hata
1	241423	1	0.5110	226.599	234.864	3.519	0.973	0.972	0.128	0.092	0.106	13.498
2	241423	1	0.5226	234.264	-	-	0.973	-	-	0.093	-	-
3	**251987**	**1**	**0.4142**	**208.735**	**223.145**	**6.458**	**0.972**	**0.972**	**0.005**	**0.083**	**0.104**	**20.178**



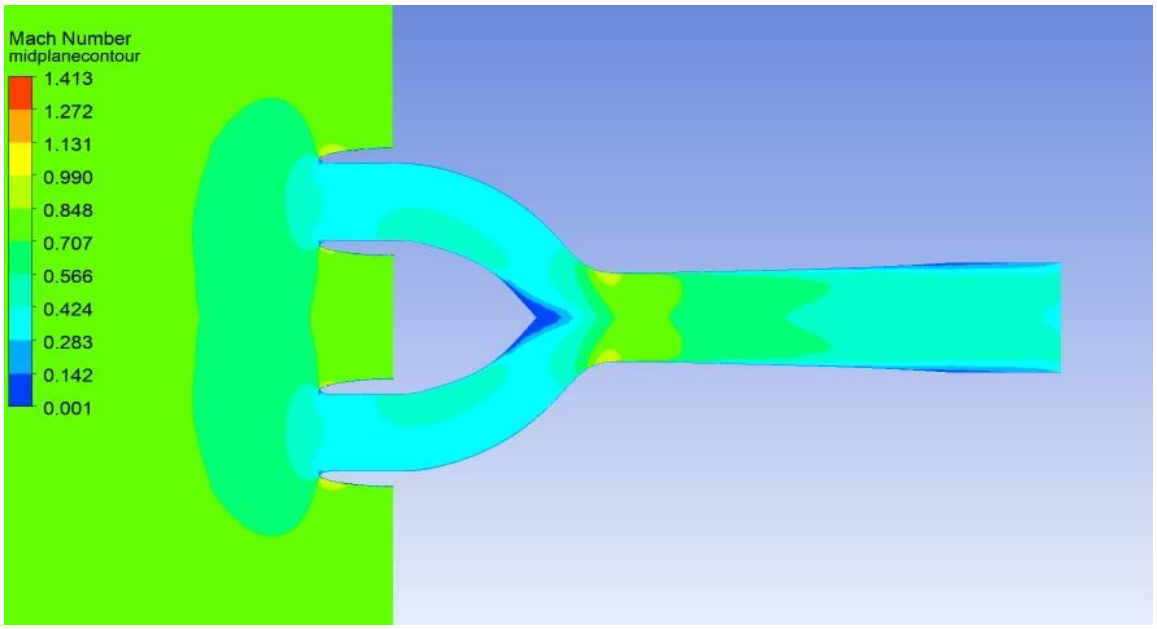
Şekil 4.5 Nihai tasarım geometrisi CAD çizimi



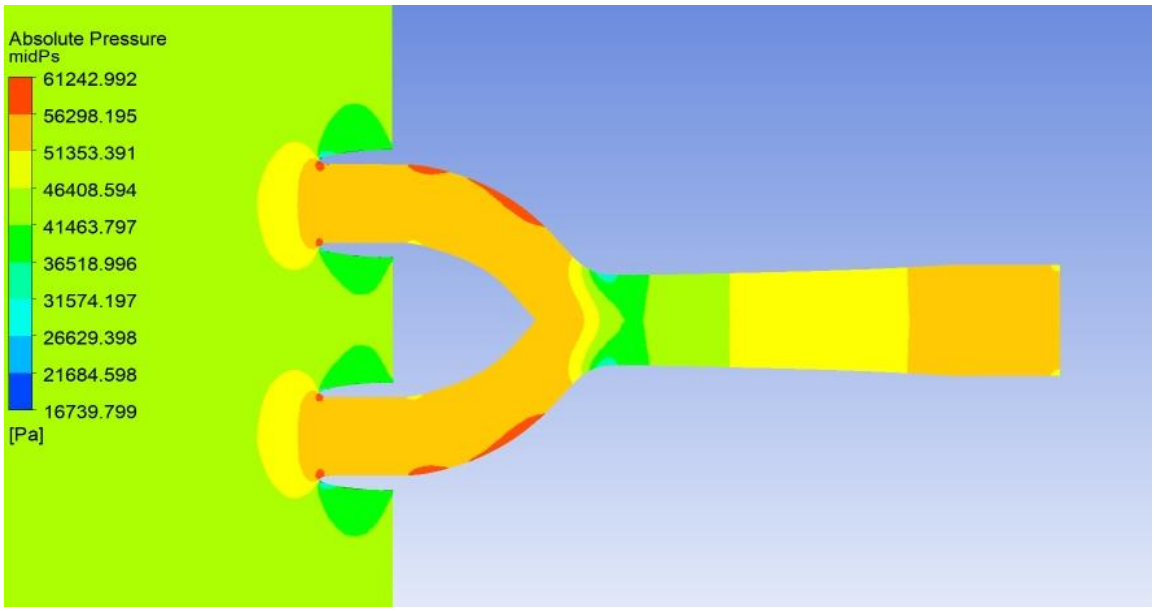
Şekil 4.6 Nihai tasarım AIP toplam basınç dağılımı



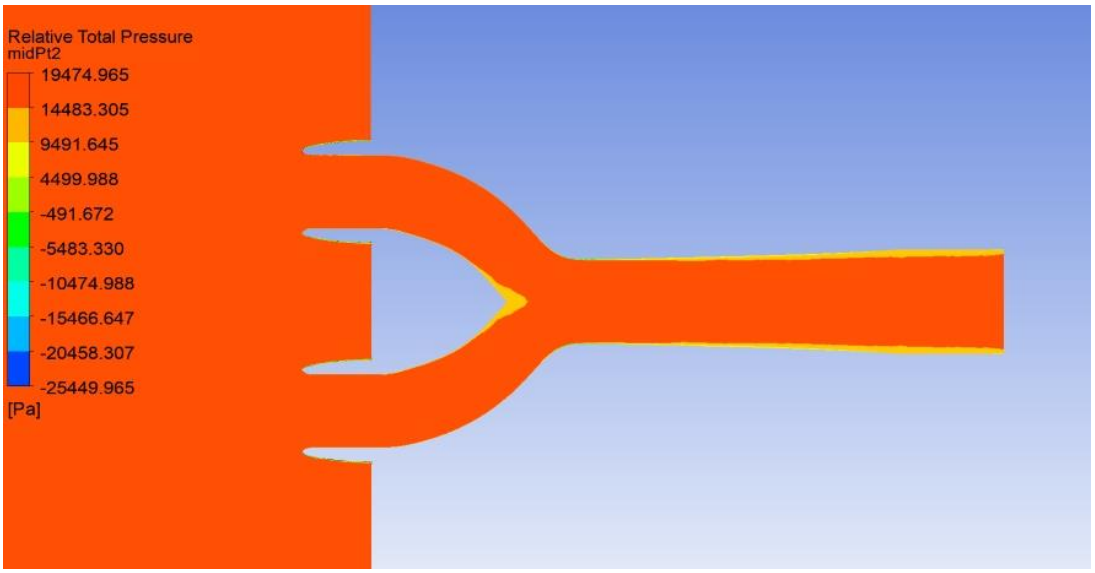
Şekil 4.7 Nihai tasarım AIP hız dağılımı



Şekil 4.8 Nihai tasarım simetri ekseni Mach dağılımı



Şekil 4.9 Nihai tasarım simetri ekseni statik basınç dağılımı



Şekil 4.10 Nihai tasarım simetri ekseni toplam basınç dağılımı

Şekil 4.6 ve 4.7'de görüldüğü üzere AIP yüzeyinde oldukça düzgün bir hız ve basınç dağılımı elde edilmiştir. AIP toplam basınç alanı incelendiğinde merkezdeki basınç düşümü y tünel birleşim yerinden ve hücum açısından dolayı olduğu söylenebilir. Şekil 4.10 de toplam basınç korunumundaki kayıpların tünelin birleşim noktasından ve sınır tabakadan olduğu gözlemlenmektedir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışma sonucunda, sesaltı hava alığı validasyonu 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 metodoloji ise optimizasyon yapıldı ve alık kesitinin nihai tasarımı elde edildi.

Proje kapsamında motor alığı tasarımı, bir jet eğitim uçağının bir uçuş koşu göz önünde bulundurularak sadece alık giriş kesiti üzerinde gerçekleştirilmiştir. İlerideki çalışmalarda daha detaylı bir tasarım kapsamıyla kalkış, tırmanış ve it dalaşı koşullarında tasarım gerçekleştirilebilir. Ek olarak analiz edilen geometriye uçağın ön gövdesi dahil edilerek hava alığının uçuş esnasında maruz kaldığı akış daha yüksek doğruluk ile modellenebilir.

KAYNAKLAR

[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., & Satchell, J. M.** (Ocak, 2018), CFD Validation and Flow Control of RAE-M2129 S-Duct Diffuser Using CREATETM-AV Kestrel Simulation Tools, *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting,* 5(1),31. doi:10.2514/6.2018-1512

[3] **Kimberly, A. E., Frank, B. W., and 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*. New York: McGraw-Hill Education

[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.,** *Intake Aerodynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, London, 1985.

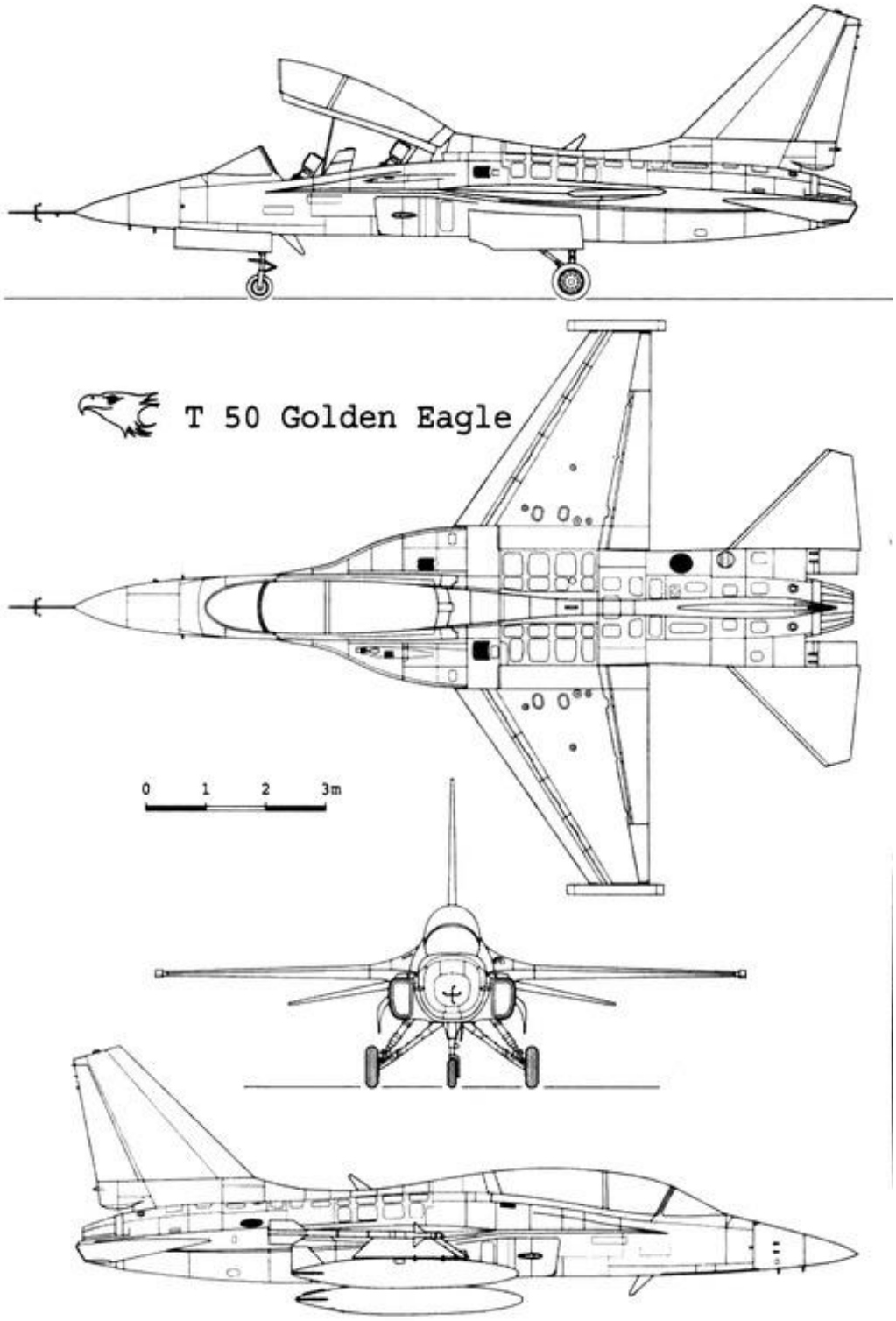
[10] **Hawkins, J. E.** (1976). YF-16 inlet design and performance. Journal Of Aircraft, 13436-441

EKLER

EK A: KAI T-50 teknik çizim taslağı

EK B: Optimizasyon çalışmasında kullanılan geometrilerin tasarım ve performans parametreleri

EK A



Şekil A.1 KAI T-50 teknik çizim taslağı[7]

EK B

Tablo B.1 Optimizasyon çalışmasında kullanılan geometrilerin tasarım ve performans değerleri tablosu

Geometri	Tasarım Parametreleri			Performans Parametreleri		
	Alan (mm^2)	AR	Koniklik oranı	DC60	PR	Sürükleme (N)
1	160125	1	0,4142	0,429274	0,913681	939,0351
2	160125	1	0,559466667	0,195007	0,944625	403,9016
3	160125	1	0,704733333	0,116465	0,956941	229,1254
4	160125	1	0,85	0,192381	0,958856	232,3679
5	160125	1,333	0,4142	0,188996	0,9442	409,8399
6	160125	1,333	0,559466667	0,18245	0,944255	395,367
7	160125	1,333	0,704733333	0,1347	0,954601	263,0408
8	160125	1,333	0,85	0,15195	0,958061	250,9074
9	160125	1,666	0,4142	0,352573	0,921315	754,1778
10	160125	1,666	0,559466667	0,179408	0,946763	348,2594
11	160125	1,666	0,704733333	0,23934	0,952531	287,3108
12	160125	1,666	0,85	0,142294	0,95764	262,6721
13	160125	2	0,4142	0,266656	0,922996	733,0444
14	160125	2	0,559466667	0,132402	0,947374	352,8808
15	160125	2	0,704733333	0,129456	0,953863	267,5446
16	160125	2	0,85	0,339737	0,949117	374,0077
17	181475	1	0,4142	0,124726	0,951736	292,681
18	181475	1	0,559466667	0,109589	0,962541	173,9366
19	181475	1	0,704733333	0,114906	0,964958	177,2304
20	181475	1	0,85	0,129295	0,964771	237,6851
21	181475	1,333	0,4142	0,130529	0,952575	261,3539
22	181475	1,333	0,559466667	0,229401	0,95951	195,9123
23	181475	1,333	0,704733333	0,110981	0,965221	173,9604
24	181475	1,333	0,85	0,127824	0,96701	205,2752
25	181475	1,666	0,4142	0,109681	0,954296	250,3363
26	181475	1,666	0,559466667	0,135381	0,958745	225,5787
27	181475	1,666	0,704733333	0,147027	0,961084	240,209
28	181475	1,666	0,85	0,121179	0,966684	217,4445
29	181475	2	0,4142	0,251485	0,949095	317,8881
30	181475	2	0,559466667	0,21547	0,953326	305,1231
31	181475	2	0,704733333	0,151177	0,964118	204,9545
32	181475	2	0,85	0,162058	0,965608	243,4167
33	202825	1	0,4142	0,11881	0,962373	171,1467
34	202825	1	0,559466667	0,099375	0,967695	163,3121
35	202825	1	0,704733333	0,094493	0,969315	211,6663
36	202825	1	0,85	0,121727	0,970886	267,9565
37	202825	1,333	0,4142	0,115757	0,961714	172,5707
38	202825	1,333	0,559466667	0,091797	0,968628	141,768
39	202825	1,333	0,704733333	0,114528	0,96891	219,6432
40	202825	1,333	0,85	0,125649	0,969904	283,1765
41	202825	1,666	0,4142	0,163917	0,958446	222,463

42	202825	1,666	0,559466667	0,210135	0,961704	234,5382
43	202825	1,666	0,704733333	0,130693	0,968487	229,2205
44	202825	1,666	0,85	0,33612	0,962622	412,6852
45	202825	2	0,4142	0,156154	0,958695	220,6775
46	202825	2	0,559466667	0,137378	0,967998	186,0991
47	202825	2	0,704733333	0,269411	0,96479	302,1828
48	202825	2	0,85	0,312838	0,967214	411,4895
49	224175	1	0,4142	0,089803	0,967952	153,4519
50	224175	1	0,559466667	0,082325	0,970762	206,0379
51	224175	1	0,704733333	0,106603	0,972989	297,0495
52	224175	1	0,83	0,104246	0,972239	394,0953
53	224175	1,333	0,4142	0,118598	0,968276	141,1839
54	224175	1,333	0,559466667	0,107874	0,971677	196,01
55	224175	1,333	0,704733333	0,192242	0,968687	341,6787
56	224175	1,333	0,85	0,165467	0,970735	431,817
57	224175	1,666	0,4142	0,081589	0,967772	155,3984
58	224175	1,666	0,559466667	0,123599	0,971213	219,1445
59	224175	1,666	0,704733333	0,227589	0,968238	374,7725
60	224175	1,666	0,85	0,259286	0,968828	489,5535
61	224175	2	0,4142	0,11558	0,968153	184,0034
62	224175	2	0,559466667	0,132703	0,969923	259,9061
63	224175	2	0,704733333	0,306632	0,967227	442,0368
64	224175	2	0,85	0,298164	0,969553	532,1796
65	245525	1	0,4142	0,091844	0,970678	200,9002
66	245525	1	0,559466667	0,109093	0,973196	297,9785
67	245525	1	0,704733333	0,126784	0,97249	460,6701
68	245525	1	0,85	0,145158	0,971587	618,5542
69	245525	1,333	0,4142	0,107664	0,971457	185,0382
70	245525	1,333	0,559466667	0,161003	0,970192	336,3074
71	245525	1,333	0,704733333	0,213918	0,969552	514,845
72	245525	1,333	0,85	0,264292	0,96941	666,1155
73	245525	1,666	0,4142	0,11571	0,970493	216,1724
74	245525	1,666	0,559466667	0,181345	0,969396	363,9988
75	245525	1,666	0,704733333	0,273603	0,968662	554,808
76	245525	1,666	0,85	0,258334	0,96962	683,2291
77	245525	2	0,4142	0,116628	0,971055	237,5517
78	245525	2	0,559466667	0,26371	0,96832	430,0324
79	245525	2	0,704733333	0,292167	0,969971	598,479
80	245525	2	0,85	0,293121	0,970436	736,7853
81	266875	1	0,4142	0,096672	0,97369	287,3946
82	266875	1	0,559466667	0,097315	0,974082	447,6824
83	266875	1	0,704733333	0,129268	0,973132	672,7738
84	266875	1	0,85	0,138256	0,972821	857,0607
85	266875	1,333	0,4142	0,091749	0,973432	270,3153
86	266875	1,333	0,559466667	0,213882	0,970741	509,4286
87	266875	1,333	0,704733333	0,247199	0,96945	739,9402
88	266875	1,333	0,85	0,254664	0,969798	904,3214
89	266875	1,666	0,4142	0,124465	0,970935	319,9599

90	266875	1,666	0,559466667	0,282115	0,968875	567,9286
91	266875	1,666	0,704733333	0,259352	0,970992	753,4396
92	266875	1,666	0,85	0,276939	0,970257	991,7804
93	266875	2	0,4142	0,179165	0,970176	364,7727
94	266875	2	0,559466667	0,277267	0,969618	611,0984
95	266875	2	0,704733333	0,280435	0,970734	806,0426
96	266875	2	0,85	0,28341	0,969347	960,1979