
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

HAVA ARAÇLARI İÇİN BUMP TİPİ SÜPERSONİK HAVA ALIĞI TASARIMI

Oğuzhan ÇABUK

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TEMMUZ 2023

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Oğuzhan ÇABUK

27/07/2023

HAVA ARAÇLARI İÇİN BUMP TİPİ SÜPERSONİK HAVA ALIĞI TASARIMI

(Yüksek Lisans Tezi)

Oğuzhan ÇABUK

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Temmuz 2023

ÖZET

Hava solumalı jet motorlu ses üstü hava araçlarında, hızı ses altı hızlara düşürmek için farklı hava alığı tipleri kullanılmaktadır. Günümüzde yeni nesil savaş uçaklarının hava alığı tasarımında özellikle ağırlık, karmaşıklık ve radar görünürlüğü gibi konularda üstün yönleri nedeniyle literatürde "bump" veya "diverterless" olarak bilinen hava alığı tipi öne çıkmaya başlamıştır. Bu nedenle tez çalışması kapsamında bump tipi hava alığı tasarımı ve performansı üzerine çalışma yapılmıştır. Tez çalışmasında öncelikle bump tipi hava alığı tasarımı için konik şok sayısal çözümü gerçekleştirilmiş ve yüzey tasarım metodu tanımlanarak, bilgisayar destekli tasarım ortamında otomatik çizecek bir kod yapısı oluşturulmuştur. Yüzey performansının çıkarılması için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri kullanılmıştır. Bu kapsamda OpenFOAM-HISA çözücüsü kullanılarak bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği metodu tanımlanmış ve bu metot için doğrulama çalışmaları ile çözüm ağından bağımsızlık çalışmalar yapılmıştır. Doğrulanan çözüm metodu kullanılarak 8 farklı bump yüzeyi ile bu yüzeylerin tasarımlarında kullanılan 2 farklı koninin tasarım hızlarındaki performanslarının tespiti için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda bump yüzeyinin ses üstü tasarım hızındaki şok yapısı ve şok sonrası akış özellikleri, konik şok ve konik şok sonrası akış özellikleri ile karşılaştırılmıştır. Bump yüzeyinin geometrik olarak konik şok yapısında bir şok oluşturduğu ve bump sıkıştırma yüzeyin sonundaki akış özelliklerinin de konik şok sonrası akış özelliklerine yakın mertebede olduğu görülmüştür. Ayrıca bump yüzeyi üzerinde simetri ekseninden yüzey açıklığı boyunca basınç değerinin düştüğü ve bu nedenle yüzeyin üstündeki düşük enerjili sınır tabaka akışının yüzey kenarlarına yönlendirildiği tespit edilmiştir. Bump tasarım parametrelerinden radyal açı değeri ve koni yarı tepe açısının artmasıyla beraber sınır tabaka yönlendirme kabiliyetinin de arttığı gözlemlenmiştir.

Bilim Kodu	:	91411
Anahtar Kelimeler	:	Hava alığı, Bump, DSI, Süpersonik Akış, Konik Şok, HAD, OpenFOAM
Sayfa Adedi	:	89
Danışman	:	Doç. Dr. Nureddin DİNLER

BUMP TYPE SUPERSONIC INTAKE DESIGN FOR AIR VEHICLES

(M. Sc. Thesis)

Oğuzhan ÇABUK

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

July 2023

ABSTRACT

Different intake types are used in air-breathing jet powered supersonic aircraft to reduce the speed to subsonic speeds. In the design of intake for modern generation fighter, the type of intake known as "bump" or "diverterless" has gained prominence in the literature due to its superior characteristics in terms of weight, complexity, and radar visibility. In this thesis, the design and performance of bump type intake were investigated. First of all, numerical solution of conical shock for the bump type air intake design was realized and a code structure was created that will automatically create in the computer aided design environment by defining the surface design method. Bump surface performance was determined using computational fluid dynamics analyses. In this context, validation studies for computational fluid dynamics method using OpenFOAM-HISA solver and mesh independency studies were carried out. Computational fluid dynamics analyzes were performed to determine the performance of 8 different bump surfaces and 2 different cones used in the design of bump surfaces at design Mach number. As a result of the thesis, the shock structure and shock flow properties of the bump surface at supersonic design speed were compared with the conical shock and conical shock flow properties. It has been observed that the bump surface generates a shock that resembles the geometric structure of a conical shock and the flow properties at the end of the bump compression surface are close to the flow properties after the conical shock. It has also been observed that the pressure value decreases along the span of the surface from the symmetry axis on the bump surface, and therefore the boundary layer flow on the surface is diverted to the outside of the bump surface. An increase in the radial angle and cone angle, which are key design parameters of the bump compression surface, was observed to enhance the boundary layer divert capability of the surface.

Science Code	:	91411
Key Words	:	Intake, Bump, DSI, Supersonic Flow, Conical Shock, CFD, OpenFOAM
Page Number	:	89
Supervisor	:	Assist. Prof. Dr. Nureddin DİNLER

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince sabırla, yapıcı ve olumlu bir şekilde her zaman desteğini hissettiğim değerli danışmanım Doç. Dr. Nureddin DİNLER'e, her zaman varlıklarından güç aldığım sevgili aileme, sonsuz desteğini hep hissettiğim hayat arkadaşım, sevgili eşim Selen ÇABUK'a teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca tez çalışması süresince tüm altyapı, araç ve gereçlerin sağlanmasında destek olan ROKETSAN A.Ş.'ye desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ ix

ŞEKİLLERİN LİSTESİ x

SİMGELER VE KISALTMALAR xiii

1. GİRİŞ 1

2. YÜZEY TASARIM METODU 21

2.1. Konik Akış 21

2.1.1. Koni etrafındaki akışın fiziksel yapısı 22

2.1.2. Taylor-Maccoll eşitliği 23

2.1.3. Taylor-Maccoll eşitliğinin sayısal yöntemlerle hesaplanması 28

2.1.4. Adi diferansiyel denklemlerin sayısal çözümü 31

2.2. Bump Yüzey Tasarımı 34

2.2.1. Sıkıştırma Yüzeyi 35

2.2.2. Geçiş Yüzeyi 38

3. HAD METODU TANIMLAMA VE DOĞRULAMA 39

3.1. Çözücü ve Metot 39

3.2. Metot Doğrulama Çalışmaları 40

3.2.1. Referans deneysel çalışma 41

3.2.2. Sınır koşulları, çözüm ağı ve HAD analizi 43

3.2.3. Analiz Sonuçları 45

3.3. Çözüm Ağı Hücre Sayısından Bağımsızlık Çalışması 48

Sayfa

3.3.1. Geometri, sınır koşulları, çözüm ağı ve HAD analizi 48
3.3.2. Hücre sayısından bağımsızlık çalışması sonuçları 52
4. BUMP YÜZEYİ HAD ANALİZLERİ 55
4.1. Geometri 55
4.2. Sınır Koşulları, Çözüm Ağı, Uçuş Koşulları ve Çözücü Ayarları 60
4.3. Bump Analiz Sonuçları 62
4.3.1. Şok yapısı ve şok sonrası akış özellikleri 62
4.3.2. Akış çizgileri ve sınır tabaka akışı 67
4.3.3. Basınç dağılımı 76
5. SONUÇLAR VE GELECEK ÇALIŞMALAR 81
5.1. Sonuçlar 81
5.2. Gelecek Çalışmalar 82
KAYNAKLAR 85
ÖZGEÇMİŞ 89

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Genel HAD Çözücü Ayarları 40

Çizelge 3.2. Test Modelinin Temel Boyutları 42

Çizelge 3.3. Test Modeli Koordinatları 42

Çizelge 3.4. Ses üstü hava alığı test koşulları 43

Çizelge 3.5. Doğrulama çalışmaları çözüm ağı boyutları 44

Çizelge 3.6. Çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları çözüm ağı boyutları 50

Çizelge 3.7. Çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları sınır tabak çözüm ağı boyutları 51

Çizelge 4.1. Bump yüzeyi tasarım uzayı 57

Çizelge 4.2. Koni tasarım uzayı 58

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 1.1. Hava aracına hız aralığına göre uygun motor tipleri 1

Şekil 1.2. Turbojet motoru şematik çizimi..... 3

Şekil 1.3 Hava alığı yerleşim tipleri..... 3

Şekil 1.4. Hava alığı ve hava aracı hızı uygunluğu..... 4

Şekil 1.5. Temel hava alığı tipleri 4

Şekil 1.6. Hava alığı tiplerinin sınıflandırılması 6

Şekil 1.7. Dış sıkıştırmalı hava alıkları için optimum basınç kaybı grafiği..... 7

Şekil 1.8 Dış sıkıştırmalı hava alığı akış alanı bölümleri 8

Şekil 1.9. Hava alığı etkisi ile beraber toplam hava aracı performansı akış diyagramı 9

Şekil 1.10. Konik şok ve şok sonrası akım çizgileri 13

Şekil 1.11. Bump Yüzeyi sınır tabaka yönlendirmesi..... 15

Şekil 1.12. Konik akış alanı ve bump sıkıştırma yüzeyi 15

Şekil 1.13. Geçiş yüzeyi..... 16

Şekil 1.14. Değişken ve uyarlanabilir bump yüzeyi 17

Şekil 2.1. Eksenel simetri bir cisim için silindirik koordinat sistemi 22

Şekil 2.2. Koni üzerindeki ses üstü akış..... 23

Şekil 2.3. Koni için küresel koordinat sistemi 23

Şekil 2.4. Bir koni üzerindeki akımın nümerik çözümü için geometri 28

Şekil 2.5. Bump tipi hava alığında iki boyutlu sıkıştırma ve geçiş yüzeyi 34

Şekil 2.6. Konik akış alanından türetilmiş bump yüzeyi 35

Şekil 3.1. Test modelinin 2 ve 3 boyutlu gösterimi 41

Şekil 3.2. HAD Analizinde Kullanılan Modelin Ayrıntılı Boyutları (mm)..... 42

Şekil 3.3. Rüzgâr tüneli test kurulumu ve test modeli 43

Şekil **Sayfa**

Şekil 3.4. İki boyutlu akış alanı ve sınır koşulları 44

Şekil 3.5. Doğrulama çalışmaları çözüm ağı görselleri 44

Şekil 3.6. Akış alanı basınç dağılımı 46

Şekil 3.7. Akış alanı mach sayısı dağılımı 46

Şekil 3.8. Akış alanı şok yapısı 47

Şekil 3.9. Rampa yüzeyi basınç dağılımı 47

Şekil 3.10. Kaplama yüzeyi basınç dağılımı 48

Şekil 3.11. Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları geometrisi 49

Şekil 3.12. Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları sınır koşulları 50

Şekil 3.13. Akış alanı boyutları ve akış alanındaki çözüm ağı 51

Şekil 3.14. Koni ve koni etrafındaki çözüm ağı 52

Şekil 3.15. Simetri düzleminde koni etrafı çözüm ağı ve sınır tabaka çözüm ağı 52

Şekil 3.16. Çözüm ağı etkisinin akış üzerine olan etkilerinin incelendiği konumlar 53

Şekil 3.17. Çözüm ağına göre çizgi üzerindeki basınç değişimi 53

Şekil 3.18. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın basınç değişimi 54

Şekil 3.19. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın sıcaklık değişimi 54

Şekil 3.20. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın hız değişimi 54

Şekil 4.1. Bilgisayar destekli tararım ortamında geometri oluşturma adımları 56

Şekil 4.2. Konik şok ve bump yüzeyi kesişimi 58

Şekil 4.3. Örnek geometriler için yüzey tasarımı doğrulama 58

Şekil 4.4. Üç boyutlu bump yüzeyleri 59

Şekil 4.5. Yüzey simetri düzlemi ve sıkıştırma yüzeyi sonundaki yüzey eğrilerinin karşılaştırılması 60

Şekil 4.6. Yüzeyler üzerindeki çözü ağı 61

Şekil 4.7. Simetri düzlemindeki hacim ve sınır tabak çözüm ağı 61

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.8. Şok açısı 63

Şekil 4.9. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki ortalama akış özellikleri 64

Şekil 4.10. Bump ve koninin simetri düzleminde (yz düzlemi) basınç dağılımı ve şok yapısı 65

Şekil 4.11. Bump ve koninin xz düzleminde sıkıştırma yüzeyinin sonundaki basınç dağılımı ve konik şok karşılaştırması 66

Şekil 4.12. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılımı 67

Şekil 4.13. Sınır tabaka davranışı incelenen noktalar 68

Şekil 4.14. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 1 ve geometri 2) 70

Şekil 4.15. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 3 ve geometri 4) 71

Şekil 4.16. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 5 ve geometri 6) 71

Şekil 4.17. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 7 ve geometri 8) 72

Şekil 4.18. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 1 ve geometri 2) 73

Şekil 4.19. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 3 ve geometri 4) 74

Şekil 4.20. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 5 ve geometri 6) 75

Şekil 4.21. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 7 ve geometri 8) 76

Şekil 4.22. Bump ve koninin sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılımı 78

Şekil 4.23. Bump ve koni yüzeylerinin basınç dağılım görselleri 79

SİMGELER VE KISALTMALAR

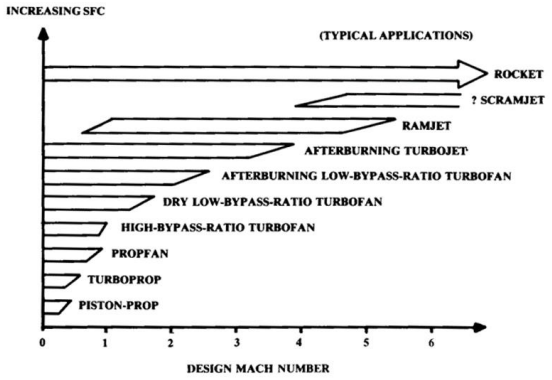
Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
A ve B	Sıkıştırma yüzeyi denklem katsayıları
e_r, e_θ ve e_ϕ	Silindirik koordinat birim vektörler
K	Düzlem yüksekliği
k_n ve l_n	Runge-Kutta katsayıları
M	Mach sayısı
M_2	Şok sonrası hız
P	Statik basınç
P_{t0}	Serbest akış toplam basınç değeri
P_{t2}	Motor önü toplam basınç değeri
$P_{t2,ort}$	Motor önü ortalama toplam basınç
$P_{ttheta,ort}$	Motor önü bir dilimdeki ortalama toplam basınç
$q_{2,ort}$	Motor önü ortalama dinamik basınç
r, ϕ, z	Silindirik koordinat sistemi
V^1	Boyutsuz hız
V	Bileşke hız bileşeni
V_∞	Serbest akış hızı
V_{max}	Maksimum hız
V_r ve V_θ	Radyal ve normal hız bileşenleri
β	Şok açısı
γ	Özgül ısı oranı
θ	Radyal açı
θ_c ve δ	Koni yarı tepe açısı
ρ	Yoğunluk
$\emptyset(x_i, y_i, h)$	Runge-Kutta artım fonksiyonu

Kısaltmalar	Açıklamalar
DC	Distortion ceoefficient(bozuntu katsayısı)
DSI	Diverterless supersonic inlet
HAD	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
HISA	High speed aerodynamic
OpenFOAM	Open-source field operation and manipulation
PR	Pressure recovery(basınç geri kazanım değeri)
RANS	Reynold averaged Navier Stokes
SST	Shear stress transport

1. GİRİŞ

Hava araçları gerekli itkiyi sağlamak için hava aracı tasarım hızı ve amacına göre piston-pervane, turboprop, turbofan, turbojet, ramjet ve scramjet gibi farklı tipte motor seçeneklerine sahiptir (Şekil 1.1). Tüm bu hava aracı motorları dış havanın sıkıştırılarak yakıtla karışması ve karışımın yanması sonucu çıkan yüksek basınçlı sıcak gazın ortaya çıkardığı enerji ile çalışır. Günümüzde yüksek ses altı ve ses üstü hızlarda hava aracı tasarımında en çok kullanılan motor tipleri eksenel turbofan ve turbojet motor tipleridir. Her iki motor sistemi de benzer şekilde çalışmaktadır. Hava alığı tarafından gelen hava kompresöre ulaştırılır ve bu hava kompresör tarafından atmosfer basıncın birkaç katı kadar sıkıştırılır. Bu sıkışmış hava yanma odasına geçer ve üzerine yakıt enjekte edilerek karıştırılır ve ortaya çıkan bu karışım ateşlenir. Yanma sonucunda ortaya çıkan yüksek basınçlı ve sıcak hava ani bir şekilde dışarı atılarak hava aracı için gerekli itki sağlanır.



Şekil 1.1. Hava aracına hız aralığına göre uygun motor tipleri (Raymer, 1992: 195)

Turbojet ve turbofan motorlar için kompresör girişindeki eksenel hava hızı en fazla 0,5 Mach civarında olduğunda yüksek verimle çalışır (Raymer, 1992). 0,5 Mach'dan daha yüksek hız değerlerinde kompresör kanatçığının uç noktalarındaki hız değeri ses hızı civarı ya da ses hızı üstü değerlere ulaşır ve bu durum kompresörün verimsiz bir şekilde çalışmasına neden olur. Bu nedenle de hava araçlarında motora giren akış hızını yavaşlatmak için hava alığı sistemleri kullanılır.

Günümüz havacılığında tasarım işlemlerinde hava aracının tüm parçalarından mümkün olan en üst performansı elde etmek kritik öneme sahiptir. Hava alığı sistemleri de toplam hava aracı performansı için önemli bir rol oynamaktadır. Kompresörün yüksek verimle

çalışabilmesi için hava alığının motor için gerekli hava debisini minimum basınç kaybı ve bozuntu ile sağlamış olması gerekmektedir. Aksi durum kompresörün veriminin düşmesine ve motordan elde edilen toplam itki değerinde düşüşe neden olur. Bu nedenle hava aracının toplam performansı için motor ve hava alığı uygunluğu büyük önem taşımaktadır. Hava alığı, hem motorun hem de hava aracının bir parçası olduğundan dolayı, sadece motorla değil hava aracı ile olan uygunluğunun da hava aracı performansına dâhil edilmesi önem taşımaktadır. Hava aracı tasarım amacına göre hava aracı hızı, akış sıkıştırma bölgesi, hava alığı yerleşim pozisyonu gibi farklı başlıklar altında hava alıkları sınıflandırılabilmektedir.

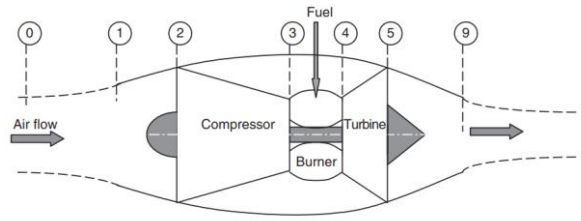
Hava alığı

Modern yolcu ve askeri uçaklar gaz türbinli motorlar ile çalışmaktadır. Farklı tipte gaz türbinli motorlar olmakla beraber tüm gaz türbinli motorlar benzer parçalardan oluşur ve çalışma mantığı aynıdır. Her hava solumalı itki sistemine sahip hava aracı, motoruna hava girişini sağlayabilmek için en az bir hava alığına sahip olmalıdır. Bu hava alığının temel amacı itki sistemi için hava akışını yakalamak olmakla beraber, bazı durumlarda soğutma sistemleri vb. sistemler için de hava sağlayabilir. Hava aracının mümkün olan en iyi performansı elde edebilmesi için maksimum itki ve minimum sürüklemeye sahip olmalıdır. Jet motorlara sahip bir hava aracının farklı hız, irtifa, hücum açısı vb. gibi parametrelere göre uçuş zarfının tamamı için maksimum itki değerini sağlayacak bir hava alığına sahip olması kritik önem arz etmektedir. Hava alığı temel olarak serbest akışa maruz kalan itki sisteminin ilk birleşeni olarak görülmektedir. Bu nedenle de yüksek itki verimi için kabul edilebilir enerji seviyesine(yüksek basınç kazanımı/düşük basınç kaybı) ve kaliteye(düşük bozuntu) sahip havayı motora sağlamak zorundadır. Bunların yanında hava aracına itki sistemi dışındaki etkilerini azaltmak için hava alığı kaynaklı sürüklemenin de minimum seviyede olması gerekmektedir.

Özet olarak hava alığı motor kompresörü öncesine yerleştirilmiş hava aracının bir parçası olmakla beraber, temel olarak itki sistemi için hizmet eder. Hava alığı performansı gaz türbinli motorun net itki değeri üzerinde kuvvetli bir etkiye sahiptir. Bu nedenle hava alığı tasarımı hava araçları için kritik derecede önemlidir.

Bir turbojet motorun şematik çizimi Şekil 1.2'de verilmiştir. Bu çizimde 0:serbest akış, 1:hava alığı girişi, 2:kompresör yüzeyi, 3:kompresör çıkışı, 4:yanma odası çıkışı, 5:türbin çıkışı ve 9:lüle çıkışı olarak tanımlanmıştır. Hava alığı serbest akış istasyonundan gelen akışı

içeri girmesini sağlayarak olan bu akışın doğru hızda, yeterli kalite ve düşük bozuntu (distortion) ile kompresör yüzeyine dağıtılmasını fonksiyonunu yerine getirir.

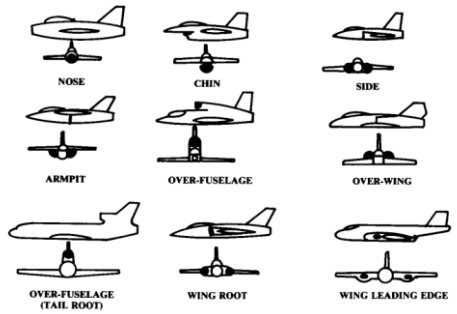


Şekil 1.2. Turbojet motoru şematik çizimi (Farokhi, 2014: 153)

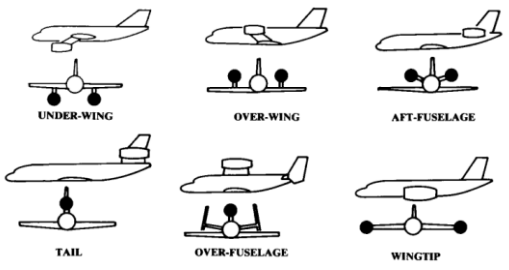
Hava Alığı Yerleşimi

Hava alığının hava aracı üzerindeki konumu, neredeyse hava alığı geometrisi kadar motor performansı üzerinde etkiye sahiptir. Eğer hava alığı hava aracının gövde, kanat vb. parçalarından kaynaklı girdaplı ya da ayrılmış akışı içerisine alırsa, özellikle hava alığına giren bozuntuya sahip bu akış motor performansının ciddi oranda düşmesine neden olabilir. Şekil 1.3'te hava alığı konumu için çeşitli seçenekler gösterilmiştir.

Buruna konumlandırılmış hava alığı tamamen temiz havanın hava alığından içeri girmesini sağlar. Bu tip bir yerleşim daha çok ilk savaş uçaklarında kullanılmıştır. Gövde, akış üzerinde herhangi bir bozuntu oluşmasına neden olamaz, ancak bu tip bir yerleşim çok uzun bir hava alığı kanal boyu ihtiyacı ortaya çıkarır ve bu durum hava alığının ağır olmasına, yüksek kayıplara neden olmasına ve gövde hacminin çoğunluğu kaplamasına neden olur.



(a) Gömülü motorlar

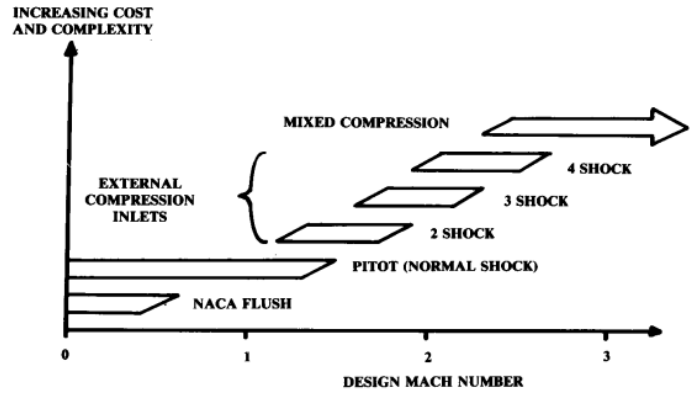


(b) Gömülü olmayan motorlar

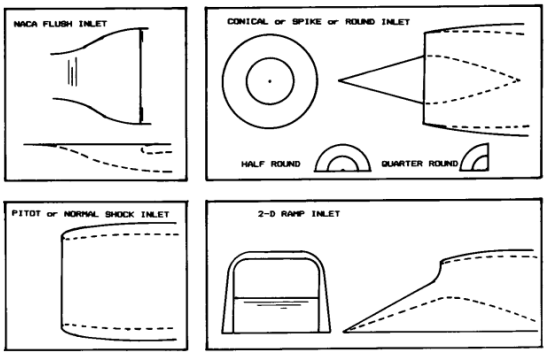
Şekil 1.3 Hava alığı yerleşim tipleri (Raymer, 1992: 208)

Hava alığı tipleri

Hava aracı üzerine monte edilmiş bir jet motorunun performansı büyük oranda hava alığının performansına bağlıdır. Hava alığının tipi ve geometrisi ile hava kanalı motora sağlanan havanın basınç kaybı ve bozuntusu ile birlikte sürükleme kaynaklı etkilerini belirleyecektir. Bu durum da motorun sağladığı net itki ve yakıt tüketimi gibi değerleri etkileyecektir. Kabaca yüzde 1'lik bir basınç kaybı yaklaşık olarak yüzde 1,3 civarında itkinin azalmasına neden olmaktadır (Raymer, 1992). Ayrıca, hava alığı dış kaplaması ve sınır tabaka yönlendiricisi de hava aracı sürüklemesini etkilemektedir. Bu sürükleme değeri hava aracına monte edilmiş bir motorun net itki değerinde bir azalmaya neden olacaktır.



Şekil 1.4. Hava alığı ve hava aracı hızı uygunluğu (Raymer, 1992: 206)



Şekil 1.5. Temel hava alığı tipleri (Raymer, 1992: 199)

Raymer (1992) tarafından tasarım hız değerine göre temelde dört farklı hava alığı tipi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır (Şekil 1.4 ve Şekil 1.5).

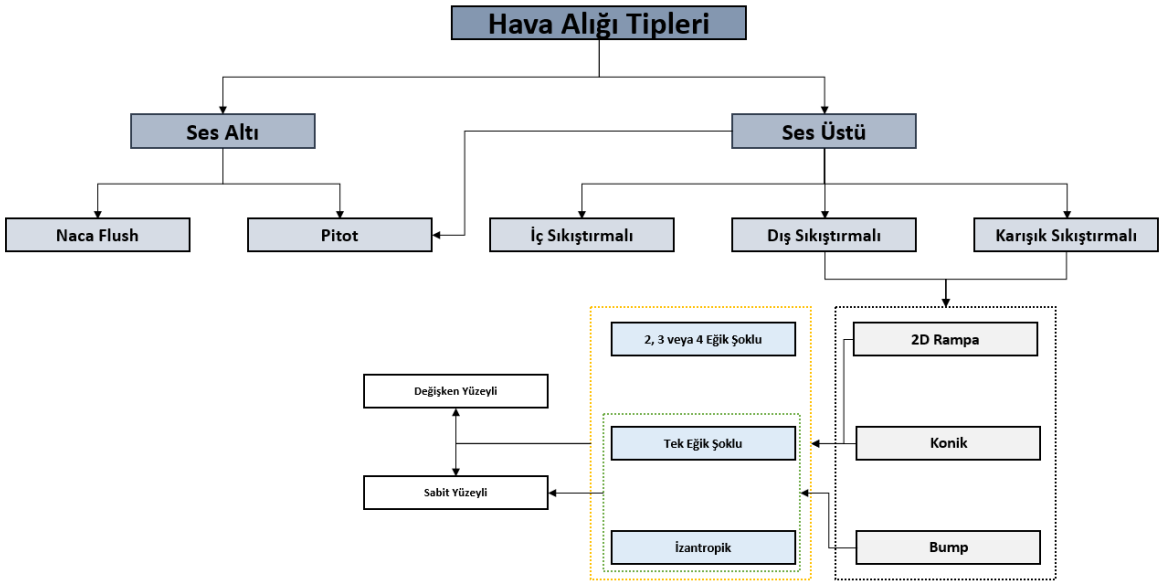
- NACA Flush tipi hava alığı tarihte ilk geliştirilen birkaç savaş uçağında kullanılmakla beraber günümüzde büyük oranda basınç kaybına neden olduğundan dolayı kullanımı yaygın değildir. Ancak yine de motor gövdenin içerisindeyse eğer hava aracı ıslak alanının ve ağırlığının azalmasını sağladığı için iyi tasarlanmış bir NACA Flush tipi hava alığı kullanılabilir. Günümüzde bu tip bir hava alığı basınç kaybının daha az önemli olduğu APU (auxiliary power units) hava alığı olarak ya da hava aracının farklı sistemlerinin soğutulması için gerekli hava girişinin sağlanması amacıyla kullanılmaktadır.

- Pitot tipi hava alığı ses altı ve düşük ses üstü hızlarda çok iyi çalışmakla beraber, ses üstü hızlarda kullanıldığında normal şok hava alığı olarak da adlandırılmaktadır. Hava alığı girişindeki ağız bölgesinin profil yapısı motor performansı ve hava aracı sürüklemesi üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Büyük yarıçapa sahip bir ağız profil özellikle yüksek hücum ve kayma açılarında hava alığı içerisine giren akışın bozuntusunu minimize etme eğilimindedir. Ayrıca, hava aracı kalkış anı gibi ekstra hava gerektiği durumlarda için de verimlidir. Ancak büyük yarıçaplı bu profil yapısı hava alığının dış bölgesinde şok kaynaklı ayrılmış akışa neden olur ve bu nedenle sürüklemenin ciddi oranda artmasını sağlar. Ses üstü hızlarda uçan hava araçları için profil yapısı genellikle keskin yapıdadır. Ağız profil yarıçapı ses üstü hızlarda uçan hava araçları için genel olarak hava alığı giriş yüzeyi yarıçapının yaklaşık yüzde 3-5 civarındayken, bu değer ses altı hızlarda uçan hava araçları için yaklaşık yüzde 6-10 aralığındadır (Raymer, 1992). Bu tip hava alıklarında hava alığı giriş yüzeyi motor eksenine dik olmayabilir. Hava alığı giriş açısı hava aracının hücum açısı değeri ve hava alığı yerleşimine göre değişmekle beraber genel olarak hava aracının seyir hızındaki hava alığı civarında oluşturduğu akış yönünde olacak şekilde belirlenmektedir.

- Şekil 1.5'te verilen diğer hava alığı tipleri ses üstü hava araçlarının kullanımı için en uygun hava alığı tipleridir. Pitot (normal şok) tipindeki hava alığına göre daha iyi bir performans ortaya koyarlar. Bu hava alıkları konik hava alığı ve iki boyutlu rampa tipi hava alığı olarak adlandırılmıştır. Konik hava alığı tipik olarak daha düşük bir basınç kaybına neden olmakla beraber, yüksek sürüklemeye neden olurken değişken yüzey geometrisi ile verimi artırmak için daha karmaşık mekanizmalara ihtiyaç duymaktadır. Rampa tipi hava alığı ise genellikle Mach=2'ye kadar olan hızlarda kullanılırken konik hava alığı daha yüksek hızlar için kullanılmaktadır.

Daha önce bahsedildiği gibi her hava alığı için en temel özellik hava hızını motor girişinde yaklaşık ses hızını altına indirmesi gerekliliğidir. Bunun için de ses üstü hızlarda gelen akışı ses altı hızlara indirmek için bir normal şok meydana gelir. Ancak basınç normal şok kuvveti ile doğrudan bağlantılıdır ve hava alığı ne kadar yüksek hızda normal şok oluşmasına neden olursa o kadar yüksek bir basınç kaybının yaşanmasına neden olur. Bu nedenle normal şok öncesinde hava alığı geometrisi ile eğik şok yapısı oluşturularak çok daha düşük bir basınç kaybı ile hava hızı daha düşük bir ses üstü hıza indirilir. Daha sonrasında bu düşük hız değerinde normal şok oluşturularak hem hava hızı ses altı hızlara düşürülür hem de sadece normal şok oluşturulan duruma göre çok düşük bir basınç kaybı sağlanır. Konik ve rampa tipi hava alığının isimlerden de anlaşabileceği gibi hava alığı girişi öncesinde sırasıyla koni ve kama geometrileri ile bu geometrilerin açılarına ve serbest akış hızına bağlı olarak eğik şok oluşturmak için yardımcı olurlar.

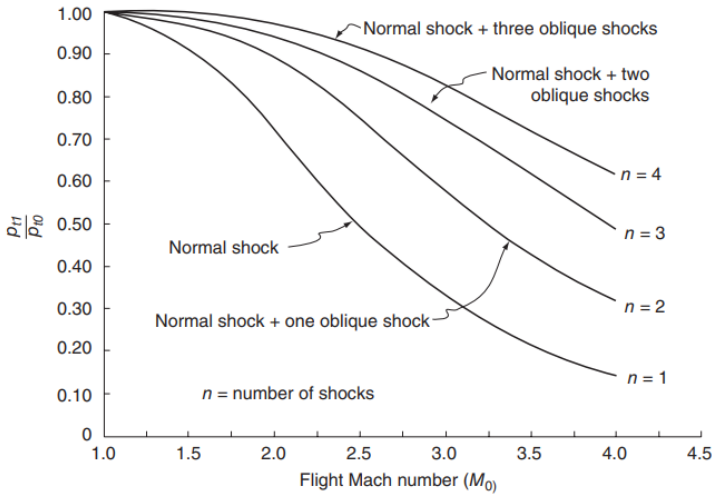
Temel olarak verilen hava alığı tiplerinin yanında ayrıntılı hava alığı tipleri ve sınıflandırılması Şekil 1.6'da verilmiştir.



Şekil 1.6. Hava alığı tiplerinin sınıflandırılması

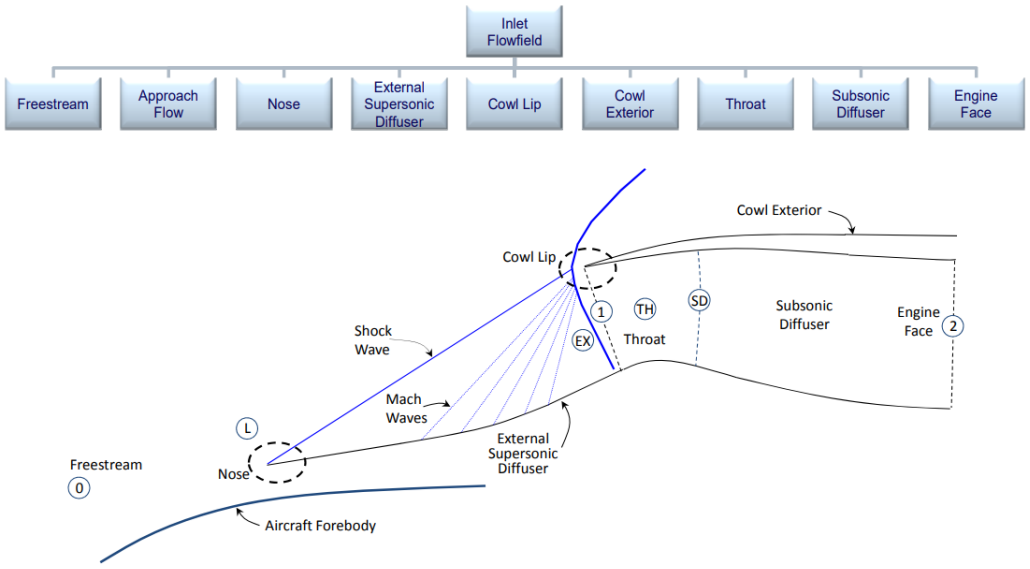
Dış sıkıştırmalı hava alığı tipleri

Motor performansını en çok etkileyen temel faktör motor önü basınç kaybıdır. Hava alığı ve şok kaynaklı basınç kayıpları motor performansının düşmesine neden olur. Yüksek ses üstü hızlarda yalnızca normal şok oluşmasını sağlayan hava alığı, şok kaynaklı yüksek basınç düşüşüne sebep olarak motor performansının ciddi oranda düşmesine neden olmaktadır. Bu nedenle ses üstü hızlar için hız değeri yükseldikçe çok sayıda şok oluşturabilen hava alığı tasarımları kullanılarak şok kaynaklı basınç kaybını düşürmek mümkündür. Genellikle hava alığı öncesinde koni ve rampa gibi geometriler kullanılarak yüksek ses üstü akışın eğik şok oluşturularak daha yüksek verimle düşük ses üstü hızlara ulaşması sağlanır. Daha sonra düşük ses üstü hızda son olarak normal şok ile akışın ses altı hızlara düşürülmesi sağlanarak akışın normal şok kaynaklı basınç kaybı da minimize edilmiş olur. Eğik şoklar sonrası oluşan bu normal şokun konumu yine normal şok hava alığı tipinde olduğu gibi motor tarafından oluşturulan basınç değerine göre değişiklik göstermektedir. Şekil 1.7'de dış sıkıştırmalı hava alığı tipleri için yalnızca şok kaynaklı basınç kaybı değeri için optimum değerler gösterilmiştir. Şekil 1.7'de görüldüğü gibi uçuş hızı arttıkça daha fazla şok sayısı ile basınç kaybını ciddi oranda düşürmek mümkündür. Bu nedenle de özellikle 1,5-1,6 Mach sayısından daha yüksek hızlarda uçan hava araçları için hız aralığına uygun olan şok sayısını oluşturacak şekilde dış sıkıştırmalı bir hava alığı tasarımı yapmak motor ve hava aracı tasarımı için kritik öneme sahiptir.



Şekil 1.7. Dış sıkıştırmalı hava alıkları için optimum basınç kaybı grafiği (Farokhi, 2014: 365)

Dış sıkıştırmalı hava alığı akış alanı bölümleri Şekil 1.8'de gösterilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi dış sıkıştırmalı hava alıkları hava aracı gövdesinin oluşturacağı düşük enerjili sınır tabaka akışını hava alığından içeri almamak için hava aracı gövdesinden ayrı olarak tasarlanırlar. Serbest akış, hava alığı öncesi hava aracı üzerindeki bölgede yaklaşan akış olarak tanımlanır. Hava alığı ile akışın ilk karşılaştığı burun bölgesi eğik şokun oluşmasını sağlar. Bu şokun etkisiyle hava akışı yavaşlar ve hava alığı giriş bölgesi civarında en dar kesitte ya da sıkıştırma yüzeyi üzerinde normal şok görülmesini sağlar. Normal şok sonrası ses altı hıza düşen akış giderek genişleyen bir kanal içerisine girerek motor giriş yüzeyinde motorun maksimum performansla çalışmasını sağlayan bir hız değerine ulaşır.

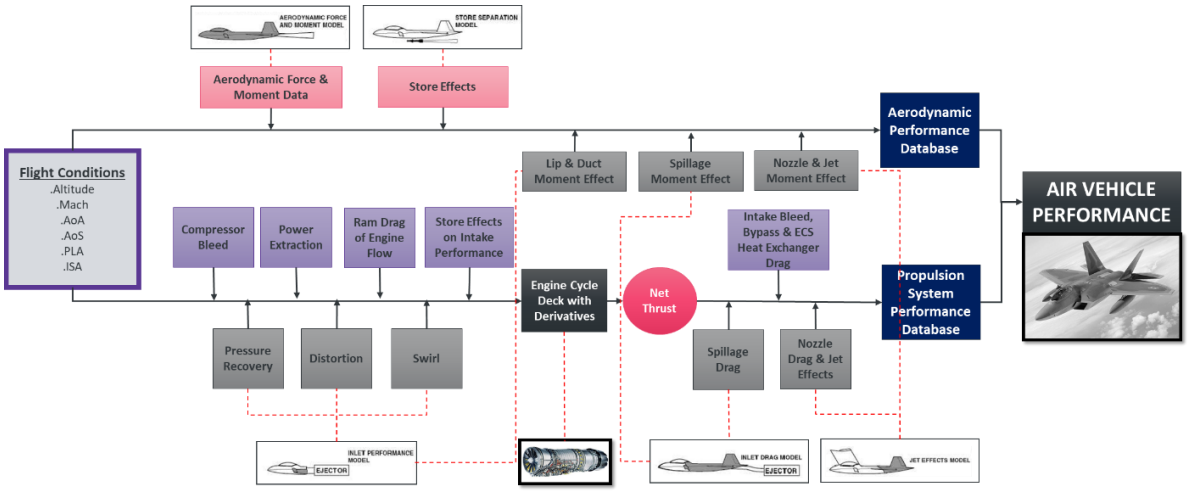


Şekil 1.8 Dış sıkıştırmalı hava alığı akış alanı bölümleri (Slater, 2012)

Hava alığı performans parametreleri

Ses üstü hava araçları için hava alığı tasarım süreci oldukça karmaşık bir problemdir. Tasarım sürecince hava alığı tipi, geometrisi, hava aracı üzerine yerleşimi, radar görünürlüğüne olan etkisi, akışı yavaşlatma kabiliyeti, şok dalgaları, sınır tabaka, sınır tabak/şok etkileşimi, akım ayrılması vb. gibi ayrıntılı test ve analiz süreçleri hava alığı performansını etkilemektedir. Ancak hava alığının performansını değerlendirmek için temelde üç parametre mevcuttur. Bunlar toplam basınç kaybı (pressure recovery), motor önü akışın bozuntusu (distortion) ve hava alığı kaynaklı sürüklemedir.

Bir hava aracının toplam performansının çıkarılması sürecine ait akış diyagram Şekil 1.9'da verilmiştir. Farklı uçuş koşulları için hem hava alığı tasarım noktasında hem de tasarım noktası dışında hava alığı performans parametreleri doğrudan itki sistemi performans veri tabanını etkilemekle beraber, hava aracı dış aerodinamiği üzerine de etkileri olduğundan dolayı aerodinamik performans veri tabanını çıkarılırken de değerlendirmeye alınarak toplam hava aracı performansı çıkarılmaktadır.



Şekil 1.9. Hava alığı etkisi ile beraber toplam hava aracı performansı akış diyagramı

Savaş uçağı nesilleri ve bump tipi hava alığı

Hava aracı teknolojilerinin gelişmesinde tarih boyunca en önemli faktör daha üstün kabiliyete sahip bir savaş uçağı geliştirilerek karşı unsurlara göre üstün kabiliyete sahip olma gerekliliği olmuştur. Savaş uçağı teknolojisinin gelişmesi ikinci dünya savaşı sırasında başlamış olup günümüze kadar farklı evrimsel süreçler yaşamıştır. Bu kapsamda da bulundukları dönem ve kabiliyete göre uçakların zaman içerisindeki evrimini ve gelişmeleri farklı nesiller ile sınıflandırılmıştır. Savaş uçağı nesilleri için evrensel kabul gören bir standart olmamakla birlikte, genellikle şu şekilde sınıflandırılmaktadır (İnternet: Fighter World, 2023); (İnternet: Wikipedia-Jet fighter generations, 2023):

Birinci Nesil (1940'ların ortası-195'lerin ortası): Jet motoru kullanan ilk askeri uçaklardır. İkinci dünya savaşı sırasında geliştirilen savaş uçaklarıdır. Radarı veya kendi koruma önlemleri olmayan temel aviyonik sistemlere sahiptirler. Makineli tüfekler ve topların yanı sıra güdümsüz bombalar ve roketlerler silahlanmışlardır. Bu nesil uçakları ortak özellikleri

jet motorlarının art yakıcılara sahip olmaması ve uçağın sadece ses altı rejimlerde uçabilmesidir. F-86 ve Mig-15 ve Mig-17 gibi uçaklar bu sınıfa örnek olarak verilebilir.

İkinci Nesil (1950'lerin ortası-1960'ların başı): Bu nesil jet uçakları havadan havaya radar, kızılötesi ve yarı aktif güdümlü füzelerin yanı sıra radar uyarı alıcılarına sahiptir. F-104, F-5, Mig-19 ve Mig-21 bu sınıftaki uçaklara örnek olarak verilebilir. Bu neslin uçakları düz uçuşta ses üstü hızlara ulaşabilmelerine olanak tanıyan motor tasarımı ve aerodinamikteki gelişmelerin etkilerini içermektedir. Bu dönemde, havadan havaya muharebe hala görüş menzilinde içinde olmasına rağmen, radar güdümlü füzeler ile angajman menzilleri genişletilmeye başlandı.

Üçüncü Nesil (1960'ların başı-1970'ler): Bu nesilde manevra kabiliyetinde, aviyonik ve silah sistemlerinde önemli gelişmeler yaşandı. Mig-23, F-4 ve Mirage III gibi çok rollü savaş uçakları bu neslin ilk üyeleridir. Bu nesilde hava-hava füzesi kullanımı ve radar sistemleri önemli ölçüde gelişmiştir.

Dördüncü Nesil (1970'ler-1980'lerin sonu): Optimize edilmiş aerodinamik tasarım, daha ileri seviye aviyonikler, uçuş kontörlünün elektronik sistemle yapılması, yüksek manevra kabiliyeti ve çok rollü görev özelliklerini içeren savaş uçaklarının sınıfıdır. Mig-29, Su-27, F/A-18, F-15, F-16 ve Mirage 2000 gibi uçaklar bu sınıf içerisindedir. Bu neslin bir diğer önemli özelliği ise, önceki nesildeki uçakların aksine havadan-havaya ve havadan-yere roller arasında hem geçiş yapma hem de rolleri değiştirme yeteneğidir.

Dördüncü Nesil "Artı" (1980'lerin sonu-1990'lar): Askeri harcamalardaki zorunlu bir azalmadan kaynaklı olarak ortaya çıkmış bir ara nesildir. Görünmezlik, radar emici malzemeler, itki vektör kontrollü motorlar, daha yüksek silah taşıma kapasitesi ve dördüncü nesle göre daha yüksek uçuş menziline sahip olan uçakların daha uygun maliyetle yapıldığı bir nesildir. F/A-18E/F Super Hornet, Eurofighter Typhoon ve Dassault Rafale gibi uçaklar bu sınıf altında sınıflandırılmaktadır.

Beşinci Nesil (2000'ler-günümüz): Düşük gözlemlenebilirlik-görünmezlik teknolojisinin kullanımı bu nesil için birincil husustur. F-22, F-35, Sukhoi PAK FA, Chengdu J-20 gibi uçaklar bu sınıf altındadır. Tüm yönleriyle görünmezlik açısından dahili silah yuvası, tam

sensör füzyonu, entegre aviyonikler, kısmen ya da tamamen ses üstü hızda seyir yapabilme kabiliyetlerine sahip olan uçakların dahil olduğu nesildir.

Altıncı Nesil (gelecek nesil): Henüz tam olarak tanımlanmamış olsa da, gelişmiş görünmezlik kabiliyetlerine, geliştirilmiş menzile, hipersonik hızlara ve gelişmiş bağlantı özelliklerine sahip olması bekleniyor.

Günümüz teknolojisinde jet savaş uçakları beşinci nesil olarak sınıflandırılmasını sağlayan teknolojik özelliklere uygun olarak gelişilmektedir. Bu kapsamda beş ve altıncı nesil için uçakların karakteristik özelliklerinden biri görünmez olma kabiliyetine sahip olmasıdır. Görünmez olma kabiliyetinin kazanımı için de hava alığı tasarımı uçak tasarım sürecinde kritik öneme sahiptir. Hava aracının görünmezlik özelliğinin yanında yine savaş uçaklarında hava solumalı motorların toplam performansı üzerinde de hava alığı tasarımı önemli bir rol üstlenmektedir. Bu nedenlerden dolayı ses üstü hava araçlarında klasik olarak kullanılan dış sıkıştırmalı hava alığı tiplerinden rampa ve konik tip hava alığı tasarımının yanında farklı tipte hava alığı tasarım çalışmaları da yapılmıştır.

Bir uçak üzerinde radar kesit alanını olumsuz yönde etkileyen en önemli noktalar hava alığı, hava alığı ayırıcı yüzeyi (diverter), silah bölmeleri vb. boşluklu yapılardır. Hava alığının uçak gövdesi yüzeyinden ayrık olmadığı bir tasarım şekli geleneksel yapıdaki ayrık olan hava alığı tasarımına göre temelde radar dalgalarına karşı ek koruma sağlayarak uçağın radar kesit alanının azalmasına katkı sağlar. Bu kapsamda "Diverteless Supersonic Inlet(DSI)" ya da bump tipi olarak tanımlanan yeni bir hava alığı tipi üzerine literatürde geliştirme çalışmaları yapıldığı görülmekledir. Bu yanında son geliştirilen beşinci nasıl savaş uçakları (F-35, J-20 ve J-31) ve bazı daha alt nesil (JF-17, JF-10 ve Su-75) olarak tasarlanan güncel uçak tasarımlarında da bu tip bir hava alığı tasarımı kullanılmaya başlanmıştır.

DSI üzerine ilk çalışmalar 1950'lerde Antonio Ferri (1961) tarafından yapılmıştır. Daha sonra 1990'larda Lockheed Martin tarafından geliştirme ve test çalışmaları yapılmıştır (İnternet: Code One-JSF Diverterless Supersonic Inlet, 2023). Bu çalışmaların sonucunda da günümüz jet uçaklarında kullanımı giderek yaygınlaşmaya başlamıştır. DSI(Diverterless Supersonic Inlet) tipi hava alığının aerodinamik performansı artırması ve ayırıcı yüzey olmaması nedeniyle radar kesit alanının azaltmasının yanında motor kompresör kanatçıklarının saklanmasını sağlayarak da motor parçalarından yansıyan güçlü radar

dalgalarının azalmasına da önemli ölçüde katkı sağlamaktadır. Hareketli bir parçası olmaması ve hava aracı gövdesi ile bütünleşmiş bir yapıda olmasından dolayı üretimi kolay, güvenli, hafif ve daha düşük maliyetlidir. Tüm bu nedenlerden dolayı da DSI tipi hava alığı tasarımı yeni nesil hava araçları için kritik bir öneme sahiptir.

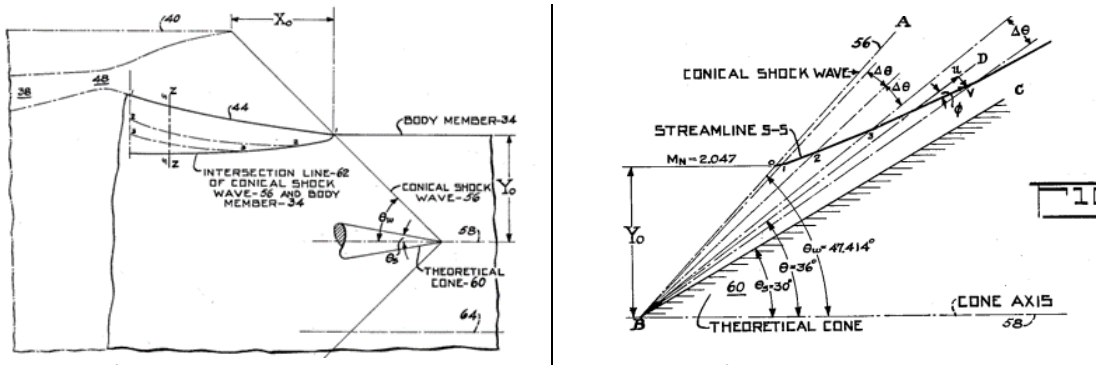
DSI tipi hava alığı sahip olduğu bump yüzeyi sayesinde geleneksel rampa ve konik tipi hava alıklarında olduğu gibi ses üstü hızlarda gelen akışın öncelikle bir eğik şok oluşturmasını sağlayarak yüksek verimle motora ulaşmasını sağlamaktadır. Ayrıca itki değerinin azalmasına neden olan sınır tabaka kaynaklı düşük enerjili akışın hava alığı tarafından emilmesi durumunu geleneksel tipteki hava alıkları gibi ayırıcı yüzey ihtiyacı duymadan bump yüzeyi tasarımının bu sınır tabakayı hava alığı dışını yönlendirmesi ile sağlamaktadır.

Literatür incelemesi

Günümüzde yeni nesil savaş uçaklarının geliştirilmesi sürecinde özellikle radar görünürlüğü ve hava aracı performansı konusunda ayrıntılı çalışmalar yapılmaktadır. Hem radar görünürlüğü hem de hava aracı performansı açısından hava alığı tasarımı da büyük bir etken olduğunda dolayı son zamanlarda yapılan araştırma ve geliştirme çalışmaları için sıklıkla ele alınan bir konu olmuştur. Bump tipi hava alığı da özellikle radar görünürlüğü açısından sağladığı faydalar nedeniyle pek çok çalışmaya konu olmaktadır. Bu tez çalışmasında temel olarak ses üstü hızlar için bump tipi hava alığı tasarımı ve analizi çalışmalarına üzerine olup, bu kapsamdaki literatürdeki mevcut çalışmalar incelenmiştir.

Literatür incelediğinde bump tipi hava alığı üzerine ilk çalışma 1955 yılında Ferri (1961) tarafından yapılmış olan bir patent çalışmasıdır. Bu patent içerisinde hava solumalı motora sahip ses üstü hızlarda uçan hava araçlarının yüksek performansla uçmasını sağlayacak hava alığı performansını elde etmek için gerekli olan bir ön sıkıştırma yüzeyi tasarım metodu tanımlanmıştır. Yüzey ile bütünleşik bir sıkıştırma yüzeyi tasarımı tanımlanmıştır. Tasarım metodu ses üstü hızdaki bir koninin oluşturduğu akış yapısına dayandırılmıştır. Ses üstü hızdaki koni, üç boyutlu bir konik şok dalgasının oluşmasına neden olur ve bu dalga sonrasındaki akım çizgileri hem geometri hem de şok kaynaklı etkiler nedeniyle bir model oluşturur (Şekil 1.10). Bump şekli bu üç boyutlu konik akış modelinin akım çizgileri tarafından tanımlanmıştır. Teorik olarak bir koniden oluşan akım çizgilerini koniden belirli bir yükseklikteki bir düzlemle ya da hava aracı gövdesi ile kesildiğinde bu yüzeyin üstünde

kalan akım çizgilerinden oluşan şekil ile bump yüzey geometrisi tanımlanmıştır. Dokümana göre oluşan yüzey geometrisi bir hava alığı için ses üstü akışın yüksek verimle düşük ses altı hızlara düşürülmesini sağlamaktadır. Bu yüzeyin üzerinde oluşturduğu basınç değişimi sayesinde düşük enerjili sınır tabaka akışının yönünde değişime neden olarak hava alığı performansının artırıldığı belirtilmiştir. Ayrıca hava kanalı girişinde geriye doğru alınmış yan plakalar yardımıyla, hava alığı girişinde normal şok oluştuğu sırada şok sonrası fazla debinin hava kanalı dışına yönlendirilmesi konusunda da bump tipi bir sıkıştırma yüzeyinin faydalı olduğu belirtilmiştir.



a) Konik Şok ve Bump Yüzeyi

b) Konik Şok Sonrası Akış

Şekil 1.10. Konik şok ve şok sonrası akım çizgileri (Ferri, 1961)

Bump tipi sıkıştırma yüzeyi için yapılan bir diğer çalışma "Performance of External-Compression Bump Inlet at Mach Numbers of 1,5 to 2,0" isimli bir deneysel rapordur (Simon, Brown ve Huff, 1957). Bu dokümanda bump ve rampa tipi dış sıkıştırmalı hava alığı tiplerinin 1,5; 1,8 ve 2,0 Mach sayılarında; 0'dan 10 dereceye hücum açısı; 0'dan 5 dereceye sapma açısı değerleri için rüzgâr tüneli testleri yapılmıştır. Bu testler iki hava alığı tipinin 1:5 ölçekli bir savaş uçağı öne modeli ile beraber çift taraflı bir hava alığının hem iç akış hem de sürükleme performansını belirlemek için yapılmıştır. Çeşitli tiplerde bump ve ramp sıkıştırma yüzeyleri ile sınır tabaka akışının tahliye kanallı (bleed) konfigürasyonlar test edilmiştir. Dokümanda, yapılan testler sonucunda bump tipi dış sıkıştırmalı hava alığının performansının rampa tipi hava alığını göre tüm uçuş koşullarında üstün olduğu belirtilmiştir. Ayrıca bump tipi hava alığının kritik debi koşullarında genellikle hücum açısı ve sapma açısı değişimine göre hassas olmadığı belirtilmiştir.

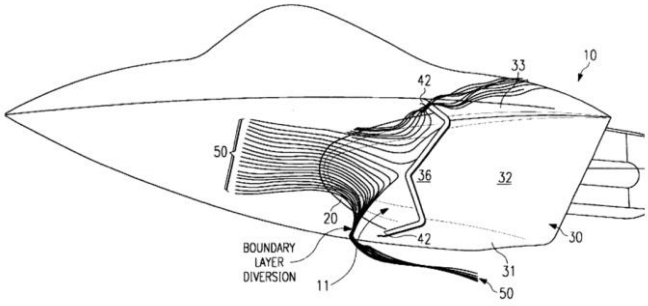
Hava alığı tasarımı hakkında en önemli dokümanlardan 1985 yılında yayımlanmış olan "Intake Aerodynamics" isimli kitapta yeni tasarım tiplerinden biri olarak bump hava alığı

tasarımı hakkında bilgi verilmiştir(Seddon ve Goldsmith 1985). Kitapta bump sıkıştırma yüzeyinin, ses üstü hızlarda koninin etrafındaki akış çizgilerinin bir düzlem tarafından kesilmesiyle elde edildiği belirtilmiştir. Bump tipi yüzey tasarımı için koni akış çizgileri hiperbolik yaklaşım kullanılarak hesaplandığı belirtilmiştir. Bu kapsamda akım çizgilerinin noktasal koordinatlarını hesaplayacak eşitlik ve formüller verilmiştir. Bump yüzey tasarımı için koni yerine silindirik bir şeklinde kullanılabileceği ancak hesaplanmasının daha karmaşık olduğu belirtilmiştir.

Bump tipi hava alığı tasarımı ve sağladığı avantajlar hakkında literatürde mevcut olarak bulunan diğer dokümanlar ise "System and Method For Diverting Boundary Layer Air" (Hamstra ve Sylvester, 1998) ve "Transition Shoulder System and Method For Diverting Boundary Layer Air" (Hamstra, McCallum, Sylvester, Denner ve Moorehouse, 1998) isimli iki patent çalışmasıdır. Bu çalışmalar kapsamında günümüz savaş uçakları için ses üstü hızlarda seyir ve düşük radar görünürlüğünün önemli olduğu ve hava aracı üzerindeki motor hava alıklarının da bu gereksinimleri karşılama noktasındaki önemi belirtilmiştir. Hava alığı tasarımında çoğunlukla düşük basınçlı sınır tabaka akışının hava alığı dışına yönlendirilmesi için hava aracı gövdesi ile hava alığı girişi arasına bir boşluk konulur. Bu geleneksel sisteme ek olarak bazı hava araçlarında hava alığı giriş bölgesi üzerinde hava kanalı sistemi(bleed system) oluşturulmaktadır. Hava alığı performansını artırmaya yönelik bu tasarım alternatiflerine ek olarak, geleneksel hava alığı sistemlerinde düşük görünürlüğe sahip olan bir hava alığı tasarımının çeşitli kompozit malzemelerin kullanılması gerekliliği, mekanik olarak karmaşık olma, üretim ve bakım maliyetlerini artırıcı etkileri nedeniyle kullanılabilir olmaktan uzaklaştığı belirtilmiştir. Bu kapsamda patent çalışmalarında geleneksel hava alığı tasarımlarının problemlerini azaltmak ya da tamamen ortadan kaldırmak için yeni bir hava alığı giriş yüzeyi tasarım metodu tanımlanmıştır. Hava aracı gövdesinden dışarıya doğru yükseltilmiş ve bump olarak tanımlanmış bir yüzey tasarım metodu tanımlanmıştır. Patentler içerisinde verilen bump yüzey tasarımı buluşunun yüksek verimli bir sıkıştırma yüzeyi sunduğu ve hava alığının sınır tabaka ayırıcı yüzeyi, ayırıcı düzlem tasarımı, hareketli yüzey tasarımı gibi farklı sistem ihtiyacını azalttığı için de hem maliyet hem de tasarım karmaşıklığı gibi problemleri ortadan kaldırdığı belirtilmiştir.

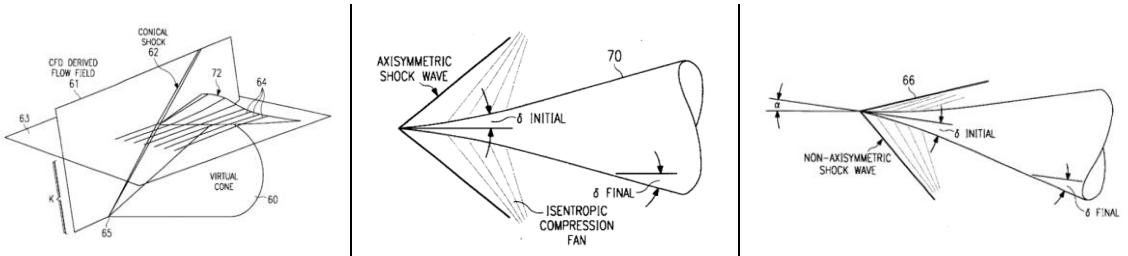
Patent çalışmalarındaki bump tasarımı sayesinde, sıkıştırma yüzeyinin üzerindeki yüksek basınç ve yüzeyin etrafında oluşturduğu düşük basınç alanı sayesinde yüzeye yakın

bölgedeki sınır tabaka akışının önemli bir miktarının hava kanalına girmeden dışarıya yönlendirildiği belirtilmiştir (Şekil 1.11).



Şekil 1.11. Bump Yüzeyi sınır tabaka yönlendirmesi (Hamstra ve Sylvester, 1998)

Patent çalışmalarındaki bump tasarımı, Seddon ve Goldsmith'in (1985) tanımlandığı gibi ses üstü hızda konik akış alanındaki akım çizgilerinden elde edilmiş bir sıkıştırma yüzeyine dayandırılmıştır. Ses üstü hızdaki hayali bir koninin oluşturmuş olduğu konik şok ve şok sonrası akım çizgilerinin K yüksekliğinde bir düzlemle kesilmesi sonucu bu düzlemin üzerinde kalan akım çizgilerinin çıkarılması ile bump sıkıştırma yüzeyi tasarlandığı belirtilmiştir (Şekil 1.12 a). Daha ileri seviye sıkıştırma yüzeyi tasarımı yapabilmek için hayali koninin sabit koni açılı olmasından ziyade, izantropik sıkıştırma sağlayan değişken açılı bir koniden (Şekil 1.12 b) ya da ses üstü akışta hücum açısına maruz kalmış (Şekil 1.12 c) koninin oluşturacağı bir akış alanı ve akım çizgilerinden elde edilebileceği belirtilmiştir. Bu tip tasarım yaklaşımları ile hem akıştaki şok kaynaklı basınç kayıplarının düşürülebileceği hem de bump yüzeyi üzerindeki basınç dağılımının sınır tabakayı daha etkili bir şekilde yönlendirebileceği belirtilmiştir.



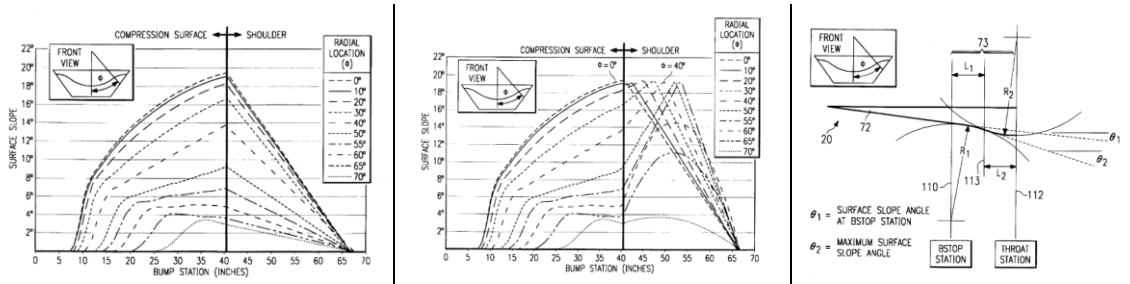
a) Konik Akış ve Akış çizgileri

b) Değişken Açılı Koni(İzantorpik)

c) Hücum Açılı Konik Akış Alanı

Şekil 1.12. Konik akış alanı ve bump sıkıştırma yüzeyi (Hamstra ve Sylvester, 1998)

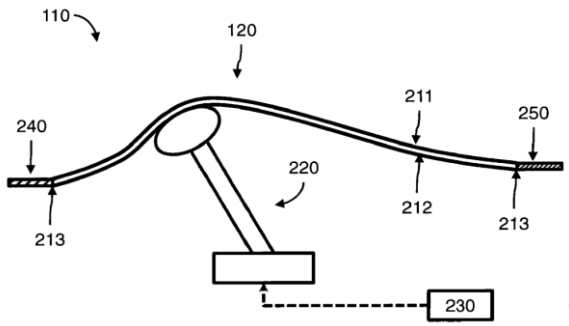
Bump yüzey tasarımının özellikle sınır tabaka yönlendirme kabiliyetinin artırılması için bu patent çalışmalarında bump bitiminden itibaren yüzeyin hava kanalı ile bileşimini sağlayan bir geçiş yüzeyi tasarım metodu tanımlanmıştır. Bu yüzey bump yüzeyinin sonu ile hava alığı boğaz bölgesi arasında tanımlanmış olmakla beraber doğrudan yüzey eğimini azaltıcı dairesel olarak dış bükey bir tasarım veya iç-bükey-dışbükey dairelerin birlikte kullanılarak oluşturulduğu bir tasarıma dayandırılmıştır. Dış bükey tasarım ile iç bükey-dış bükey tasarımın yüzey eğimleri ve tasarımını içeren görseller Şekil 1.13'de verilmiştir. İç-bükey-dış bükey tasarımın bump simetri ekseninde sadece dış bükey olarak başlayıp radyal açıklıkla beraber iç bükey kısmının uzatıldığı bir tasarımın sınır tabakayı hava kanalı dışında yönlendirme kabiliyetinin daha yüksek olduğu belirtilmiştir.



a) Dış Bükey Tasarım Yüzey Eğimi | b) İç Bükey-Dış Bükey Tasarım Yüzey Eğimi | c) Şematik Olarak Geçiş Yüzeyi Tasarımı

Şekil 1.13. Geçiş yüzeyi (Hamstra ve Sylvester, 1998)

Koninin ses üstü akışta oluşturduğu akım çizgilerine dayalı bir bump yüzeyi elde etmenin yanında literatürde farklı metotlarda tanımlanmıştır. Bunlar biri de Berens'in (2018) patent çalışmasında verilmiştir. Bu çalışmada Şekil 1.14'de gösterildiği gibi hareketli bir kontrol mekanizması kullanılarak farklı şekillerde bump oluşturulması sağlanmıştır. Normal bump yüzeyi sabit bir geometri olmakla beraber tasarım dışı uçuş noktalarındaki dezavantajlarının önüne geçmek için bu şekilde farklı uçuş koşullarına uygun olacak şekilde bir tasarım önerilmiştir. Bu tasarım mekanizmasının farklı uçuş koşullarında daha az basınç kaybına neden olduğu ve radar görünürlüğü için de daha etkili olduğu belirtilmiştir.



Şekil 1.14. Değişken ve uyarlanabilir bump yüzeyi (Berens, 2018).

Arif, Ahmed, Salamat ve Ghafoor (2017) bump tipi hava alığının performansını değerlendirmek için konik akıştan tasarlanmış farklı bump geometrilerinin, farklı hızlarda ve farklı hücum açılarındaki performanslarının çıkarılması üzerine çalışma yapmıştır. Bu çalışmada farklı bump açıları, bump yüksekliği ve bump yüksekliğinin konumunun etkisini incelemek için 4 farklı geometri ele alınmıştır. Performans sonuçları yapısız çözüm ağı kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılarak elde edilmiştir. Analizler hem yalnızca bump geometrisi ile hem de hava aracına entegre edilmiş haliyle tekrar edilmiştir. Çalışmanın sonucuna göre aynı bump açısında, bump yüksekliği arttıkça daha düşük bir basınç kaybı yaşandığı tespit edilmiştir.

Svensson (2008) tarafından yapılmış tez çalışmasında ise iki ayrı kısımda hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ile bump tipi hava alığının performansı incelenmiştir. Birinci kısımda sadece sıkıştırma yüzeyi ile analizler yapılırken, ikinci kısımda hava kanalı ile sıkıştırma yüzeyi bütünleşmiş bir şekilde analiz çalışmaları yapılmıştır. Çalışma sonucunda beklenildiği üzere hiç sıkıştırma yüzeyi olmayan hava kanalına göre bump sıkıştırma yüzeyine sahip hava kanalının basınç kaybının daha düşük olduğu gösterilmiştir. Ses altı bölgede basınç kaybı değeri için ihmal edilebilir seviyede fark olduğu, ses üstü bölgede ise bump tipi sıkıştırma yüzeyine sahip hava kanalının yüzde 2 civarında daha iyi bir performans sunduğu belirtilmiştir. Ses civarı ve düşük ses üstü bölgede ise bu farkın yüzde 6 civarına kadar yükseldiği tespit edilmiştir.

Arif, Iftikhar ve Javed (2021), üç boyutlu bir bump sıkıştırma yüzeyinin tasarım ve optimizasyonu üzerine hava kanalı ile bütünleşmiş modeller üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapmıştır. Deney tasarım metodu yardımı ile çeşitli tasarım parametrelerinin performansa etkisinin çıkarılması için hassasiyet analizleri yapılmıştır.

Sonuç olarak hem ses altı hem ses üstü hızlarda, tasarım ve tasarım dışı noktalarda temel geometriye göre optimize edilmiş bir tasarıma ulaşılmıştır. Yine bu dokümanda, hava alığı performansını artırmak için yapılacak çalışmalarda kullanılabilecek bir tasarım ve optimizasyon metodu önerilmiştir.

Saheby, Shen ve Hays (2019) çalışmalarında hava aracı gövdesi üzerine yerleştirilmiş, hava kanalı ile bütünleşmiş ve sınır tabaka akışını tahliye kanalı bulunmayan bir bump sıkıştırma yüzeyinin performansını elde etmek için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapmışlardır. Yapılan çalışmalar sonucunda kalın sınır tabaka, yüksek hücum açısı ve yüksek ses üstü hızlarda bile şok yapısı ve şok dalgası-sınır tabaka etkileşimi konularında tüm ses üstü uçuş zarfı boyunca bump tipi hava alığının performansının yeterli olduğu tespit edilmiştir.

Mufti, Khan, Masud ve Toor (2019) çalışmalarında bump tipi hava alığının ses altı ve ses üstü hızlardaki performansının çıkarılabilmesi için gömülü LES(Embedded Large Eddy Simulation(ELES)) modelinin analiz sonuçlarının, rüzgâr tüneli sonuçları ile karşılaştırması yapılarak incelenmiştir. ELES, makalede hibrit bir RANS-LES şeması olarak tanımlanmış ve bu şemayla yapılan analiz sonuçlarının rüzgâr tüneli sonuçları ile tutarlığı olduğu makalede gösterilmiştir.

Ge, Shang ve Xiao (2021) çalışmalarında, ses üstü hızdaki konik akıştaki akış çizgilerinden bir bump yüzeyi tasarımının hem yalnızca sıkıştırma yüzeyi hem de hava aracı ve hava kanalına bütünleşmiş bump yüzeyinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği yardımıyla performansı çıkartılmıştır. Çalışmanın sonucunda sınır tabakayı hava alığı dışına yönlendiren temel etkinin bump yüzeyinin oluşturmuş olduğu yanal basınç dağılımı olduğu, bump yüzeyi ve hava kanalı girişinin daha iyi bir kombinasyonu ile şok kaynaklı basınç düşüşünün daha az olacağı ve düşük akış bozuntusu için bump sonrası hava kanalı tasarımının önemli olduğu belirtilmiştir.

Luo ve Wang (2015) çalışmalarında 1,7 Mach sayısında S şeklinde bir difüzör ile entegre edilmiş bir hava alığının hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile performansın elde edilmesini amaçlamıştır. Analiz sonucunda düşük momentuma sahip sınır tabaka akışının hava alığının kenarlarına yönlendirildiği basınç kaybının düşük olmakla beraber daha iyi bir

hava alığı performansı için hava kanalı tasarımının uygun şekilde yapılması gerektiği belirtilmiştir.

Askari, Soltani, Mostoufi, Khajeh Fard ve Abedi (2019) çalışmalarında ses üstü hızlarda bump tipi hava alığının farklı hücum açılarındaki davranışı deneysel olarak incelemiştir. Yapılan testler sonucunda bump tipi hava alığının farklı hücum açılarındaki performans sonuçlarının kabul edilebilir seviyede olduğu saptanmıştır.

Masud ve Akram (2011), bump yüzeyi üstünde gözenekli yapıdaki pasif bir hava tahliye kanalı ile düşük hücum açılarında ve tasarım debisindeki performansını hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile göstermiştir. Yapılan çalışma sonucunda, ses altı hızlarda sınır tabaka akışının tahliye kanalından atılmasının sağladığı avantajla basınç kaybının bir miktar iyileştiği görülmekle beraber, ses üstü hızlarda tahliye kanalının hava alığı şok yapısını olumsuz etkilemesinden kaynaklı olarak toplam basınç kaybının arttığı tespit edilmiştir.

Xu, Y. Wang, Z. Wang ve Fan (2017), 4 Mach'ta farklı uzunluk, genişlik ve yüksekliğe sahip bump yüzeylerinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ile sınır tabaka davranışı, toplam basınç kaybı ve yüzey sürüklemesi gibi performans parametrelerinin değişimini incelemiştir. Yapılan çalışma sonucunda bump uzunluğunun artmasının sürüklemeyi düşürdüğü, bump genişliğinin ise sınır tabaka yönlendirme ve basınç kaybı üzerinde çok düşük bir etkiye sahip olduğu görülmüştür. Daha yüksek bir bump yüzeyinin sınır tabakayı daha iyi yönlendirdiği ancak, toplam basınç kaybını ve sürüklemeyi artırdığı görülmüştür.

Soltani ve Askari (2019), hava aracı gövdesi ile entegre bir bump sıkıştırma yüzeyinin testlerini icra etmiştir. Testler sıfır hücum açısında 0,75; 1,65 ve 1,85 Mach sayılarında yapılmıştır. Bu testler kritik, kritik altı ve kritik üstü durumları da içermekle beraber hem ses üstü hem de ses altı uçuş koşullarında sabit geometri bir bump yüzeyinin kabul edilebilir bir performans sunduğu belirtilmiştir.

Bump sıkıştırma yüzeyi ses üstü hızlarda oluşturduğu akış alanının incelenmesi için Tillotson, Loth, Dutton, Mace ve Haeffele (2009) tarafından deneysel çalışma yapılmıştır. Deneyler sonucunda bump sıkıştırma yüzeyinin akış ayrılması olmadan sıkıştırma yüzeyinin

uç noktasından itibaren eğimli bir şok yapısını oluşturduğu görülmüştür. Bu sıkıştırma yüzeyinin genişlik boyunca sınır tabaka akışını yüzey dışına yönlendirecek bir basınç dağılımı oluşturduğu tespit edilmiştir.

Tez kapsamı ve içeriği

Bump tipi hava alığı ve sıkıştırma yüzeyi için literatürde pek çok sayısal ve deneysel çalışma mevcuttur. Ancak bu çalışmalar kapsamında tasarlanan sıkıştırma yüzeyi için farklı metotlar mevcut olmasına rağmen, bu çalışmalarda tasarım metotları hakkında yeterince bilgi mevcut değildir. Ayrıca tasarım metodu tanımlı olan tek metot olan konik şok sonrası akım çizgilerinden bir sıkıştırma yüzeyi tasarlama yöntemini kullanarak yapılan çalışmalarda tasarım parametrelerini tam olarak tanımlanmadığı görülmüştür. Bu yanında tasarım parametrelerinin performans ve akış alanı üzerine olan etkilerinin incelendiği geniş çaplı bir çalışma mevcut değildir. Ayrıca yapılan çalışmalarda sıkıştırma yüzeyinin oluşturduğu şok yapısı, şok sonrasındaki akış özellikleri ve sıkıştırma yüzeyi sonrasındaki sınır tabaka kalınlığının tespiti üzerine yapılan çalışmalarda ayrıntılı bir bilgi verilmemiştir. Bu nedenlerden dolayı tez kapsamında, konik akışa dayalı bir bump yüzey tasarımı oluşturabilmek için konik akış incelemesi yapılarak, ses üstü hızlardaki konik şok yapısı, şok sonra akış çizgileri ve akış özelliklerini hesaplama metodu tanımlanmış ve konik akışın sayısal çözümü için bir kod geliştirilmiştir. Sonrasında bump sıkıştırma yüzeyi için tasarım metodu tanımlanarak bilgisayar destekli tasarım ortamında otomatik bir şekilde önce yüzey koordinatlarını hesaplayıp sonra geometriyi oluşturan bir kod yapısı geliştirilmiştir. Bump yüzeyinin ses üstü hızdaki davranışının incelenebilmesi için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri kullanılmıştır. Bu kapsamda önce bir HAD metodu doğrulama çalışması yapılmış, sonrasında ise çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları icra edilmiştir. Son olarak bump yüzey tasarım parametreleri tanımlanarak hem bump yüzeyinin oluşturduğu akış yalanını incelemek hem de tasarım parametrelerinin bu akış alanına etkisi çıkarmak için HAD analizleri yapılmıştır. HAD analizleri ile bump yüzeyinin şok yapısı, şok sonrası akış özellikleri, yüzey üzerindeki akış çizgileri ve sınır tabaka akışı ile yüzey basınç dağılımının sonuçları bu tez kapsamında sunulmuştur.

2. YÜZEY TASARIM METODU

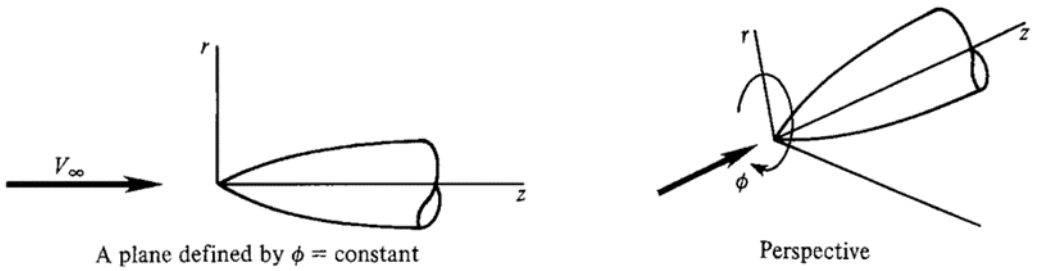
Bump yüzey tasarımı için farklı metotlar olsa da bu tez kapsamında Ferri (1961), Seddon ve Goldsmith (1985), Hamstra ve Sylvester (1998) dokümanlarında tanımlanmış olan ses üstü hızdaki koninin oluşturduğu şok yapısı ve şok sonrası akım çizgilerinden bump yüzeyi elde etme metodu kullanılmıştır. Bu nedenle de bu kısım içerisinde ses üstü hızlardaki konik akışın fiziği, şok yapısı ve şok açısının hesaplanması için literatürdeki metotlar ve metot doğrulama çalışmaları verilmiştir. Şok sonrası akım çizgilerinin hesaplanması, formülasyonu ve yüzey doğrulama çalışmaları da bu kısım içerisinde verilmiştir. Ayrıca, Hamstra, McCallum, Sylvester, Denner ve Moorehouse, J. A. (1998) tarafından bump sıkıştırma yüzeyinin devamında tanımlanmış olan ve sıkıştırma yüzeyinin sonrasındaki sınırı tabaka yönlendirme kabiliyeti üzerine doğrudan etkisi olduğu belirtilen geçiş yüzeyi için iki farklı tasarım metodu da bu kısım kapsamında verilmiştir. Son olarak da yapılan hesaplamalardan elde edilen yüzey koordinatlarının bilgisayar destekli tasarım (CAD) ortamına aktarılması hakkında bilgi verilmiştir.

2.1. Konik Akış

Ses üstü hızlarda hava alığı girişinde normal şok öncesinde eğik şok oluşturmak için birçok hava aracında kama(rampa) ya da koni kullanılmaktadır. Kama tarafından oluşturulan şok iki boyutlu yapıda olup, klasik eğik şok teorisi ve cebirsel ilişkiler kullanılarak şok öncesi serbest akış özelikleri ve kama açısı kullanılarak şok açısı ve şok sonrası akış özellikleri hesaplanabilmektedir (Anderson, 2017). Kama ve koni geometrilerinin aynı şok açılarında oluşturdukları şok yapısı iki boyutlu olarak benzerlikler içerse de koni geometrisinin eksenel simetrik yapısından dolayı şok ile koni arasındaki akış özellikleri ile şokun ve akışın üçüncü boyuttaki özellikleri açısından farklıdırlar. Bu nedenle klasik eğik şok teorisi koni için doğrudan kullanılamamaktadır. Konik şok ve şok sonrası akış özelliklerinin elde edilebilmesi için korunum denklemleri kullanılarak Taylor-Maccoll eşitliği türetilmiştir (Anderson, 2003). Bu denklem ikinci derece bir denklem olup sayısal yöntemler yardımıyla çözümü mevcuttur. Bu eşitliğin dışında konik akış özelliklerinin hesaplanabilmesi için literatürde bir yaklaşık hesaplama metodu mevcuttur (Jones, 1968). Ancak, bu kısımda konik şok diferansiyel denkleminin çıkarılması ve sayısal yöntemlerle çözümü ele alınmıştır.

2.1.1. Koni etrafındaki akışın fiziksel yapısı

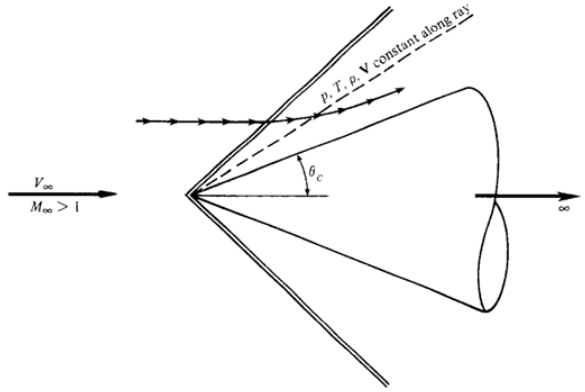
Düzlemsel bir eğrinin, bir eksen etrafında döndürülmesiyle elde edilen şekle eksenel simetrik cisim adı verilmektedir. Şekil 2.1'de (r, ϕ, z) silindirik koordinat sisteminde gösterilen böyle bir cisim, sıfır hücum açısıyla düzgün paralel bir akıma maruz kaldığında cisim etrafındaki akım alanı da cismin simetri eksenine göre simetrik, yani bütün akım büyüklükleri açısal yönden(ϕ) bağımsız olmaktadır (Anderson, 2003).



Şekil 2.1. Eksenel simetri bir cisim için silindirik koordinat sistemi (Anderson, 2003: 364)

Şekil 2.2'de görüldüğü gibi yarı tepe açısı θ_c olan keskin uçlu ve yarı sonsuz uzunlukta bir koni dikkate alındığında ses üstü hızda bir koninin tepe noktasına bağlı eğik şok meydana gelmektedir. Bu şok koni biçimindedir. Ses üstü serbest akışta gelen bir akım çizgisi bu şoku geçerken yön değiştirecek ve şokun gerisinde bükülerek sonsuzda asimptotik olarak koni yüzeyine paralel hale gelecektir. İki boyutlu halde bir köşe etrafında oluşan eğik şoku geçen akım çizgisinin şoku geçer geçmez hemen yüzeye paralel hale geldiği düşünüldüğünde, konik halde şok sonrasındaki akımda önemli bir farklılık olduğu dikkat çekmektedir (Anderson, 2003).

Anderson (2003) tarafından eksenel simetrik bu akışta koni yüzeyi boyunca bütün akış büyüklüklerinin sabit olduğu belirtilmiştir. Koni yüzeyi tepe noktasından çıkan bir ışın şeklinde olup, koni yüzeyi ile şok dalgası arasında kalan benzeri başka ışınlar göz önüne alınırsa bu ışınlar boyunca da akış büyüklükleri sabit olduğu ve akış özellikleri sadece bir ışından diğerine değişme gösterdiği belirtilmiştir. Konik akışın bu özelliği deneysel olarak da tespit edilmiştir (Jones, 1968).

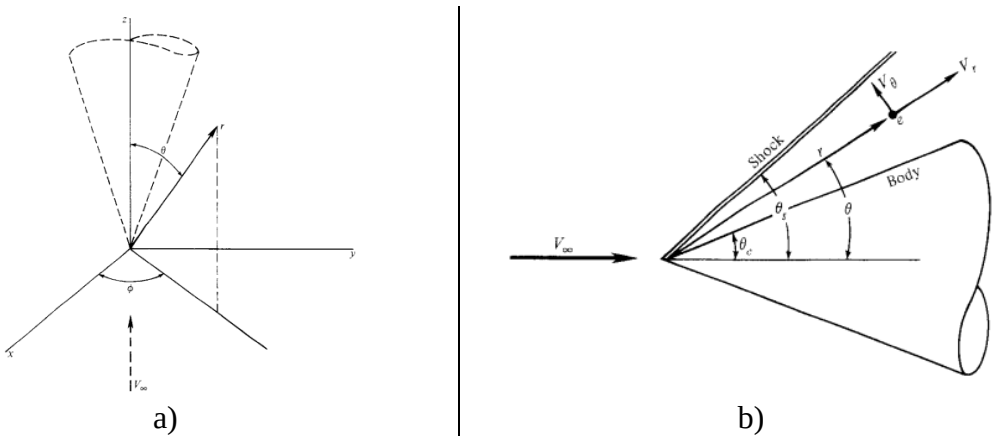


Şekil 2.2. Koni üzerindeki ses üstü akış (Anderson, 2003: 365)

2.1.2. Taylor-Maccoll eşitliği

Anderson (2003) tarafından tanımlanmış olan Taylor-Maccoll eşitliğinin elde edilme yöntemi aşağıda verilmiştir.

Şekil 2.3.a'da görüldüğü gibi kartezyen ve küresel koordinat sistemlerinin birleştirildiğini düşünelim. z ekseni dairesel koninin simetri eksenidir ve V_∞ ise z yönünde yönlendirilmiştir. Bu akış önceki kısımda bahsedildiği gibi eksenel simetriktir ve bundan dolayı özellikleri ϕ'dan bağımsızdır. Bu nedenle eksenler Şekil 2.3.b'de görüldüğü gibi tekrar yönlendirilmektedir, burada r ve θ iki bağımsız değişkendir ve V_∞ yatay yöndedir. Akış alanı içerisinde herhangi bir e noktasında hızın radyal ve normal birleşenleri V_r ve V_θ'dır. Bu kapsamdaki asıl amaç cisim ve şok dalgası arasındaki akım özellikleri elde etmektir. Bu nedenle eksenel simetrik akımın özellikleri eşitlik (2.1) ve eşitlik (2.2)'de verilmiştir



a) b)

Şekil 2.3. Koni için küresel koordinat sistemi (Anderson, 2003: 367)

$$\frac{\partial}{\partial \phi} = 0 \tag{2.1}$$

$$\frac{\partial}{\partial r} = 0 \tag{2.2}$$

Sürekli bir akım için süreklilik denklemi eşitlik (2.3)'te verilmiştir.

$$\nabla.(\rho \boldsymbol{V}) = 0 \tag{2.3}$$

Küresel koordinatlarla eşitlik (2.4)'te verilmiştir.

$$\nabla.(\rho \boldsymbol{V}) = \frac{1}{r^2}\frac{\partial}{\partial r}(r^2 \rho V_r) + \frac{1}{r sin\theta}\frac{\partial}{\partial \theta}(\rho V_\infty sin\theta) + \frac{1}{r sin\theta}\frac{\partial(\rho V_\phi)}{\partial \phi} = 0 \tag{2.4}$$

Eşitlik (2.4)'te türevler alınarak ve eksenel simetri akış özellikleri uygulanarak eşitlik (2.5)'teki eksenel simetrik konik akış için süreklilik eşitliği elde edilmektedir.

$$2\rho V_r + \rho V_\theta cot\theta + \rho \frac{\partial V_\theta}{\partial \theta} + V_\theta \frac{\partial \rho}{\partial \theta} = 0 \tag{2.5}$$

Konik akışta meydana gelen şok dalgası doğrusal olup, şoku geçen bütün akım çizgileri boyunca entropi artışları aynıdır. Dolayısıyla konik akım alnında $\nabla s = 0$' dır. Ayrıca akım adyabatik ve daimi olup $\nabla h_0 = 0$'dır. Bu nedenle Crocco denkleminden (Anderson, 2003) $\nabla x V = 0$ bulunur, yani konik akım alanı dönmesizdir. Crocco denkleminden elde edilen bağıntı küresel koordinatlarda eşitlik (2.6) veya eşitlik (2.7)'de ki gibi ifade edilmiştir.

$$\nabla x \boldsymbol{V} = \frac{1}{r^2 sin\theta}\begin{vmatrix} e_r & r e_\theta & (r sin\theta) e_\phi \\ \frac{\partial}{\partial r} & \frac{\partial}{\partial \theta} & \frac{\partial}{\partial \phi} \\ V_r & r V_\theta & (r sin\theta) V_\phi \end{vmatrix} = 0 \tag{2.6}$$

$$\nabla x \boldsymbol{V} = \frac{1}{r^2 sin\theta}\Big(e_r\left[\frac{\partial}{\partial \theta}(r V_\phi sin\theta) - \frac{\partial}{\partial \phi}(r V_\theta)\right] - r e_\theta\left[\frac{\partial}{\partial r}(r V_\phi sin\theta) - \frac{\partial}{\partial \phi}(V_r)\right] + (r sin\theta) e_\phi\left[\frac{\partial}{\partial r}(r V_\theta) - \frac{\partial V_r}{\partial \theta}\right]\Big) = 0 \tag{2.7}$$

Bu eşitliklerdeki e_r, e_θ, ve e_ϕ sırasıyla r, θ ve ϕ yönündeki birim vektörlerdir. Eksenel simetrik akım koşulları ile eşitlik (2.7), eşitlik (2.8)'de son derece basit bir hale getirilmiştir.

$$V_\theta = \frac{\partial V_r}{\partial \theta} \tag{2.8}$$

Bu denklem eksenel simetrik bir akış için dönmesizlik koşuludur. Akış dönmesiz olduğundan Euler denklemi herhangi bir doğrultuda uygulanabilir.

$$dp = -\rho V dV \tag{2.9}$$

Bu bağıntıda bileşke hız yerine bileşenlerin cinsinden;

$$V^2 = V_r^2 + V_\theta^2 \tag{2.10}$$

yazılarak;

$$dp = -\rho(V_r dV_r + V_\theta dV_\theta) \tag{2.11}$$

ve izentropik akımlar için;

$$\frac{dp}{d\rho} = (\frac{dp}{d\rho})_s = a^2 \tag{2.12}$$

olduğu için;

$$\frac{dp}{\rho} = \frac{1}{a^2}(V_r dV_r + V_\theta dV_\theta) \tag{2.13}$$

elde edilir.

Diğer taraftan sabit rezervuar şartlarında teorik olarak elde edilebilecek bir maksimum hız V_{max} tarif edilerek (hız maksimum olduğunda akımın teorik olarak sıfır sıcaklığa genişlediği ve böylece h=0 olduğu varsayılmaktadır) enerji denklemi;

$$h_0 = sabit = h + \frac{V^2}{2} = \frac{V_{max}^2}{2} \tag{2.14}$$

veya

$$a^2 = \frac{\gamma-1}{2}(V_{max}^2 - V^2) = \frac{\gamma-1}{2}(V_{max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2) \tag{2.15}$$

şeklinde elde edilebilir. Eşitlik (2.13)'de, eşitlik (2.15) yerine koyulursa;

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{2}{\gamma-1}\left(\frac{V_r dV_r + V_\theta dV_\theta}{V_{max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2}\right) \tag{2.16}$$

konik akımlar için Euler denklemi uygun şekilde ifade edilir.

Eşitlik (2.5), (2.8) ve (2.16) üç bağımlı değişkene sahip (ρ, V_r, V_θ) üç eşitliktir. Eksenel simetrik konik akım koşullarından dolayı sadece V_θ'dan bağımsızdır. Bu nedenle eşitlik (2.5) ve (2.8)'de ki kısmi türevler adi türev olarak daha uygun bir şekilde yazılabilir. Eşitlik (2.5)'den,

$$2V_r + V_\theta cot\theta + \frac{dV_\theta}{d\theta} + \frac{V_\theta}{\rho}\frac{d\rho}{d\theta} = 0 \tag{2.17}$$

eşitlik (2.16)'dan,

$$\frac{d\rho}{d\theta} = -\frac{2\rho}{\gamma-1}\left(\frac{V_r\frac{dV_r}{d\theta} + V_\theta\frac{dV_\theta}{d\theta}}{V_{max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2}\right) \tag{2.18}$$

elde edilir. Eşitlik (2.17)'de, eşitlik (2.18) yerine koyulursa;

$$2V_r + V_\theta cot\theta + \frac{dV_\theta}{d\theta} - \frac{2V_\theta}{\gamma-1}\left(\frac{V_r\frac{dV_r}{d\theta} + V_\theta\frac{dV_\theta}{d\theta}}{V_{max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2}\right) = 0$$

ya da

$$\frac{\gamma-1}{2}\left(V_{max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2\right)\left(2V_r + V_\theta cot\theta + \frac{dV_\theta}{d\theta}\right) - V_\theta\left(V_r\frac{dV_r}{d\theta} + V_\theta\frac{dV_\theta}{d\theta}\right) = 0 \tag{2.19}$$

eşitliği elde edilir.

Eşitlik (2.8) bir defa türetilerek;

$$\frac{dV_\theta}{d\theta} = \frac{d^2V_r}{d\theta^2}$$

eşitlik (2.19)'da yerine koyulduğunda;

$$\frac{\gamma-1}{2}\left(V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right)\left(2V_r + \frac{dV_r}{d\theta}cot\theta + \frac{d^2V_r}{d\theta^2}\right) - \frac{dV_r}{d\theta}\left(V_r\frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta}\frac{d^2V_r}{d\theta^2}\right) = 0 \qquad (2.20)$$

eşitliği elde edilir ve bu eşitlik konik akımın çözümü için Taylor-Maccoll eşitliğidir. Sadece $V_r = f(\theta)$ değişkenine baplı bir adi diferansiyel denklemdir. Çözümü bir kez elde edilirse V_θ büyüklüğününde eşitlik (2.8)' den yardımıyla elde edilmesi mümkün olur.

Eşitlik (2.20) sadece nümerik olarak çözülebilir. Sayısal çözümü kolaylaştırmak için boyutsuz V^ι hızı tanımlanmıştır.

$$V^\iota \equiv \frac{V}{V_{max}} \qquad (2.21)$$

Böylelikle eşitlik (2.20);

$$\frac{\gamma-1}{2}\left(1 - {V^\iota}_r^2 - \left(\frac{d{V^\iota}_r}{d\theta}\right)^2\right)\left(2{V^\iota}_r + \frac{d{V^\iota}_r}{d\theta}cot\theta + \frac{d^2{V^\iota}_r}{d\theta^2}\right)$$

$$-\frac{d{V^\iota}_r}{d\theta}\left({V^\iota}_r\frac{d{V^\iota}_r}{d\theta} + \frac{d{V^\iota}_r}{d\theta}\frac{d^2{V^\iota}_r}{d\theta^2}\right) = 0 \qquad (2.22)$$

şeklinde ifade edilir.

Ayrıca boyutsuz hız sadece Mach sayısının bir fonksiyonudur.

$$h + \frac{V^2}{2} = \frac{V_{max}^2}{2} \qquad (2.23)$$

$$\frac{a^2}{\gamma-1} + \frac{V^2}{2} = \frac{V_{max}^2}{2} \qquad (2.24)$$

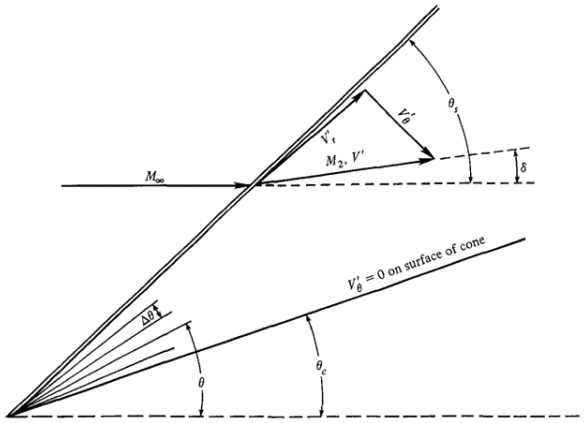
$$\frac{1}{\gamma-1}\left(\frac{a}{V}\right)^2 + \frac{1}{2} = \frac{1}{2}\left(\frac{V_{max}}{V}\right)^2 \qquad (2.25)$$

$$\frac{2}{\gamma-1}\left(\frac{1}{V}\right)^2 + 1 = \left(\frac{V_{max}}{V}\right)^2 \qquad (2.26)$$

$$\frac{V}{V_{max}} = V^I = \left[\frac{2}{(\gamma-1)M^2} + 1\right]^2 \tag{2.27}$$

2.1.3. Taylor-Maccoll eşitliğinin sayısal yöntemlerle hesaplanması

Düzgün dairesel bir koninin ses üstü hızlarda etrafında oluşturduğu akışın sayısal çözümü eşitlik (2.20)'de verilen Taylor-Maccoll eşitliği kullanılarak yapılabilmektedir. Literatürde Taylor-Maccoll eşitliğinin sayısal çözümü için ters ve direkt olama üzere iki farklı yöntem önerilmiştir (Anderson, 2003).



Şekil 2.4. Bir koni üzerindeki akımın nümerik çözümü için geometri (Anderson, 2003: 372)

Ters Yöntem

Bu yöntem şok açısını girdi olarak kabul etmiş ve seçilen bir serbest akış Mach sayısı değerinde bu şoku yaratacak koni yarı tepe açısının aranmasına dayandırılmıştır. Bu yöntemin aşamaları aşağıdaki gibi sıralanmıştır:

1. Verilen bir şok açısı ve serbest akış Mach sayısı iki boyutlu eğik şok bağıntılarında kullanılarak şokun gerisindeki M_2 ve akıştaki sapma miktarı δ,

$$tan\delta = 2 * cot\beta * \frac{M_1^2 * sin^2\beta - 1}{M_1^2 * (\gamma + cos2\beta) + 2} \tag{2.28}$$

$$M_{n1} = M_1 sin\beta \tag{2.29}$$

$$M_{n2}^2 = \frac{M_{n1}^2 + 2/(\gamma-1)}{M_{n1}^2 * 2\gamma(\gamma-1) - 1} \quad (2.30)$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta-\delta)} \quad (2.31)$$

şeklinde hesaplanır.

2. Bulunan bu değerler Şekil 2.4'te verilen akım geometrisinde kullanılarak eşitlik (2.27)' dan bileşke hız değeri elde edilir ve hızın radyal ve normal bileşenleri

$$V_r' = V' * \cos(\beta - \delta) \quad (2.32)$$

$$V_\theta' = V' * \sin(\beta - \delta) \quad (2.33)$$

eşitlikleriyle elde edilir.

3. Bir sınır değer olarak şokun arkasındaki radyal hız değeri kullanılarak, eşitlik (2.22) verilen şok açısından itibaren θ açısı küçük adımlarla küçültülerek her bir açı değeri için Runge-Kutta yöntemi gibi sayısal çözüm yöntemi kullanılarak çözülür.

4. Her bir açı değerindeki normal hız bileşeni eşitlik (2.8)'den hesaplanır ve normal hız bileşeninin sıfır olduğu açı değeri koni açısıdır.

5. Elde edilen koni açısı, genellikle aranan koni açısı ile aynı olamayacaktır. Bu nedenle üstteki maddeler farklı Mach değerlerinde iteratif olarak tekrar edilmesi durumunda aranan koni açısı elde edilebilir.

Direkt Yöntem

Bu yöntemde koni açısı problemin girdi verisi olarak alınır ve verilen bir serbest akım Mach sayısında oluşacak şokun açısı aranır. Yöntemin aşamaları aşağıdaki gibi sıralanmıştır:

1. Koni yüzeyi üzerindeki teğetsel hız için bir değer seçilip normal hız sınır şartından dolayı sıfır olarak alınır.

2. Bu başlangıç şartlarıyla beraber koni yüzeyinden itibaren θ açısı küçük adımlarla artırılarak Taylor-Maccoll eşitliği Runge-Kutta yöntemi gibi sayısal bir çözüm yöntemiyle çözülür.

3. Her açı değerinde bulunan teğetsel ve radyal hız değerlerinden akımdaki sapma, bileşke hız ve buna karşılık gelen Mach sayısı

$$\delta = \theta + tan^{-1}(\frac{V'_\theta}{V'_r}) \tag{2.34}$$

$$V' = ((V'_r)^2 + (V'_\theta)^2)^{0.5} \tag{2.35}$$

$$M_2^2 = \frac{\frac{2}{\gamma-1}*(V')^2}{1-(V')^2} \tag{2.36}$$

şeklinde hesaplanır. Aynı zamanda yine her açı değeri şok açısı kabul edilerek iki boyutlu eğik şok bağıntıları yardımıyla serbest akım Mach sayısı ve çok gerisindeki Mach sayısı

$$M_1^2 = \frac{2*(1+tan\theta*tan\delta)}{2*sin^2\theta-(\gamma+cos2\theta)*tan\theta*tan\delta} \tag{2.37}$$

$$M_{n1} = M_1 sin\theta \tag{2.38}$$

$$M_{n2}^2 = \frac{M_{n1}^2+2/(\gamma-1)}{M_{n1}^2*2\gamma(\gamma-1)-1} \tag{2.39}$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\theta-\delta)} \tag{2.40}$$

şeklinde hesaplanır.

4. Her açı değerinde şok gerisindeki Mach sayısı için iki boyutlu eğik şok hesabından ve Taylor-Maccoll eşitliğinin çözümünden elde edilen Mach sayıları karşılaştırılır. Bu iki Mach sayısının eşit olduğu açı değeri, verilen şartlardaki şok açısına eşit olacaktır.

5. Ancak bu şekilde bulunan şok açısı genellikle ilgilenilen şok açısında farklı olacağından sözü edilen bütün bu işlemlerin koni yüzeyindeki teğetsel hızın farklı değerleri için, istenilen şok açısına erişilinceye kadar iteratif olarak tekrar edilmesi gerekmektedir.

Bump hava alığı tasarımı verilen bir serbest akım hızı ve koni açının oluşturduğu konik şok ve şok arkasındaki akış özelliklerine bağlı olduğundan, konik şok özelliklerini elde edilmesinde direkt yöntemin daha uygun bir yöntem olduğu düşülerek bundan sonraki çalışmalarda kullanılmıştır.

2.1.4. Adi diferansiyel denklemlerin sayısal çözümü

Bu kısımda Taylor-Maccoll eşitliğinin de sayısal çözümünden bahsedilmiştir. Birçok diferansiyel denklem analitik olarak çözülebilir ve bulunan genel çözümde denklemin derecesine eşit sayıda integral sabiti yer alır. Eğer sabit sayısınca koşul ortaya konulursa sabitlerin değerini elde etmek mümkün olur. Bilinen bu koşullar yardımıyla adi diferansiyel denklem çözümü için literatürde çok fazla yöntem mevcuttur (Taylor serisi yöntemi, Euler yöntemi, Runge-Kutta yöntemleri vb…). Ancak bir önceki kısımda direkt yöntemde de bahsedildiği üzere Taylor-Maccoll eşitliğinin çözümü için bu çalışma kapsamında dördüncü dereceden Runge-Kutta metodu kullanılmıştır (Chapra ve Canale, 2015). Ancak bu çalışmanın temel amacı adi diferansiyel denklemlerin sayısal çözümü olmadığından Runge-Kutta metodu daha yüzeysel bir şekilde anlatılmıştır.

Runge-Kutta metodu, Taylor serileri ile yaklaşımdaki hassasiyeti, yüksek mertebeden türevlere ihtiyaç duymadan hesaplayabilen, yüksek hassasiyetin arandığı adi diferansiyel denklem çözümlerinde tercih edilen bir metottur. Runge-Kutta metodu aşağıdaki formda yazılabilir (Chapra ve Canale, 2015).

$$y_{i+1} = y_i + \emptyset(x_i, y_i, h)h \tag{2.41}$$

Burada $\emptyset(x_i, y_i, h)$ fonksiyonuna artım fonksiyonu denir. Bu söz konusu aralıktaki eğimi gösterir. Artım fonksiyonu genel formda aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\emptyset = a_1k_1 + a_2k_2 + \cdots + a_nk_n \tag{2.42}$$

Bu eşitlikteki a değerleri sabit k değerleri ise aşağıdaki şekilde ifade edilmiştir.

$$k_1 = f(x_i, y_i)$$

$$k_2 = f(x_i + p_1 h, y_i + q_{11} k_1 h)$$

$$k_3 = f(x_i + p_2 h, y_i + q_{21} k_1 h + q_{21} k_1 h)$$

…

…

…

$$k_n = f(x_i + p_{n-1} h, y_i + q_{n-1,1} k_1 h + q_{n-1,2} k_2 h + \cdots + q_{n-1,n-1} k_{n-1} h) \quad (2.43)$$

Burada p ve q değerleri sabitlerdir.

Bu temelden yola çıkarak farklı mertebelerde, farklı mertebelerden Taylor serisi açılımı yapılarak Runge-Kutta metotları tanımlanmıştır. Ancak bu çalışma kapsamında dördüncü dereceden Runge-Kutta metodu kullanılmıştır. Bu metodun formülasyonu aşağıdaki gibidir.

$$y_{i+1} = y_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)h$$

$$k_1 = f(x_i, y_i)$$

$$k_2 = f(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_1 h)$$

$$k_3 = f(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_2 h)$$

$$k_4 = f(x_i + h, y_i + k_3 h) \quad (2.44)$$

Ancak bu formülasyon birinci dereceden adi diferansiyel denklem çözümünde kullanılan şeklidir. Eşitlik 2.22'de görüldüğü üzere Taylor-Maccoll eşitliği ikinci dereceden bir adi

diferansiyel denklemdir. İkinci derece adi diferansiyel denklemin sayısal çözümü için Runge-Kutta metodu formülasyonu aşağıdaki gibidir (Chapra ve Canale, 2015).

$$k_1 = h * f(x_i, y_i, z_i)$$

$$l_1 = h * g(x_i, y_i, z_i)$$

$$k_2 = h * f(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_1, z_i + \frac{1}{2}l_1)$$

$$l_2 = h * g(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_1 h, z_i + \frac{1}{2}l_1)$$

$$k_3 = h * f(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_2, z_i + \frac{1}{2}l_2)$$

$$l_3 = h * g(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_2, z_i + \frac{1}{2}l_2)$$

$$k_4 = h * f(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + k_3, z_i + l_3)$$

$$l_4 = h * g(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + k_4, z_i + l_4)$$

$$y_{i+1} = y_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)h$$

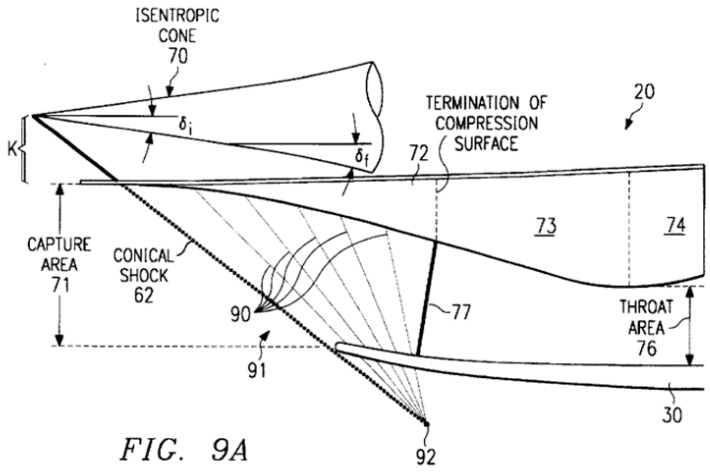
$$z_{i+1} = z_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)h \qquad (2.45)$$

Tüm bu kapsamda eşitlik (2.8) ve (2.20) ikinci derece adi diferansiyel denklemlerinin sayısal çözümü için Runge-Kutta metodunun kullanılmasıyla çözülmüştür. Ancak öncelikli olarak bu denklemlerin çözülmesi için eşitlik (2.20)'nin V_θ'nın türevi olacak biçimde düzenlenmesi gerekmektedir. Bu kapsamda eşitlik (2.20), Maajid (t.y.) tarafından düzenlenerek aşağıdaki şekilde verilmiştir.

$$\frac{dV_\theta}{d\theta} = \frac{d^2V_r}{d\theta^2} = \frac{\left[\left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2 * V_r\right] - \left[(\gamma-1)*V_r*\left\{V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right\}\right] - \left[\frac{(\gamma-1)}{2}*\left\{V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right\}*\left(\frac{dV_r}{d\theta}cot\theta\right)\right]}{\left[\frac{(\gamma-1)}{2}*\left\{V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right\} - \left(\frac{dV_r}{d\theta}\right)^2\right]} \quad (2.46)$$

2.2. Bump Yüzey Tasarımı

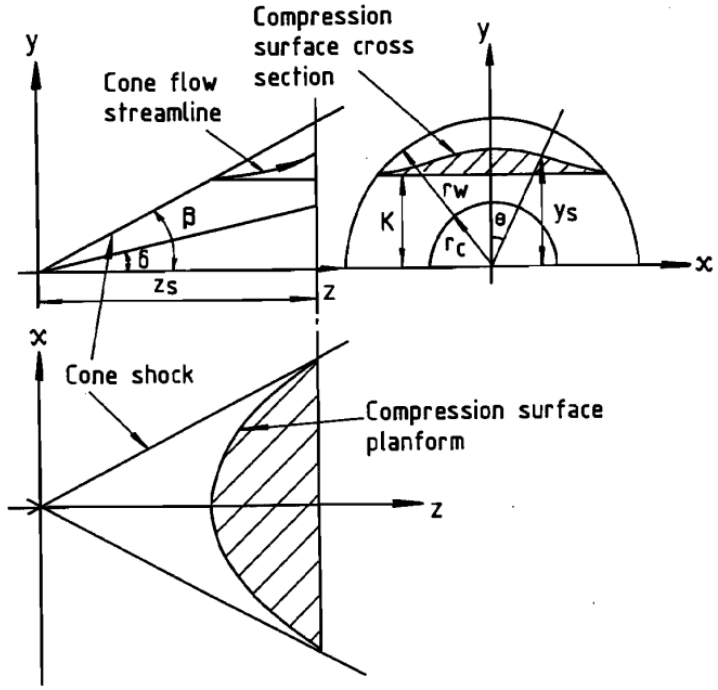
Bu kısımda ses üstü hava araçları için bump tipi hava alığının yüzey tasarımı metodu hakkında bilgi verilmiştir. Yüzey tasarımı temel olarak sıkıştırma ve geçiş yüzeyi olarak iki kısma ayrılmıştır. Sıkıştırma yüzeyinin temel amacı ses üstü hızdaki serbest akışın eğik şok oluşturmasını sağlayarak serbest akış hızının minimum basınç kaybı ile düşük ses üstü hızlara düşmesini sağlamaktır. Ayrıca bump tipi hava alığının sağlamasını beklediğimiz sınır tabaka akışını yüzey dışına doğru yönlendirmesidir. Sıkıştırma yüzeyi sonrasında yüksek eğime sahip yüzeyin hem sıkıştırma yüzeyinin sağladığı avantajları koruyacak ya da artıracak hem de yüzeyin eğiminin azaltılarak hava kanalına geometrik bağlantısının en iyi şekilde olmasını sağlayacak bir geçiş yüzeyi ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Şekil 2.5'te bump tipi hava alığının simetri düzleminden alınmış bir çizim verilmiştir. Bu çizimden de görüleceği üzere bump sıkıştırma yüzeyi serbest akışın eğik şok ile yavaşlamasını ve sıkıştırma yüzeyi sonunda dik şok sonrasında uygun bir geçiş yüzeyi tasarımı ile hava kanalının en dar bölgesine doğru hava kanalı ile sıkıştırma yüzeyinin birleşmesini sağlanır. Bu tez kapsamında sıkıştırma yüzeyinin geçiş yüzeyi ile bir bütün olduğu ve özellikle sınır tabaka akışını yönlendirme kabiliyetine etkisi olacağı düşünülerek, bump yüzeyi tek parça olarak hem sıkıştırma yüzeyi hem de geçiş yüzeyini içerecek şekilde tasarlanmıştır.



Şekil 2.5. Bump tipi hava alığında iki boyutlu sıkıştırma ve geçiş yüzeyi (Hamstra ve Sylvester, 1998)

2.2.1. Sıkıştırma yüzeyi

Bump sıkıştırma yüzeyi tasarımı için farklı yaklaşımlar kullanılabilmekle beraber literatürde en çok kullanılan metot ses üstü hızdaki konik akış alanı kullanılarak yüzey elde etme metodudur. Bu tez çalışmasında da ses üstü hızda konik şok sonrasındaki akım çizgilerinin hiperbolik yaklaşımla modellenmesi ile üç boyutlu bir bump sıkıştırma yüzeyi geometrisinin çıkarılması metodu referans alınmıştır (Seddon ve Goldsmith, 1985). Seddon ve Goldsmith (1985) tarafından tanımlanmış olan konik akış alanındaki akım çizgilerinin nasıl çıkarıldığını gösteren görsel Şekil 2.6'da verilmiştir.



Şekil 2.6. Konik akış alanından türetilmiş bump yüzeyi (Seddon ve Goldsmith, 1985: 375)

Seddon ve Goldsmith (1985) tarafından konik akış çizgilerinden bump sıkıştırma yüzeyinin modellenebilmesi için matematiksel eşitlikler şu şekilde tanımlanmıştır;

- Düzlem eşitliği,

$$y = K = sabit \tag{2.47}$$

$$tan\beta = \frac{y_w \sec\theta}{z} \tag{2.48}$$

- Konik şok ve K yüksekliğindeki düzlemin kesiştiği yerin eşitliği,

$$z = K\ cot\beta \sec\theta \tag{2.49}$$

$$x = K \tan\theta \tag{2.50}$$

$$z^2\ tan^2\beta - x^2 = K^2 \tag{2.51}$$

- Akım çizgilerinin eşitliği,

$$r^2 = y^2 sec^2\theta = z^2 tan^2\delta + c \tag{2.52}$$

$$y_s^2 = A cos^2\theta + B \tag{2.53}$$

$$A = z_s^2 tan^2\delta \tag{2.54}$$

$$B = K^2\left(1 - \frac{tan^2\delta}{tan^2\beta}\right) \tag{2.55}$$

Bu denklemlerde δ koninin yarı tepe açısı, β koninin ses üstü hızda oluşturduğu şok açısı, θ konik şok alanını kesen düzlemin koni merkezinden y eksenine göre yaptığı radyal açı değeri olarak tanımlanmıştır.

Bu tasarım metoduna göre bir bump sıkıştırma yüzeyi tasarımı için dört adet girdi parametresine ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlar, serbest akış hızı(Mach sayısı (M)), koni yarı tepe açısı (δ), radyal açı değeri (θ) ve düzlem yüksekliği (K) değerleridir. Bu tez kapsamında bump sıkıştırma yüzeyi tasarımı işlemlerinin sırasıyla şu şekildedir;

1. Girdileri tanımlanır;
    a. Serbest akış hızı(M)
    b. Koni yarı tepe açısı(δ)
    c. Radyal açı değeri(θ)
    d. Düzlem yüksekliği (K)

2. Radyal açı değeri (θ) ve düzlem yüksekliği (K) değerleri kullanılarak eşitlik (2.50) ile bump yüzeyinin x yönündeki genişliği belirlenir.

3. Serbest akış hızı (M) ve koni yarı tepe açısı (δ) kullanılarak Taylor-Maccoll eşitliği(eşitlik (2.20)), direkt yöntem algoritması kullanılarak, dördünce derece Runge-Kutta metodu ile sayısal olarak çözülür ve konik şok açısı (β) değeri elde edilir.

4. İkinci adımda hesaplanan x değeri, konik şok açısı (β) ve düzlem yüksekliği (K) değerleri kullanılarak eşitlik(2.51)'den z yönündeki koni uzunluğu belirlenir.

5. Dördüncü adımda hesaplanan z uzunluğu, z yönünde hesaplanmak istenilen nokta sayısı kadar eşit veya eşit olmayan aralıklara bölünür.(Not: Bu tez kapsamında z uzunluğu eşitlik aralıklarla radyal açı değerinin (θ) (derece olarak) yarısı kadar nokta içerecek şekilde bölünmüştür.)

6. Radyal açı değeri (θ) yine eşit veya eşit olmayan aralıklara bölünür.(Not: Bu tez kapsamında radyal açı değeri (θ) 2 derece aralıklarla bölünmüştür.) Sonrasında her bir z değeri için koni yarı tepe açısı (δ), konik şok açısı (β) ve düzlem yüksekliği (K) değeri kullanılarak için eşitlik (2.54) ve eşitlik (2.55) kullanılarak öncelikle A ve B katsayıları hesaplanır.

7. Altıncı adımda hesaplanan bu değerler her bir radyal açı değeri (θ) ile eşitlik (2.53) kullanılarak y değerleri hesaplanır.

8. Yedinci adımda hesaplanan y değerli için her bir radyal açı değerine (θ) ile eşitlik (2.50) kullanılarak (K yerine y değerleri girilerek) her bir noktanın x yönündeki koordinatları hesaplanır.

9. Sonuç olarak sekizinci adımdaki x, yedinci adımdaki y ve beşinci adımdaki z değerleri kullanılarak yüzey koordinatlarına ait matris elde edilir (Not: Bu çalışma kapsamında radyal açı değerinin (θ) (derece olarak) yarısı kadar satır ve sütundan oluşan kare matris elde edilmektedir.).

2.2.2. Geçiş yüzeyi

Bump sıkıştırma yüzeyine benzer bir şekilde geçiş yüzeyi tasarımı için de farklı metotlar kullanmak mümkündür. Ancak, bu tez kapsamında geçiş yüzeyi tasarımnda bump sıkıştırma yüzeyi için hesaplanan akım çizgilerinin devamında dairesel eşitlikler kullanılarak akım çizgilerinin sürekli ve sıkıştırma yüzeyine teğet olacak şekilde bir yüzey oluşturma metodu belirlenmiştir. Bu yüzeyin temel amacı sıkıştırma yüzeyinin devamında sınır tabaka akışını bump yüzeyi dışına yönlendirmeye katkı sağlamak ve hava kanalı ile uyumlu bir bump geometrisi oluşturup, sıkıştırma yüzeyinin eğimini düşürerek hava kanalı girişinde istenmeyen akış ayrılmalarının önüne geçmektir. Bu nedenle geçiş yüzeyi için iki farklı dairesel metot bu çalışmada tanımlanmıştır. Birinci metot bump sıkıştırma yüzeyi sonundaki yüzey eğimleri doğrudan azaltarak geçiş yüzeyi sonunda eğimin sıfır olduğu dış bükey dairesel tasarımdır. İkinci metot ise Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından geçiş yüzeyinin bump sınır tabaka yönlendirme kabiliyetini artırdığını belirttiği iç bükey-dış bükey dairesel tasarımdır. Bu metotta simetri düzleminde doğrudan dış bükey olan akış çizgileri radyal açıklıkla beraber önce yüzey eğimini artıracak şekilde iç bükey dairesellikle başlayıp sonra dış bükey dairesel yapı ile yüzey eğim geçiş yüzeyi sonunda sıfır yapılmaktadır. Radyal açı değeri arttıkça akış çizgilerinin z yönündeki iç bükey uzunluğu artmaktadır. Bu tasarım metodu ile geçiş yüzeyinin iç bükey kısmındaki basınç değerinin artırılması ve bu sayede sınır tabak akışının bump yüzeyinin dışındaki daha düşük basınçlı bölgeye yönlendirilmesi sağlamak temel amaçtır. Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından, bu çalışmada belirtilen ikinci metoda benzer bir iç bükey-dış bükey şeklinde geçiş yüzeyi tasarım metodu tanımlanmıştır (Şekil 1.13). Bu şekildeki bir tasarımda iç bükey-dış bükey tasarım için dış bükey kısmın uzunluğu radyal açı değerinin 55 derece olduğu değere göre belirlenmiştir. 0 derece radyal açı değeri için iç bükey kısmın uzunluğunun sıfır olduğu ve 0 ile 55 derece radyal değerleri arasında ise düzgün lineer bir şekilde değiştiği belirtilmiştir.

Sonuç olarak, geçiş yüzeyi tasarım metodu için dış bükey ve iç bükey-dış bükey olmak üzere iki farklı metot ile geçiş yüzeyinin toplam uzunluğuna dayandırılmıştır. Ayrıca, iç bükey-dış bükey tasarımı metodu için yüzey açıklığı ile beraber nasıl değişeceği de bir diğer tasarım parametresidir. Bu tez çalışması kapsamı asıl olarak bump sıkıştırma yüzeyi tasarımı üzerine olması nedeniyle, bu çalışmadaki geçiş yüzeyi tasarımı dış bükey metotla yapılmış ve geçiş yüzeyi uzunluğu ise bump sıkıştırma yüzeyi tasarımında kullanılan koni uzunluğunun yarısı olarak belirlenmiştir.

3. HAD METODU TANIMLAMA VE DOĞRULAMA

Bu tez çalışmasının temel amacı ses üstü hava araçları için bump tipi hava alığının sıkıştırma ve geçiş yüzeyi için tasarım metodu oluşturulması ve bu tasarım metodu ile elde edilen yüzeylerin ses üstü akıştaki performanslarının çıkarılmasıdır. Bu kapsamda yüzeyin performansının belirlenebilmesi için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri kullanılmıştır. Bu nedenle de analiz çalışmaları öncesinde kullanılan HAD metodunun doğrulanması ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Bu kısımda analiz çalışmaları için öncelikle HAD metodu tanımlanmış ve daha sonrasında literatürde mevcut olan bir referans test çalışması ile HAD metodunun doğruluk seviyesi gösterilmiştir. Ayrıca, çalışmanın devamında doğrulanan HAD metodu için ses üstü hızdaki koni geometrisi kullanılarak çözüm ağıdan bağımsızlık çalışması yapılmış ve çözüm ağı boyutları belirlenmiştir.

3.1. Çözücü ve Metot

HAD analizleri için ticari ve açık kaynak çok sayıda yazılım alternatifi bulunmakla beraber bu tez çalışması kapsamında yapılan analiz çalışmaları OpenFOAM çözücüsü kullanılmıştır. OpenFOAM 2004 yılında ilk defa yayınlamış olan ve o günden bu zamana kadar sürekli olarak geliştirilerek farklı versiyonları çıkarılmış olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri için yaygın olarak kullanılan açık kaynak HAD çözücüsüdür(İnternet: OpenFOAM, 2023). Mevcut olarak farklı analiz tipleri için birçok çözücü içermekle beraber, farklı araştırma grupları tarafından da yazılıma uygun olan eklenti ve çözücüler de geliştirilmiştir. Bu kapsam da ses civarı ve ses üstü hızlar için "Aeronautic Systems Competency Area of the Council for Scientific and Industrial Research" tarafından High Speed Aerodynamic(HISA) isminde çözücü geliştirilmiştir(İnternet: HISA, 2023). Bu çözücü kullanıcılara yüksek hızlarda etkili ve gürbüz gelişmiş bir aerodinamik çözücü sağlamak amacıyla geliştirilmiştir. HISA, ses civarı ve ses üstü akışlar için yoğunluk tabanlı bir yaklaşımla, kararlı ve kararsız sıkıştırılabilir Navier-Stokes eşitliklerini kullanarak modelleme kabiliyetine sahiptir. Yoğunluk tabanlı çözücüler, şok dalgaları gibi temel değişkenler üzerinde keskin sayısal süreksizliklerin etkili bir şekilde ele alınmasına izin verdiği için yüksek hızlı akışlar için tipik olarak tercih edilen çözücü tipidir. Bu tez çalışması kapsamındaki analiz çalışmaları için de ses üstü akışlar ve şok yapısı kritik bir önem arz ettiği için yoğunluk tabanlı olarak çözüm alabilme kabiliyetine sahip olan HISA çözücüsü kullanılmıştır. Heyns, Oxtoby ve Steenkamp (2014) tarafından HISA çözücüsünün

kullandığı denklemler takımları, ayrıklaştırma metodu ve akı interpolasyon şemaları, matris çözücüsü ve çözücü algoritması ayrıntılı bir şekilde tanımlanmıştır.

Bu çalışmada yapılan HAD analizler için k-w SST türbülans modeli ile birlikte sıkıştırılabilir RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) eşitlikleri yoğunluk tabanlı OpenFOAM-HISA çözücüsü kullanılarak çözülmüştür. 2 ve 3 boyutlu olarak kararlı analiz çalışmaları yapılmıştır. Havanın hal denklemi olarak ideal gaz seçilmiştir. Viskozite-sıcaklık ilişkisi için Sutherland kanunu kullanılmıştır (Sutherland, 1893). Gradyan hesaplamak için Gauss hücre tabanlı gradyan metodu kullanılmıştır. CFL (Courant-Friedrichs-Levy) sayısı stabiliteyi sağlamak için akış alanında minimum 0,1 olabilecek 0,8'den başlatılarak 1,02 artış faktörü ile maksimum 8 olarak belirlenmiştir.

Çizelge 3.1. Genel HAD Çözücü Ayarları

Çözücü	OpenFOAM-HISA, Yoğunluk Tabanlı
Analiz Tipi	2D, 3D
Enerji	Açık
Zaman	Kararlı
Türbülans Modeli	k-w SST
Malzeme	İdeal Gaz
Vizkozite	Sutherland Kanunu
Giriş Sınır Koşulu	Uzak Alan (Pressure Far Field)
Duvar Sınır Koşulu	Kaymaz, Sabit Duvar ve Standart Pürüzlülük
Limitler	Sınır Koşullarına Göre Basınç Ve Sıcaklık Limitleri
Monitör	Süreklilik, Hız, Enerji ve Kuvvet

3.2. Metot Doğrulama Çalışmaları

Bu kısımda, kısım 3.1'de tanımlanmış olan HAD metodu için referans bir test çalışması ile analiz çalışmaları yapılarak metodun doğruluk seviyesi tespit edilmiştir. Ses üstü hızlarda bump yüzeyinin performansın doğru çıkarılabilmesi için akış alanı içerisinde akış özelliklerinin ani değişimine sebep olan şok konumu ve yapısının en doğru şekilde tahmin edilmesi kritik önem arz etmektedir. Bu nedenle doğrulama çalışmalarında kullanılmak üzere Reinartz, Herrmann,ve Ballmann (2003) tarafından yapılmış olan test çalışması kullanılmıştır. Bu çalışmada iki boyutlu karışık sıkıştırmalı bir hava alığı modelinin ses üstü hızlarda rüzgâr tüneli testleri yapılmıştır. Hava alığının girişinden sonraki kısımda izolatör kullanılmış olup, farklı izolatör tipleri bu çalışmada test edilmiştir. Test çalışmalarında hava alığı kanalı içerisinde duvar yüzeylerinden yansımalar nedeniyle seri halinde oluşması

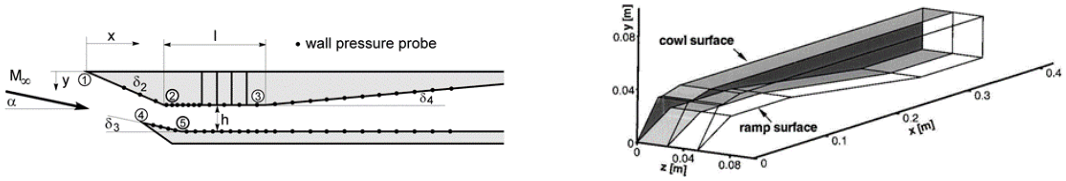
beklenen bir şok sistemi için ayrıntılı testleri yapılmış ve sonuçları verilmiştir. Testlerde hem Schlieren metodu ile şok yapısı görüntülenirken hem de hava kanalı içerisindeki yüzeylerden statik basınç değeri elde edilmiştir. Bu kapsamda hem şok konumunun tespiti hem de duvar üzerindeki basınç değerinin elde edilmiş olması ve testlerin ses üstü hızlarda yapılması nedeniyle doğrulama çalışmaları için en uygun referans çalışma olarak belirlenmiştir. Test çalışmalarının yanında ayrıca sayısal akış analizleri yapılmış olup sonuçları paylaşılmıştır. Rüzgâr tüneli test çalışmaları, model ve test koşulları hakkında ayrıntılı bilgi sonraki kısımda verilmiştir. Doğrulama çalışmaları için HAD sınır koşulları, çözüm ağı, HAD metodu ve analiz sonuçları ile analiz ve test sonuçlarını karşılaştırması ise ilerleyen kısımlarda verilmiştir.

3.2.1. Referans deneysel çalışma

Bu kısımda HAD metodu doğrulama çalışmalarında kullanılmış olan referans çalışmanın rüzgâr tüneli test düzeneği, test koşulları ve test modeli hakkında ayrıntılı bilgi verilmiştir.

Geometri

Bu kısımda referans çalışma içerisinde test çalışmalarında kullanılmış olan test modeli ve boyutları hakkında bilgi verilmiştir. Test çalışmalarında kullanılan hava alığı modeli Schmitz ve Bissinger (1998) tarafından test edilmiş hava alığı modeline benzer bir model olarak oluşturulmuştur. Referans çalışmada testlerde kullanılan geometri sabit dış sıkıştırmalı bir rampaya sahiptir. Orijinal geometri ardışık iki rampa içerirken burada tek rampalı bir sıkıştırma yüzeyi kullanılmıştır (Şekil 3.1). Şekil 3.1.a'da gösterilen l uzunluğundaki izolatör kısmının uzunluğu değişebilir olup, bu tez çalışmasında izolatör uzunluğu l=79.3 mm olan model için doğrulama çalışmaları yapılmıştır (Reinartz, Herrmann,ve Ballmann, 2003).



a) İki boyutlu test modeli b) 3 boyutlu test modeli

Şekil 3.1. Test modelinin 2 ve 3 boyutlu gösterimi (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

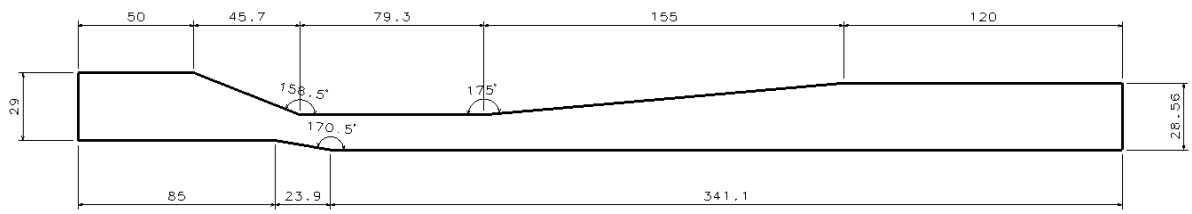
Çizelge 3.2'de test modelinin temel boyutları verilmiş olup, Çizelge 3.3'de ise Şekil 3.1.a'da tanımlanmış noktaların koordinatları paylaşılmıştır. Şekil 3.2'de tez çalışması kapsamında doğrulama çalışmaları için analizlerde kullanılmış olan modelin ayrıntılı boyutları paylaşılmıştır. Şekil 3.2'de, Şekil 3.1 ek olarak analiz çalışmalarında giriş yüzey sınır koşulunun tanımlanacağı kısım eklenmiş olup, bu kısım 50 mm uzunluğunda alınmıştır.

Çizelge 3.2. Test Modelinin Temel Boyutları (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

Hava Alığı İç Genişliği	52 mm
Kanal Yüksekliği (h)	15 mm
Toplam Uzunluk	400 mm
Akış Açısı (α)	10 derece
Rampa Açısı ($\boldsymbol{\delta_2}$)	21,5 derece
Lip Açısı ($\boldsymbol{\delta_3}$)	9,5 derece
İzolatör açısı($\boldsymbol{\delta_4}$)	5 derece

Çizelge 3.3. Test Modeli Koordinatları (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

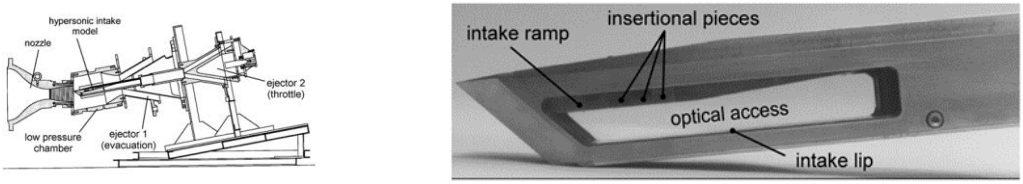
Nokta (Şekil 3.1a)	X (mm)	Y (mm)
1	0	0
2	45,7	18
3	125	18
4	35	29
5	58,9	33



Şekil 3.2. HAD Analizinde Kullanılan Modelin Ayrıntılı Boyutları (mm) (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

Test Kurulumu ve Koşulları

Testler Reinartz, Herrmann,ve Ballmann (2003) tarafından Aachen Jet Propulsion Laboratory'de açık devreli rüzgâr tünelinde yapılmıştır. Test modeli 5,5 kg/s sürekli debi sağlayan bir merkezi kompresöre bağlanmıştır. Test bölümünde hava alığındaki toplam sıcaklık 290 ile 380 K aralığında ayarlanmıştır. İki ayrı koşulda test yapılmış olup bu koşullar Çizelge 3.4'te verilmiştir. Hava alığı içerisindeki debinin kontrolü için ejektör sistemi kullanılarak farklı çıkış basınçları ile farklı debilerde testler yapılmıştır. Şekil 3.3'de rüzgâr tüneli test kurulumu ve test modeli verilmiştir (Reinartz, Herrmann,ve Ballmann, 2003).



a) test kurulumu b) test modeli

Şekil 3.3 Rüzgâr tüneli test kurulumu ve test modeli (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

Çizelge 3.4. Ses üstü hava alığı test koşulları (Reinartz, Herrmann ve Ballmann, 2003)

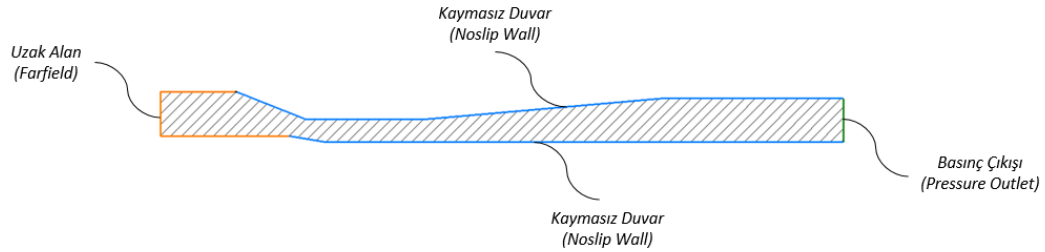
Mach	Re	Pt(Pa)	Tt(K)
2,41	5,07x10^7	540	305
3,0	4,87x10^7	620	290

Testlerin temel amacı şok/sınır tabak etkileşimlerini ve iç şok modeli hakkında ayrıntılı bilgi elde etmek olduğu için test kurulumuna 2 boyutlu renkli Schlieren sistemi kurulmuştur. Akış alanı hakkında ek veri elde etmek için merkez hattı boyunca hem alt hem de üst duvar üzerinden basınç değerleri ölçülmüştür. Şekil 3.1.a'da duvar üzerinden basınç ölçümü yapılan noktalar verilmiştir (Reinartz, Herrmann,ve Ballmann, 2003).

3.2.2. Sınır koşulları, çözüm ağı ve HAD analizi

Doğrulama çalışmalarında HAD çözücüsü olarak OpenFOAM-v2112 versiyonu HISA 1.6.4 versiyonu ile beraber kullanılmıştır. Doğrulama çalışmaları 3.1. Çözücü ve Metot kısmında tanımlanan HAD çözücü ayarları kullanılarak yapılmıştır. Test modelinin uygunluğundan dolayı HAD analizleri iki boyutlu olarak yapılmıştır.

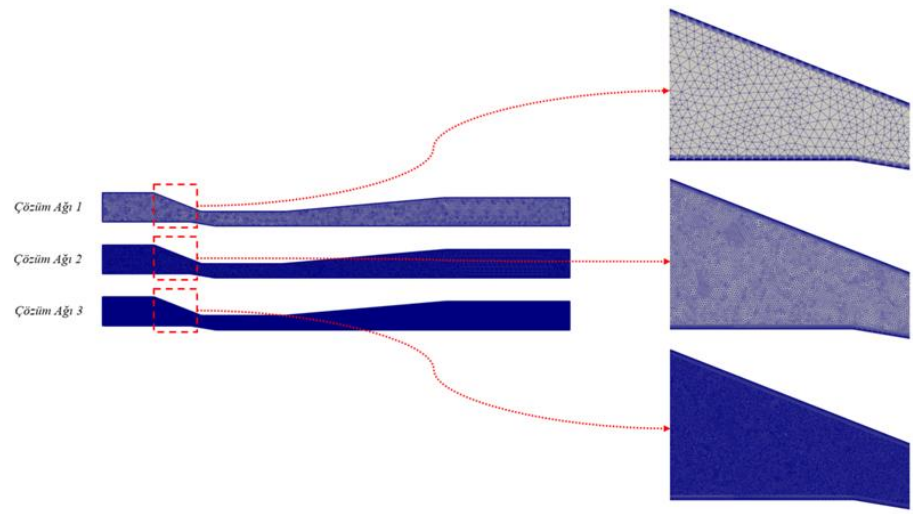
2 boyutlu akış alanı ve sınır koşulları Şekil 3.4'de gösterilmiştir. Doğrulama çalışmaları için yapısız ve üçgen yapıda hücrelerden oluşan çözüm ağı kullanılmıştır. y+ değeri yaklaşık 1 olacak şekilde duvar kenarındaki ilk tabaka yüksekliği ayarlanmıştır. Çalışma kapsamında çözüm ağı sayısının etkisinin çıkarılabilmesi için 3 farklı çözüm ağı oluşturulmuş olup çözüm ağlarının ayrıntılı boyutları Çizelge 3.5'te verilmiştir. Çözüm ağlarına ait görseller ise Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.4. İki boyutlu akış alanı ve sınır koşulları

Çizelge 3.5. Doğrulama çalışmaları çözüm ağı boyutları

Çözüm Ağı	Hücre Boyutu (m)	Sınır Tabaka			Hücre Tipi	Hücre Sayısı
		İlk Tabak Kalınlığı (m)	Tabaka Sayısı	Büyüme Oranı		
1	1,60E-03	5,75E-07	40	1,15	Üçgen	31969
2	4,00E-04					216082
3	1,00E-04					2358363



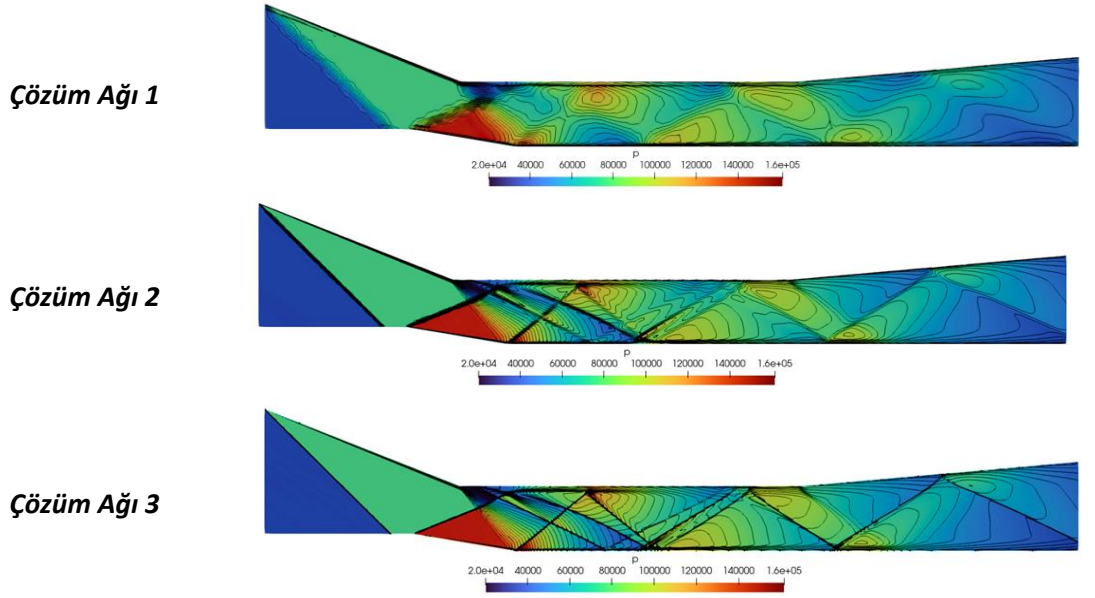
Şekil 3.5. Doğrulama çalışmaları çözüm ağı görselleri

3.2.3. Analiz Sonuçları

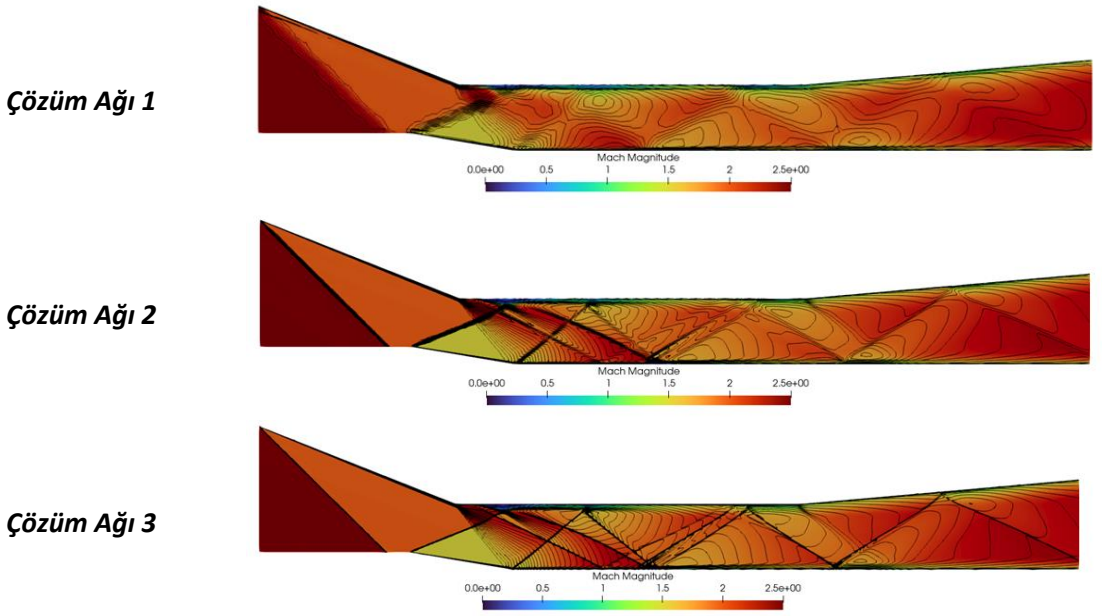
HAD metodu doğrulama işlemleri için önceki kısımlarda verilen HAD metodu ile tanımlanan model, sınır koşulları ve çözüm ağları kullanılarak Çizelge 3.4'te tanımlanmış olan 2,41 Mach sayısındaki uçuş koşulları için analiz çalışması yapılmıştır. Bu analizler sonucunda tüm çözüm ağları için akış alanındaki basınç ve Mach dağılım görselleri (Şekil 3.6 ve Şekil 3.7), akış alanı şok yapısının rüzgâr tüneli test sonuçları ve referans HAD analizleri ile karşılaştırılması (Şekil 3.8) ve rampa ile kaplama yüzeyindeki basınç dağılım grafikleri çıkarılarak yine test ve referans HAD sonuçları ile karşılaştırılması (Şekil 3.9 ve Şekil 3.10)yapılmıştır.

Şekil 3.6 ve Şekil 3.7'de 3 farklı çözüm ağının sırasıyla basınç ve Mach dağılım görselleri verilmiştir. 1 numaralı çözüm ağının akış özelliklerinin ani değiştiği şok bölgelerinin yakalamakta iyi sonuçlar vermediği görülürken, 2 numaralı çözüm ağının hava alığı girişindeki yüksek hız nedeniyle oluşan kuvvetli şok yapılarını yakalarken hava alığının devamında izolatör bölgesindeki zayıf şok yapılarını iyi bir şekilde yakalayamadığı gözlenmiştir. 3 numaralı çözüm ağının ise hem hava alığı girişinde hem de devamındaki bölgede şok yapısı ve şok kaynaklı değişimleri gösterme konusunda başarılı olduğu gözlemlenmiştir.

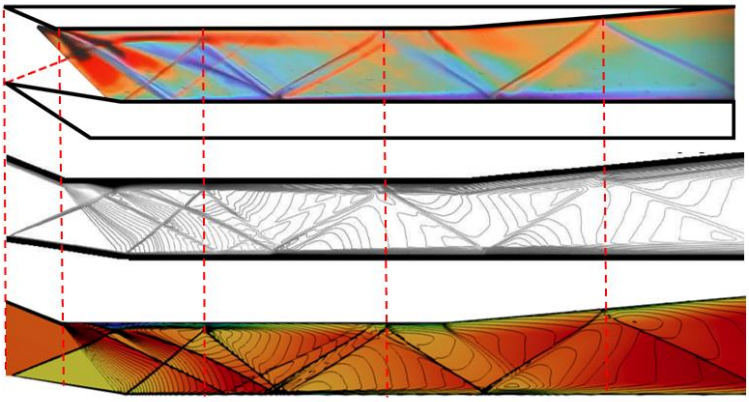
Şekil 3.8'de ise 3 numaralı çözüm ağının Mach dağılımı görseli, test sonuçlarından elde edilen görsel ve referans çalışmada verilen HAD sonuçlarından elde edilen görsel ile beraber şok yapısı kıyaslanmıştır. Sonuçlar incelendiğinde HAD sonuçlarında özellikle izolatörün başlangıç bölgelerinde test sonuçları ile şok yapısı olarak küçük farklılıklar görülmüş olmakla beraber, referans HAD sonuçları ile uyumlu sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 3.6. Akış alanı basınç dağılımı

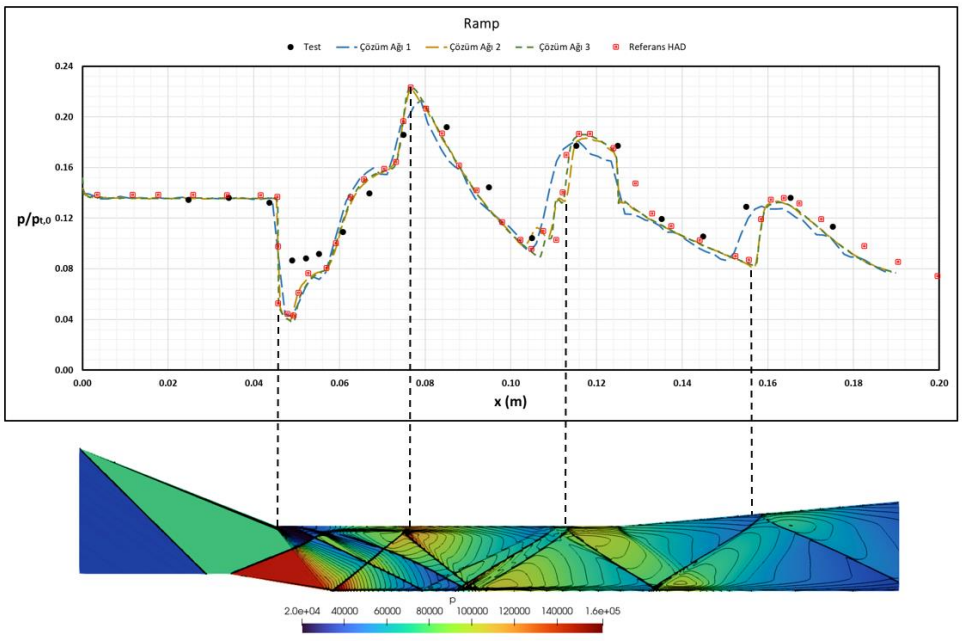


Şekil 3.7. Akış alanı mach sayısı dağılımı

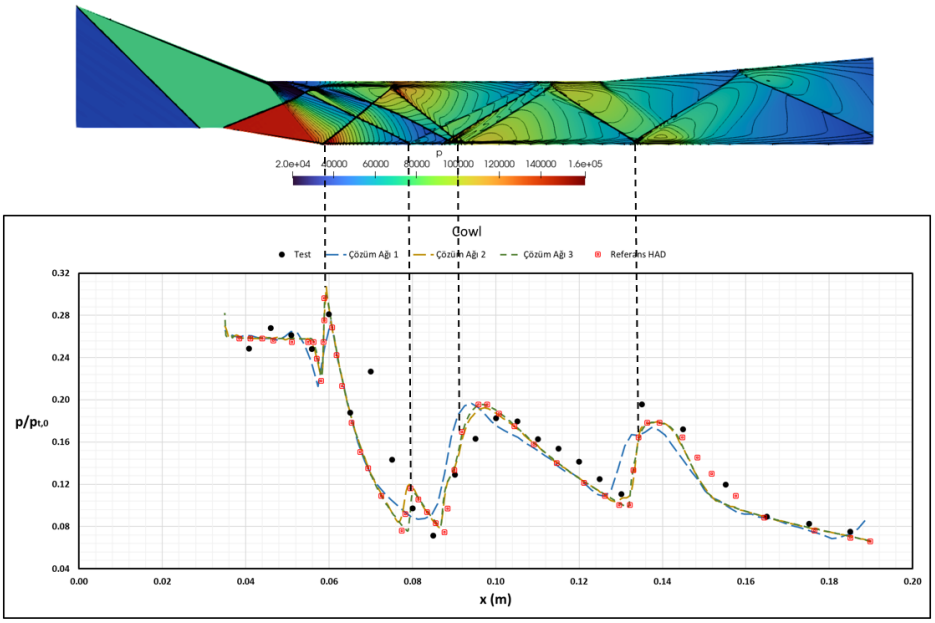


Şekil 3.8. Akış alanı şok yapısı

Şekil 3.9 ve Şekil 3.10'da sırasıyla rampa ve kaplama üzerindeki basınç sonuçları tüm çözüm ağlarıyla beraber test ve referans HAD sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Basınç dağılımı her iki yüzeyde de test sonuçları ile 3 numaralı çözüm ağı için büyük oranda tutarlı olduğu görülürken, 1 numaralı çözüm ağı için özellikle şok yansıma noktalarında farklar olduğu tespit edilmiştir. 3 numaralı çözüm ağı sonuçlarının referans HAD çalışması ile test sonuçlarına göre daha yakın sonuçlar alındığı görülmekle beraber, belirlenen HAD metodunun ses üstü hızlarda yapılacak çalışmalarda şok ve şok kaynaklı etkilerin çıkarılabilmesi için uygun olduğu değerlendirilmiştir.



Şekil 3.9. Rampa yüzeyi basınç dağılımı



Şekil 3.10. Kaplama yüzeyi basınç dağılımı

3.3. Çözüm Ağı Hücre Sayısından Bağımsızlık Çalışması

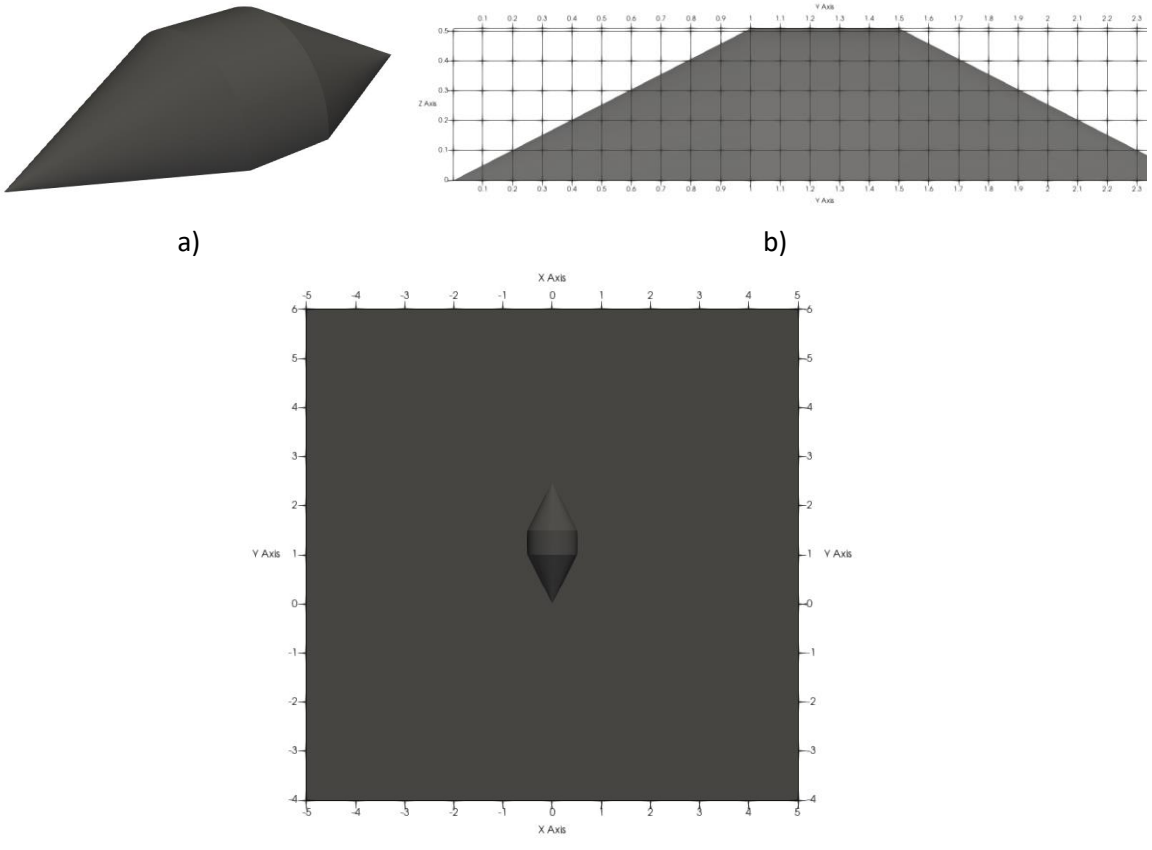
Bu kısımda, önceki kısımda doğrulanmış HAD metodu ile yapılan analiz çalışmaları öncesinde çözüm ağı sayısından bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Bu kapsamda yapılan çalışmaya ait geometri, sınır koşulları, çözüm ağı ve analiz sonuçları bu kısımda verilmiştir. Çalışmanın sonucunda, en uygun çözüm ağı boyutlarına göre bundan sonraki tüm analiz çalışmaları için önceki kısımlarda tanımlanan HAD metodu ile en uygun çözüm ağı belirlenmiştir.

3.3.1. Geometri, sınır koşulları, çözüm ağı ve HAD analizi

Çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları için bump tipi sıkıştırma yüzeyinin performansının belirlenmesi çalışmalarına uygun olacak şekilde konik şok oluşturacak bir koni geometrisi kullanılmıştır. Bu sayede 3 boyutlu konik şok yapısındaki değişim incelenerek bump yüzeyinin performansının belirlenmesi için de en uygun çözüm ağının belirlenmesi amaçlanmıştır.

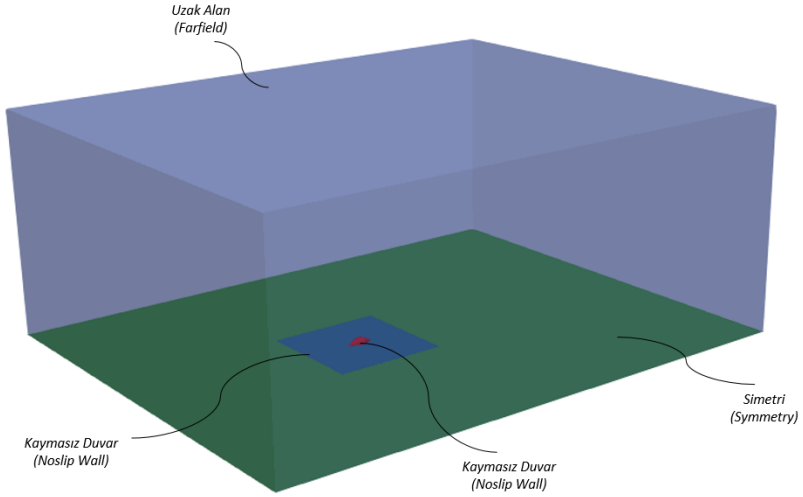
4. Bump Yüzeyi HAD Analizleri kısmında yapılması planlanan analiz çalışmaları 15-27 derece koni yarı tepe açısı ve 1,8 ile 3 Mach arasındaki hız değerlerinde yapılması

planlanmaktadır. En yüksek hız değeri ve en yüksek koni yarı tepe açısının olduğu durumda akış alanı içerisinde en dar bölgede akış alanı özelliklerinde en yüksek değişimin beklendiği durumdur. Bu nedenle de çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları içim Mach=3 hızında 27 derecelik yarı tepe açısına sahip bir koni ele alınmıştır. Koni uzunluğu 1 m olarak belirlenmiş olup koninin devamında 0,5 m düz bir şekilde uzatılmıştır. Uzatılan bölgenin devamında koni geometrisinin simetriği kullanılmıştır (Şekil 3.11). Analizlerde yarı koni modeli kullanılmış olup koni analiz çalışmalarında sınır tabak etkisini de içermesi için 5x5 m boyutlarında düz bir plaka üzerine yerleştirilmiştir (Şekil 3.11.c).



Şekil 3.11. Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları geometrisi

Koni ve koninin üzerine yerleştirildiği düz plaka kaymasız duvar, akış alanın taban bölgesindeki geriye kalan kısım simetri ve diğer tüm yüzeylere ise uzak alan sınır koşulu verilmiştir. Şekil 3.12'de akış alanı ve sınır koşulları verilmiştir.



Şekil 3.12. Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları sınır koşulları

Şekil 3.12'de belirtilen akış alanı ve sınır koşulları çözüm için ağından bağımsızlık çalışmalarında kullanılmak üzere 7 farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm ağları oluşturulurken dört yüzlü (tetrahedral) eleman kullanılmıştır. Akış alanı içerisindeki maksimum elaman boyutu 1 m, minimum elaman boyutu 0,0001 m olarak belirlenmiştir. Koni etrafındaki akış alanını daha iyi yakalayabilmek için 1x1 m^2 genişliğinde ve 3 m uzunluğunda daha küçük eleman boyutlarında çözüm ağı oluşturulmuştur. Akış alanı içerisindeki büyüme oranı 1,15 olarak alınmıştır. Koni ve koninin üzerine yerleştirildiği duvar için ayrıca eleman boyutu belirlenmiş olup, tüm çözüm ağları için eleman boyutları Çizelge 3.6'da verilmiştir.

Çizelge 3.6. Çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları çözüm ağı boyutları

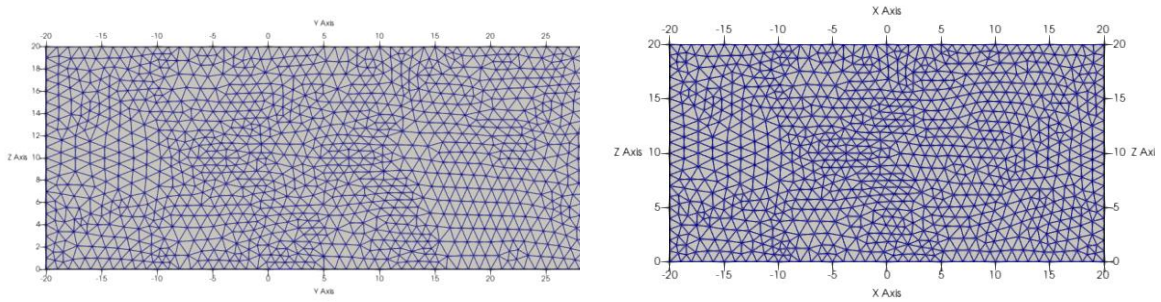
Çözüm Ağı	Akış Alanı					
	Koni Yüzeyi Eleman Boyutu (m)	Koni Etrafı Akış Alanı Eleman Boyutu (m)	Duvar Eleman Boyutu (m)	Maksimum Eleman Boyutu (m)	Minimum Eleman Boyutu (m)	Büyüme Oranı
1	0,038	0,076	0,19	1	0,0001	1,15
2	0,026	0,052	0,13	1	0,0001	1,15
3	0,018	0,036	0,09	1	0,0001	1,15
4	0,014	0,028	0,07	1	0,0001	1,15
5	0,012	0,024	0,06	1	0,0001	1,15
6	0,01	0,02	0,05	1	0,0001	1,15
7	0,008	0,016	0,04	1	0,0001	1,15

Sınır tabaka çözüm ağı için y+ değerinin 1 civarında olmasını sağlayacak ilk tabaka yüksekliği belirlenmiştir. Toplam tabaka sayısı 55 ve tabakalar arası büyüme oranı 1,15 olarak alınmıştır. Sınır tabaka çözüm ağı, koni ve koninin üzerine yerleştirildiği duvarla beraber, akış alanı içerisinde çözüm ağında süreksizlik olmaması için simetri sınır koşulunun da üzerine uygulanmıştır. Çizelge 3.7'de sınır tabaka ağı boyutları verilmiştir.

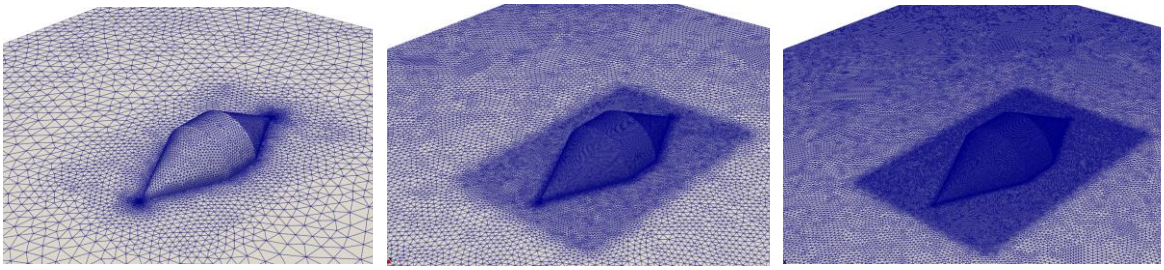
Sonuç olarak çözüm ağından bağımsızlık çalışmalarında 2.1 milyondan 28.7 milyon eleman sayısı kadar 7 farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Akış alanı boyutları ve akış alanındaki çözüm ağı Şekil 3.13'de, koni ve koni etrafındaki çözüm ağı Şekil 3.14'de ve simetri düzleminde koni etrafı çözüm ağı ve sınır tabaka çözüm ağı ise Şekil 3.15'de verilmiştir.

Çizelge 3.7. Çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları sınır tabaka çözüm ağı boyutları

Çözüm Ağı	Sınır Tabaka			Hücre Sayısı
	İlk Tabaka Kalınlığı (m)	Tabaka Sayısı	Büyüme Oranı	
1	1,00E-06	55	1,15	2111828
2	1,00E-06	55	1,15	3394493
3	1,00E-06	55	1,15	6095245
4	1,00E-06	55	1,15	9556584
5	1,00E-06	55	1,15	12758569
6	1,00E-06	55	1,15	18124864
7	1,00E-06	55	1,15	28736810

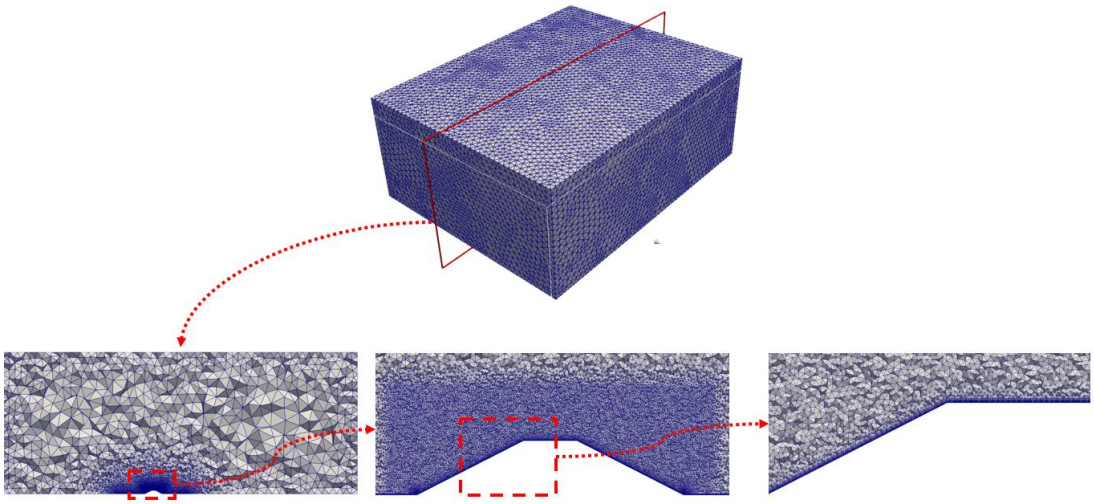


Şekil 3.13. Akış alanı boyutları ve akış alanındaki çözüm ağı



(a) Çözüm Ağı 1 (b) Çözüm Ağı 4 (c) Çözüm Ağı 7

Şekil 3.14. Koni ve koni etrafındaki çözüm ağı

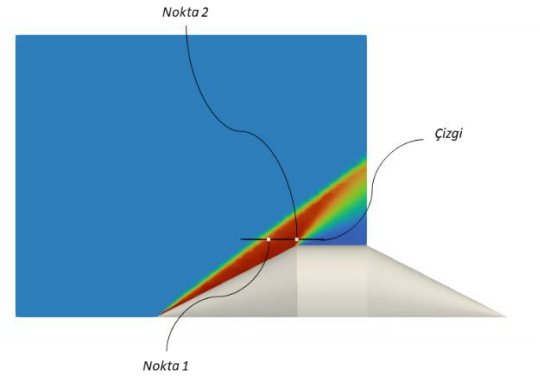


Şekil 3.15. Simetri düzleminde koni etrafı çözüm ağı ve sınır tabaka çözüm ağı

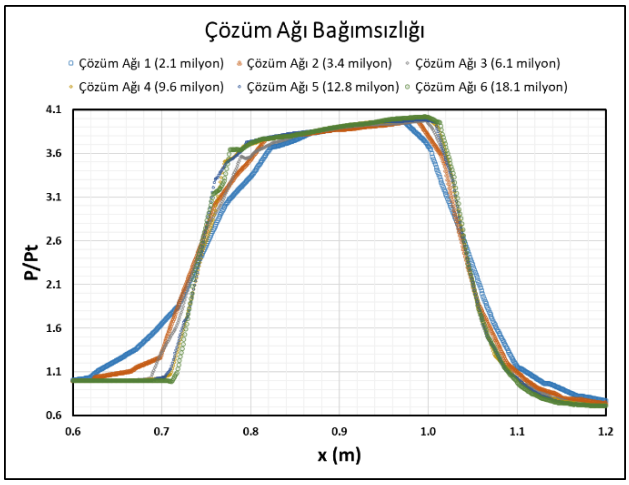
3.3.2. Hücre sayısından bağımsızlık çalışması sonuçları

Önceki kısımda belirtilen koni geometrisi, sınır koşulları, akış alanı ve 7 farklı çözüm ağı kullanılarak çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları için HAD analizleri yapılmış ve bu kısımda sonuçları verilmiştir.

Çözüm ağının akış alanı üzerinde akış özelliklerine etkisinin incelenmesi için Şekil 3.16'da belirtilen 2 farklı nokta ve bir çizgi üzerinde veri alınmıştır. 1 numaralı nokta konik şokun hemen arkasından ve 2 numaralı nokta ise koni yüzeyinin sonunda genişleme dalgalarının hemen öncesinde seçilmiştir. Ayrıca şok ve genişleme dalgalarından kaynaklı etkileri ayrıntılı görebilmek için Şekil 3.16'da belirtilen çizgi üzerinden veri alınmıştır. Nokta 1'in koordinatları x=0 m, y=0,8 m, z=0,55 m ve nokta 2'nin koordinatları ise x=0 m, y=1m, z=0,55 m'dir. Çizgi ise simetri düzleminde alınmış olup y yönünde 0,6-1,2 m aralığında z yönünde ise 0,55 m yüksekliğinde olacak şekilde oluşturulmuştur.



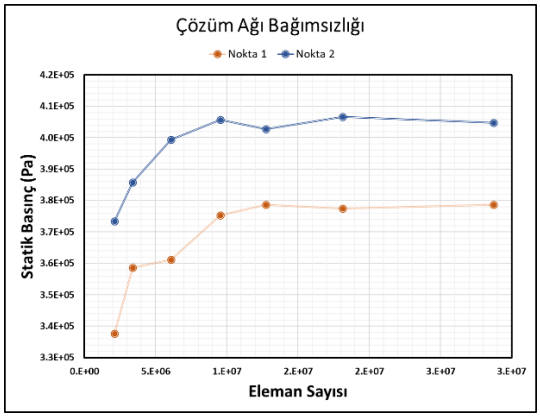
Şekil 3.16. Çözüm ağı etkisinin akış üzerine olan etkilerinin incelendiği konumlar



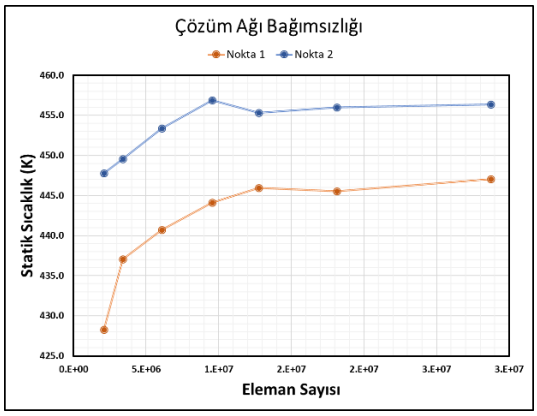
Şekil 3.17. Çözüm ağına göre çizgi üzerindeki basınç değişimi

Çözüm ağları için çizgi üzerindeki basınç dağılımı Şekil 3.17'de verilmiştir. Şok ve genişleme dalgası civarındaki ani basınç değişiminin 4 numaralı çözüm ağı tarafından yeterince hassas bir şekilde yakalandığı, daha yoğun çözüm ağlarında basınç dağılımda önemli bir farklılık gözlemlenmemiştir.

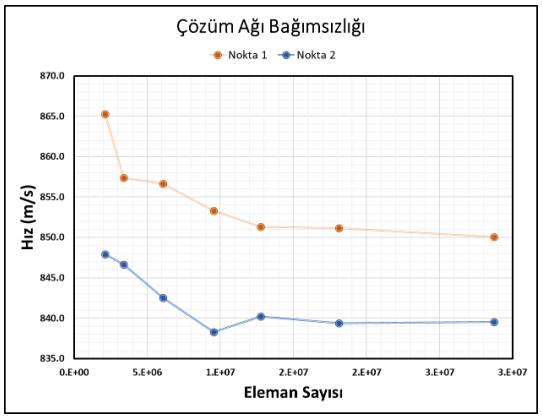
1 ve 2 numaralı noktadan basınç, sıcaklık ve hız değerleri ölçülmüş ve sırasıyla Şekil 3.18, Şekil 3.19 ve Şekil 3.20'de elaman sayısına göre bu parametrelerin değişimi verilmiştir. Tüm akış parametreleri için 4 numaralı çözüm ağından sonraki sayısal değerlerin çok düşük oranda değişim gösterdiği tespit edilmiştir. Bu nedenle analiz çalışmalarında çözüm ağı oluşturma işlemi için 5 numaralı çözüm ağı boyutlarının kullanılmıştır.



Şekil 3.18. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın basınç değişimi



Şekil 3.19. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın sıcaklık değişimi



Şekil 3.20. Çözüm ağına göre 1 ve 2 numaralı noktanın hız değişimi

4. BUMP YÜZEYİ HAD ANALİZLERİ

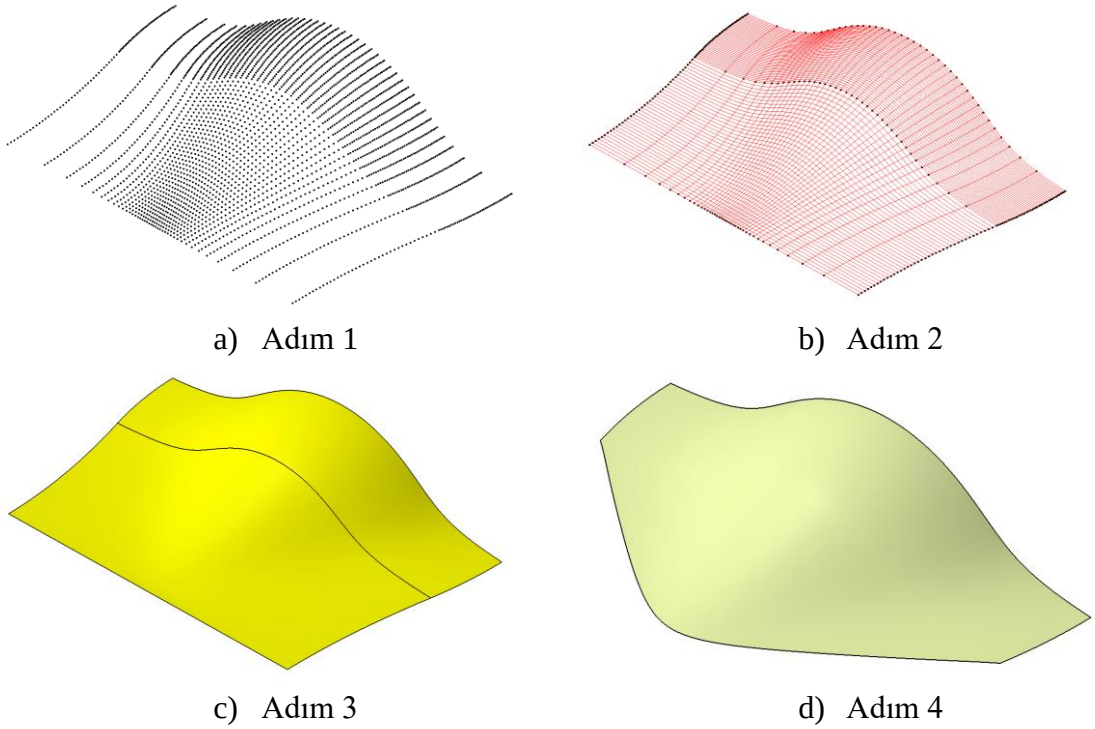
Bu kısımda tez çalışmasının asıl amacı olan ses üstü hava araçlarında hava alığı sıkıştırma yüzeyi olarak kullanılan bump yüzeyinin performansının gösterilmesi amacıyla yapılan HAD analizlerinin sonuçları paylaşılmıştır. Bu kapsamda farklı bump yüzeylerinin tasarım koşullarındaki akış üzerinde oluşturduğu etkiler incelenmiştir. Bu nedenle öncelikle bump yüzey tasarımını belirleyen temel parametreler tanımlanmış ve bu parametrelere göre farklı tasarımlar oluşturulmuştur. Tüm tasarımlar 2.2. Bump Yüzey Tasarımı başlığı altında tanımlanan yüzey tasarımı metodu ile yapılmıştır. Bu kısım içerisinde bump yüzeyi oluşturmanın süreci, tasarım uzayı, tasarlanan geometriler hakkında bilgi verilmiştir. Daha sonra bu geometriler için HAD analizi yapılmak üzere oluşturulmuş çözüm ağları, sınır koşulları, uçuş koşulları ve HAD çözüm metodu belirtilmiştir. Tüm geometrilerin tasarım noktasındaki uçuş koşullarında analizleri yapılmış ve oluşturdukları şok yapısı, şok sonrası akış özellikleri, akış çizgileri ve sınır tabaka davranışı ile yüzey üzerindeki basınç dağılımları çıkarılmıştır. Ayrıca, elde edilen sonuçlar bump yüzeyinin tasarımında kullanılan koninin ses üstü hızda oluşturduğu akış alanı ve özellikleri ile karşılaştırılmıştır. Tüm geometri oluşturma ve analiz işlemlerinde Şekil 2.6'da tanımlanmış eksen sisteminden farklı olarak y yönü z, z yönü ise y olarak tanımlanmıştır.

4.1. Geometri

Bu kısımda öncelikle bump yüzey tasarımının bilgisayar destekli tasarım ortamında oluşturulma işlemleri tanımlanmıştır. Sonrasında tasarım doğrulama işlemleri yapılmış ve farklı tasarım parametreleri ile tasarım uzayı tanımlanmıştır. Koni tarafından oluşturulan konik akış özelliklerinin bump yüzeyinin oluşturduğu akış özellikleri ile karşılattırılabilmesi için, tanımlanan bump yüzeylerinin türetildiği koni geometrileri de tasarım uzayına dahil edilmiştir.

2.2. Bump Yüzey Tasarımı kısmında tanımlanan yüzey tasarımı kullanılarak yüzey koordinatlarının hesaplanması işlemi için Excel VBA(Visual Basic Application)'da kod geliştirilmiştir. Bu kod, öncelikle tasarımda kullanılan koni yarı tepe açısı ve Mach sayısı değerlerinden şok açısı hesaplayarak, sonrasında bu şok açısını kullanarak 2.2. Bump Yüzey Tasarımı kısmında tanımlanan algoritma ile yüzey koordinatlarını hesaplamaktadır. Kartezyen koordinat sisteminde hesaplanan bu koordinatların bilgisayar destekli tasarım

(CAD) ortamına aktırılması ve tamamen otomatik bir yüzey çizimi yapılması için, yine Excel VBA'de kod geliştirilmiş ve CATIA V5R21 bilgisayar destekli tasarım uygulaması ile bütünleşik hale getirilerek gerekli otomasyon sağlanmıştır. Otomasyonu sağlayan bu kod hesaplanan yüzey koordinatlarını alarak Şekil 4.1'de tanımlanmış olan 4 adımla geometri oluşturma işlemini yapmaktadır:



a) Adım 1 b) Adım 2

c) Adım 3 d) Adım 4

Şekil 4.1. Bilgisayar destekli tararım ortamında geometri oluşturma adımları

- Adım 1: Yüzey koordinatlarının bilgisayar destekli tasarım ortamında nokta bulutu olarak aktarılması sağlanmıştır. Nokta bulutu, hem sıkıştırma yüzeyi hem de geçiş yüzeyi için radyal açı değerinin yarısı sayısında kare matristen oluşmaktadır.

- Adım 2: Nokta bulutundan yüzey oluşturma işlemi öncesinde açıklık boyunca (x yönünde) her 2 derecelik radyal değere karşılık gelen noktalardan ve uzunluk boyunca (y yönünde) ise sıkıştırma ve geçiş yüzeyi için ayrı ayrı olacak şekilde eşit aralıklardaki noktalardan bir eğri geçecek şekilde yüzey eğrileri oluşturulmuştur.

- Adım 3: Açıklık yönündeki eğrilere, uzunluk yönündeki eğriler rehber eğriler olarak tanımlanarak yüzey oluşturulmuştur.

- Adım 4: Oluşturulan yüzey 2.2. Bump Yüzey Tasarımı kısmında tanımlanmış olan ve sıkıştırma yüzeyi, tasarımında kullanılan K yüksekliğindeki düzlemle kesilerek bump yüzeyi elde edilmiştir.

Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2'de bump yüzeyi ve koni için tasarım uzayları tanımlanmıştır. Bump yüzeyi için Mach sayısı, koni açısı ve radyal açı değerleri değişken tasarım parametreleri olarak tanımlanmıştır. x yönündeki yüzey genişliği değeri tüm yüzeyler için 1 m olacak şekilde eşitlik (2.50)'den K değeri hesaplanmış ve tasarım bu K değerine uygun olacak şekilde yapılmıştır. Bu tez çalışması kapsamında yalnızca sıkıştırma yüzeyi performansı ele alındığı için geçiş yüzeyi tüm bump yüzeylerinde dış bükey olacak şekilde ve sıkıştırma yüzeyinin tasarımında kullanılan koninin yarısı uzunluğunda tanımlanmıştır.

Sonuç olarak 8 farklı bump geometrisi ve bu bump geometrilerinin tasarımında kullanılan 4 farklı koni geometrisi oluşturulmuştur. Tüm bu geometriler analiz çalışmalarında kullanılmak üzere, yüzey koordinatları hesaplama kodu ve bilgisayar destekli tasarım oluşturma kodu kullanılarak oluşturulmuştur.

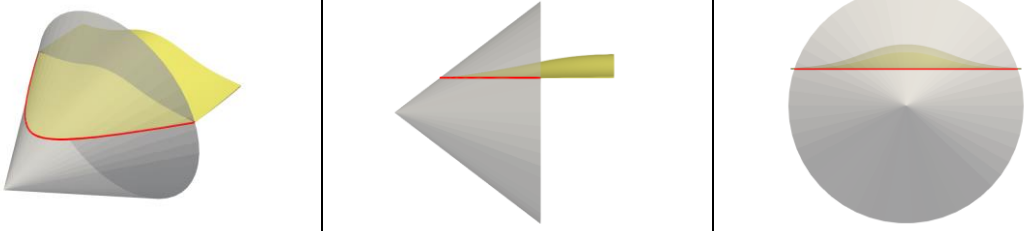
Çizelge 4.1. Bump yüzeyi tasarım uzayı

Tasarım Numarası	Sıkıştırma Yüzeyi					Geçiş Yüzeyi	
	K Değeri	Mach Sayısı	Koni Açısı (derece)	Radyal Açı (derece)	Yüzey Genişliği (m)	Yüzey Tipi	Uzunluk Oranı
1	162,4598	1,8	15	72	1	Dış Bükey	0,5
2	52,55212	1,8	15	84			
3	162,4598	1,8	27	72			
4	52,55212	1,8	27	84			
5	162,4598	2,4	15	72			
6	52,55212	2,4	15	84			
7	162,4598	2,4	27	72			
8	52,55212	2,4	27	84			

Çizelge 4.2. Koni tasarım uzayı

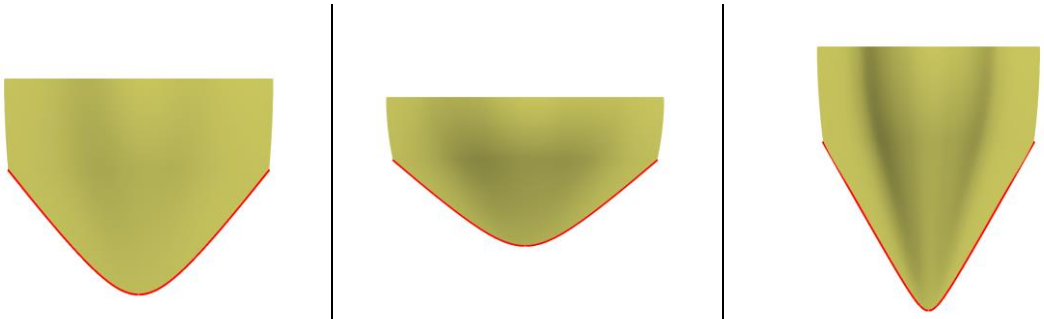
Tasarım Numarası	Koni Yüzeyi		
	Mach Sayısı	Koni Açısı (derece)	Yüzey Uzunluğu(m)
9	1,8	15	1
10	2,4	15	
11	1,8	27	
12	2,4	27	

Tüm bu işlemlerin sonucunda oluşturulan bump yüzeylerinin K düzlemi ile kesişim noktası, tanımlanan tasarım metoduna göre bump yüzeyi tasarımında ele alınan koninin oluşturduğu konik şok ile kesişmesi gerekmektedir. Bu nedenle Şekil 4.2'deki gibi bump yüzeyinin K düzlemindeki kesişim noktası ile koninin oluşturduğu konik şokun tasarım uzayındaki örnek geometriler için tam olarak kesiştiği Şekil 4.3'de gösterilerek tasarım işlemleri için doğrulma gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.4 ve Şekil 4.5'te tasarım uzayında tanımlanan bump yüzeylerinin üç boyutlu geometrileri ile iki boyutlu simetri düzlemi ve sıkıştırma yüzeyi sonundaki eğrileri verilmiştir.



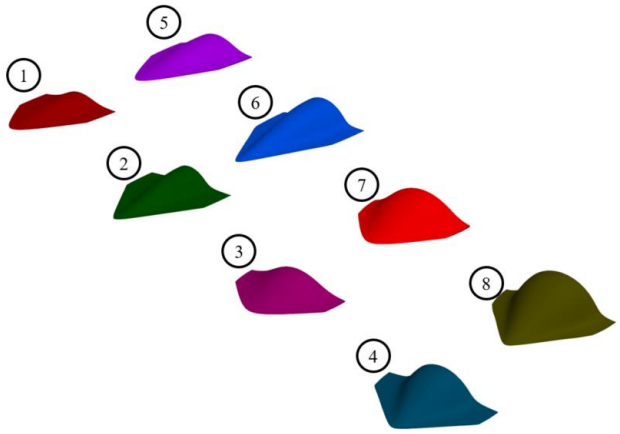
a) İzometrik Görünüş | b) Yandan Görünüş | c) Önden Görünüş

Şekil 4.2. Konik şok ve bump yüzeyi kesişimi

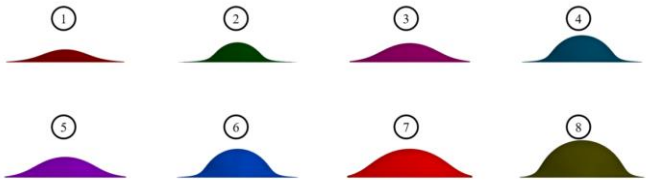


a) Geometri 1 | b) Geometri 3 | c) Geometri 6

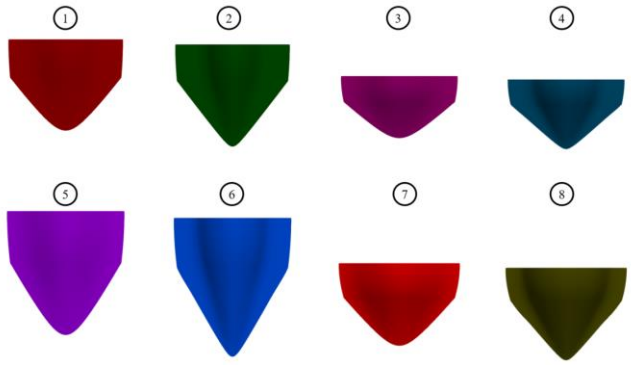
Şekil 4.3. Örnek geometriler için yüzey tasarımı doğrulama



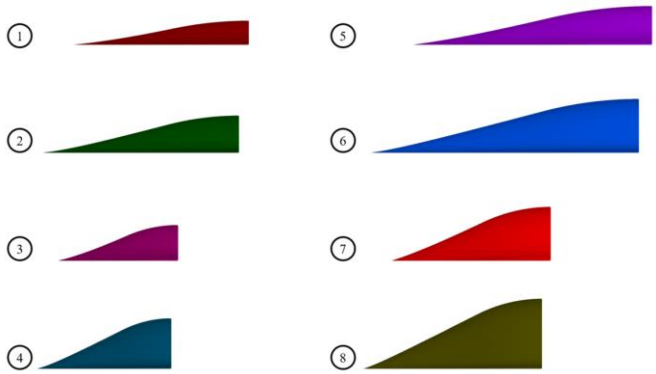
a) İzometrik Görünüş



b) Karşıdan Görünüş

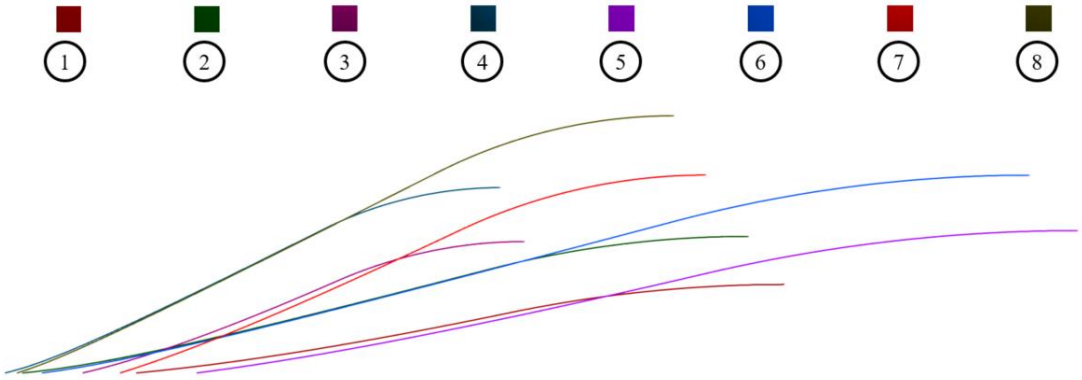


c) Üstten Görünüş

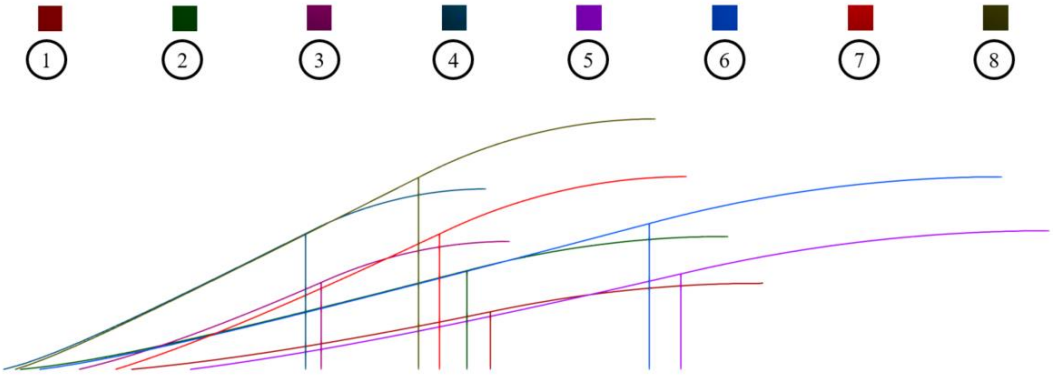


d) Yandan Görünüş

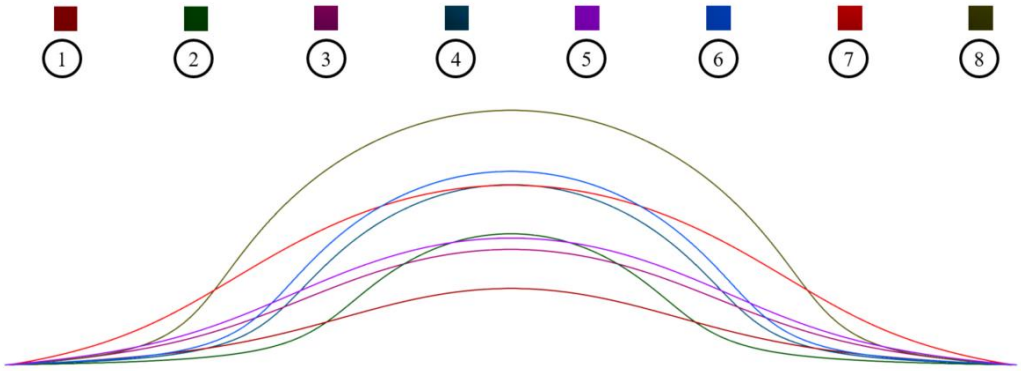
Şekil 4.4. Üç boyutlu bump yüzeyleri



a) Yüzey simetri eğrileri-1 (yz düzlemi)



b) Yüzey simetri eğrileri -2 (yz düzlemi)



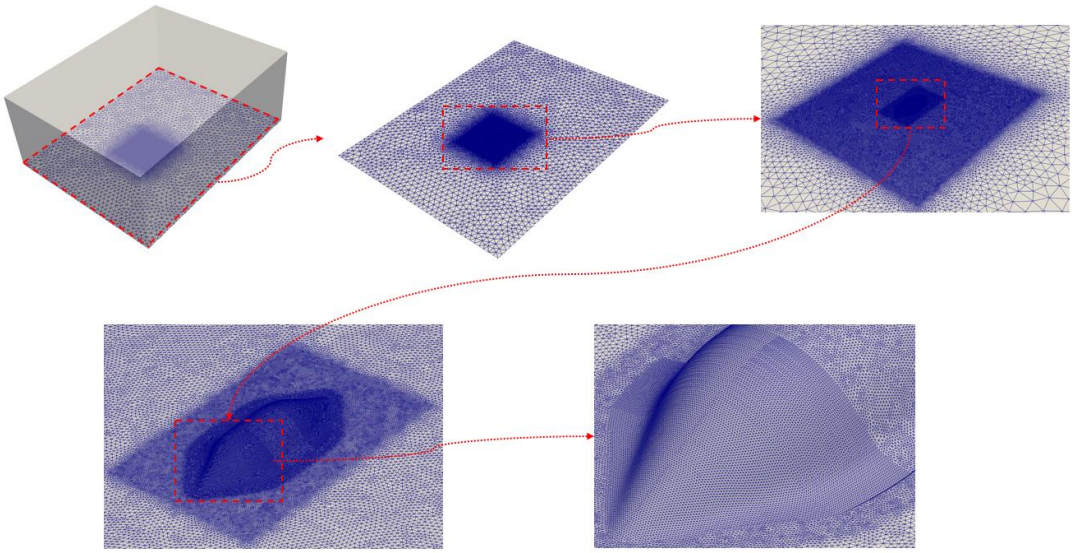
c) Sıkıştırma yüzeyi sonu eğrileri (xz düzlemi)

Şekil 4.5. Yüzey simetri düzlemi ve sıkıştırma yüzeyi sonundaki yüzey eğrilerinin karşılaştırılması

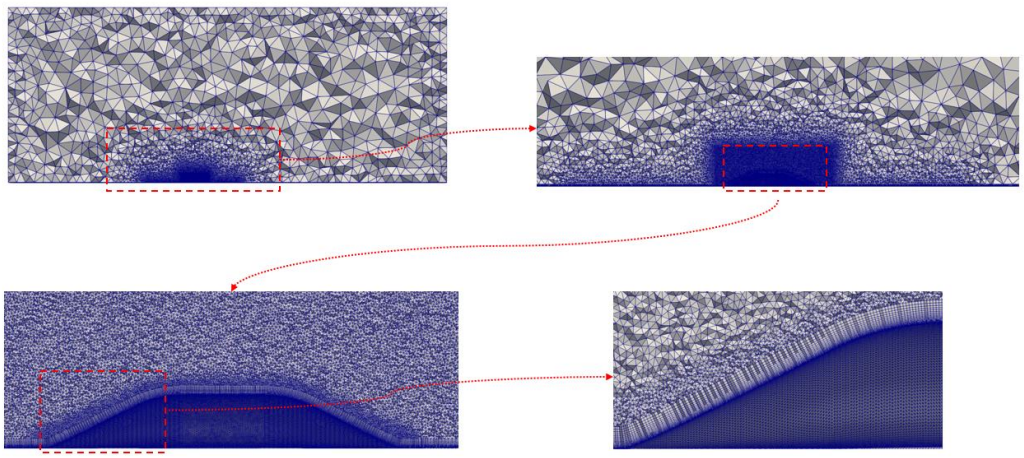
4.2. Sınır Koşulları, Çözüm Ağı, Uçuş Koşulları ve Çözücü Ayarları

Bu kısımda, Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2'de tanımlanan bump ve koni yüzeylerinin HAD analizleri öncesindeki işlemleri hakkında bilgi verilmiştir. Bu kapsamda sırasıyla x, y ve z yönlerinde 40x50x20 m boyutlarından oluşan bir çözüm alanı oluşturulmuştur. Şekil

3.12’deki sınır koşulları kullanılarak bump ve koni geometrileri kaymasız duvar olarak tanımlanmış ve geometri öncesinde sınır tabaka akışı oluşturması için 5x5 m genişliğinde kaymasız duvar olarak tanımlanmış düz bir plaka üzerine yerleştirilmiştir. 3.3. Çözüm Ağı Hücre Sayısından Bağımsızlık Çalışması kısmında yapılan çözüm ağından bağımsızlık çalışması sonucu Çizelge 3.6’da tanımlanan 5 numaralı durumdaki boyutlar kullanılarak çözüm ağı oluşturma işlemleri yapılmıştır. Şekil 4.6’da çözüm alanı içerisindeki yüzeyler ait çözüm ağı görselleri verilirmiştir. Şekil 4.7’de ise simetri düzelmendeki hacim ve sınır tabaka çözüm ağı görselleri paylaşılmıştır.



Şekil 4.6. Yüzeyler üzerindeki çözü ağı



Şekil 4.7. Simetri düzlemindeki hacim ve sınır tabak çözüm ağı

Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2'de tanımlanan bump ve koni yüzeyleri için tasarım Mach sayılarında analiz çalışmaları yapılmış olup, serbest akış için basınç değeri 101325 Pa, sıcaklık değeri 288,15 K ve yoğunluk değeri 1,225 kg/m^3 olarak alınmıştır.

OpenFOAM-HISA akış çözücüsü kullanılarak 3.1. Çözücü ve Metot kısmında tanımlanan ve 3.2. Metot Doğrulama Çalışmaları kısmında doğrulanmış olan HAD metodu kullanılarak bump ve koni yüzeylerinin HAD analiz işlemleri gerçekleştirilmiştir.

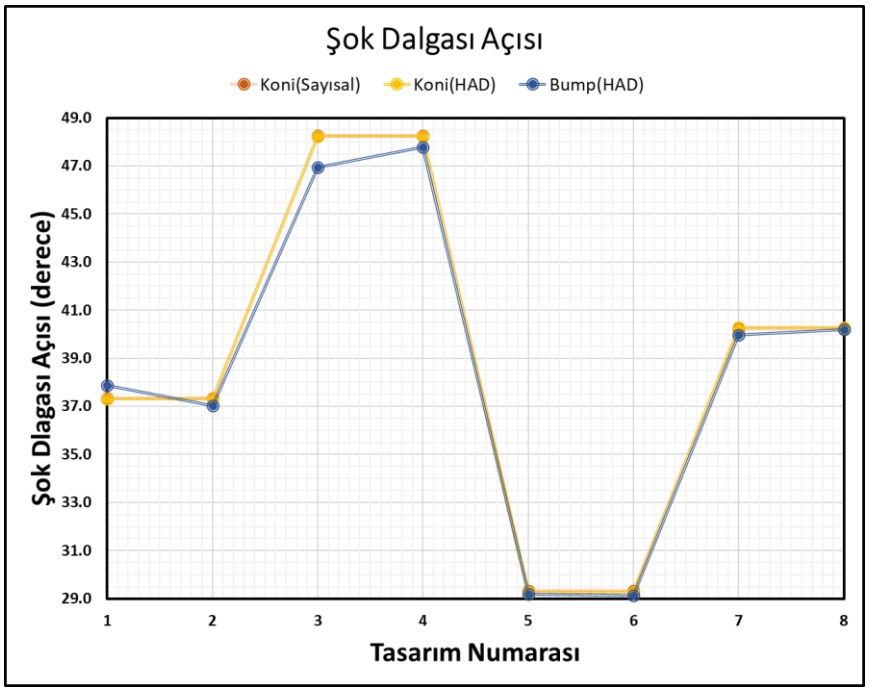
4.3. Bump Analiz Sonuçları

Bu kısımda, 4.1. Geometri kısmında Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2'de tanımlanan bump ve koni yüzeylerinin 4.2. Sınır Koşulları, Çözüm Ağı Uçuş Koşulları ve Çözücü Ayarları kısmında tanımlanmış olan akış alanı ile sınır koşulları, çözüm ağları, uçuş koşulları ve çözücü ayarları kullanılarak yapılan HAD analizlerinin sonuçları verilmiştir. Analizlerin sonuçları üç ana başlık altında incelenmiştir. İlk önce bump yüzeyinin oluşturduğu şok yapısının konik şok yapısı ile karşılaştırması yapılmıştır. Daha sonra şok sonrası sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç, sıcaklık, yoğunluk ve hız gibi akış özelliklerinin konik şok sonrası akış özellikleri ile karşılaştırması yapılmıştır. İkinci aşamada bump yüzeyi öncesi sınır tabaka hız profili bump sıkıştırma yüzeyi sonunda farklı açıklıklardaki sınır tabak hız profilleri ile karşılaştırılarak sınır tabaka yönlendirme kabiliyetinin tasarım parametresi ile olan ilişkisi incelenmiştir. Ayrıca farklı yüksekliklerden akış çizgileri görselleri alınarak sınır tabaka akışı görsel olarak sunulmuştur. Son aşamada bump ve koninin yüzey basınç dağılımı incelenerek, bump sıkıştırma yüzeyi sonundaki açıklık yönündeki basınç dağılımı ile koni yüzeyinin sonundaki basınç dağılımının sonuçları karşılaştırılmıştır.

4.3.1. Şok yapısı ve şok sonrası akış özellikleri

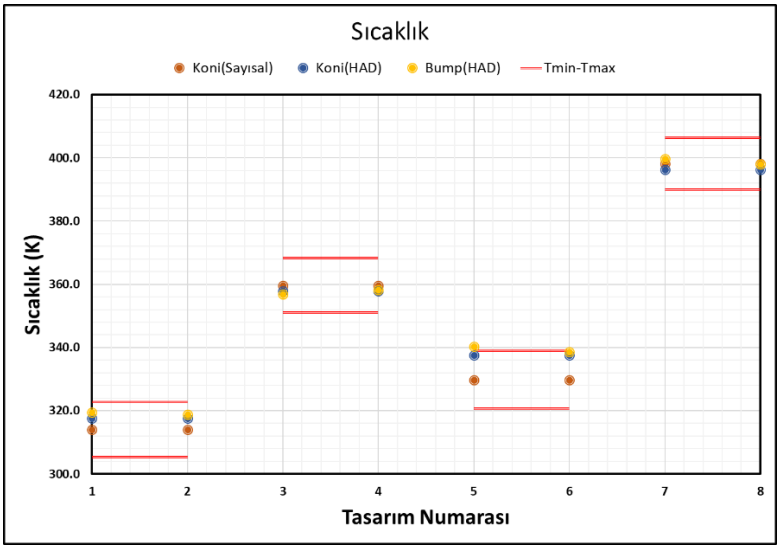
Hayali bir koninin oluşturduğu akım çizgilerinden tasarlanan bump sıkıştırma yüzeylerinin tasarım metoduna göre üç boyutlu konik şok yapısına yakın bir şok yapısı oluşturması beklenmektedir. Bu kısımda bump yüzeyinin oluşturduğu şok yapısı ve şok sonrası akış özelliklerinin konik şok ve konik şok sonrası akış özellikleri ile karşılaştırması yapılmıştır. Aynı zamanda elde edilen sonuçların konik şok yapısı ile olan benzerliği ile değerlendirilerek yüzey tasarım metodunun tasarım amacını karşılayıp karşılamadığı incelenmiştir.

Şekil 4.8'de, 2.1. Konik Akış kısmında tanımlanan konik şok açısının sayısal çözümünden elde edilen sonuçlar ile Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2'de verilen bump ve koni geometrilerinin HAD analizleri sonucu simetri düzleminden elde edilen şok açısı değerleri verilmiştir. Konin sayısal çözümü ve HAD analizleri sonucunda elde edilen şok açı değerlerinin birbirine çok yakın olduğu görülmekle beraber, bump yüzeyinden elde edilen şok açısı değerlerinin de bu değerlere oldukça yakın olduğu görülmüştür.

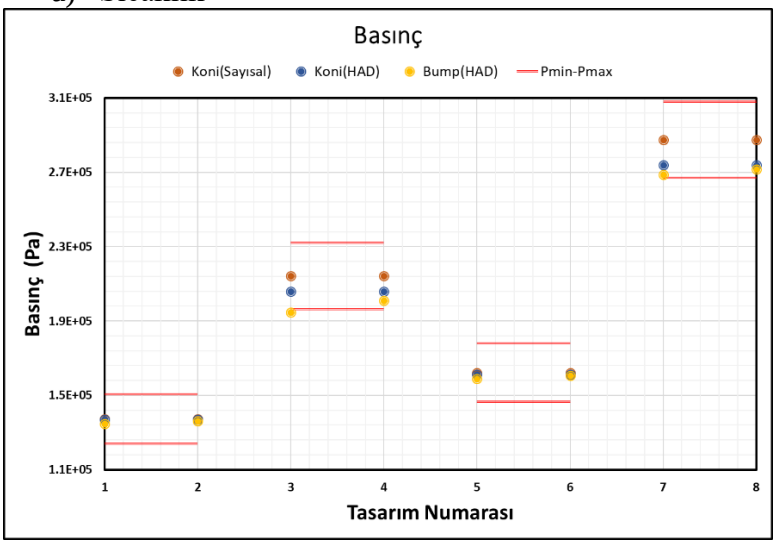


Şekil 4.8. Şok açısı

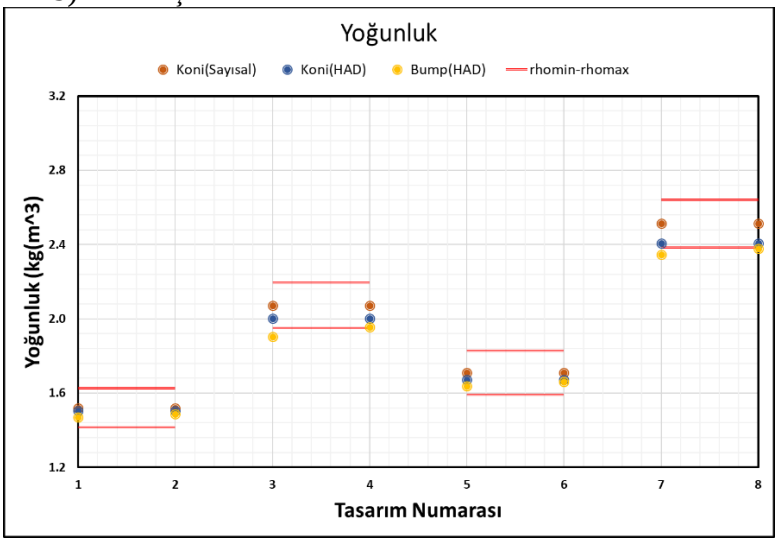
Şekil 4.9'da sıkıştırma yüzeyi sonundaki sıcaklık, basınç ve yoğunluk değerlerinin koninin sayısal çözümünden elde edilen minimum ve maksimum değerler ile bump ve koninin HAD analizlerinden alınan ortalama yüzey verisi ile karşılaştırması yapılmıştır. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki akış özellikleri koninin sayısal çözümünde koni yüzeyinden şok dalgasına doğru değişim içerisindedir. Bu nedenle yüzey ortalama değerlerinin bu iki değer arasında olması konik akışa oldukça yakın bir akış ve şok yapısı elde edildiğini gösterebilmektedir. Sayısal çözümde olmayıp HAD analizlerinde olan bump ve konin maruz kaldığı sınır tabaka akışı ve üzerinde bulundukları duvar etkisi nedeniyle kaynaklandığı düşünülen küçük farklılıklar dışında akış özelliklerinin konik şok sonrası akış özelliklerine oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir.



a) Sıcaklık



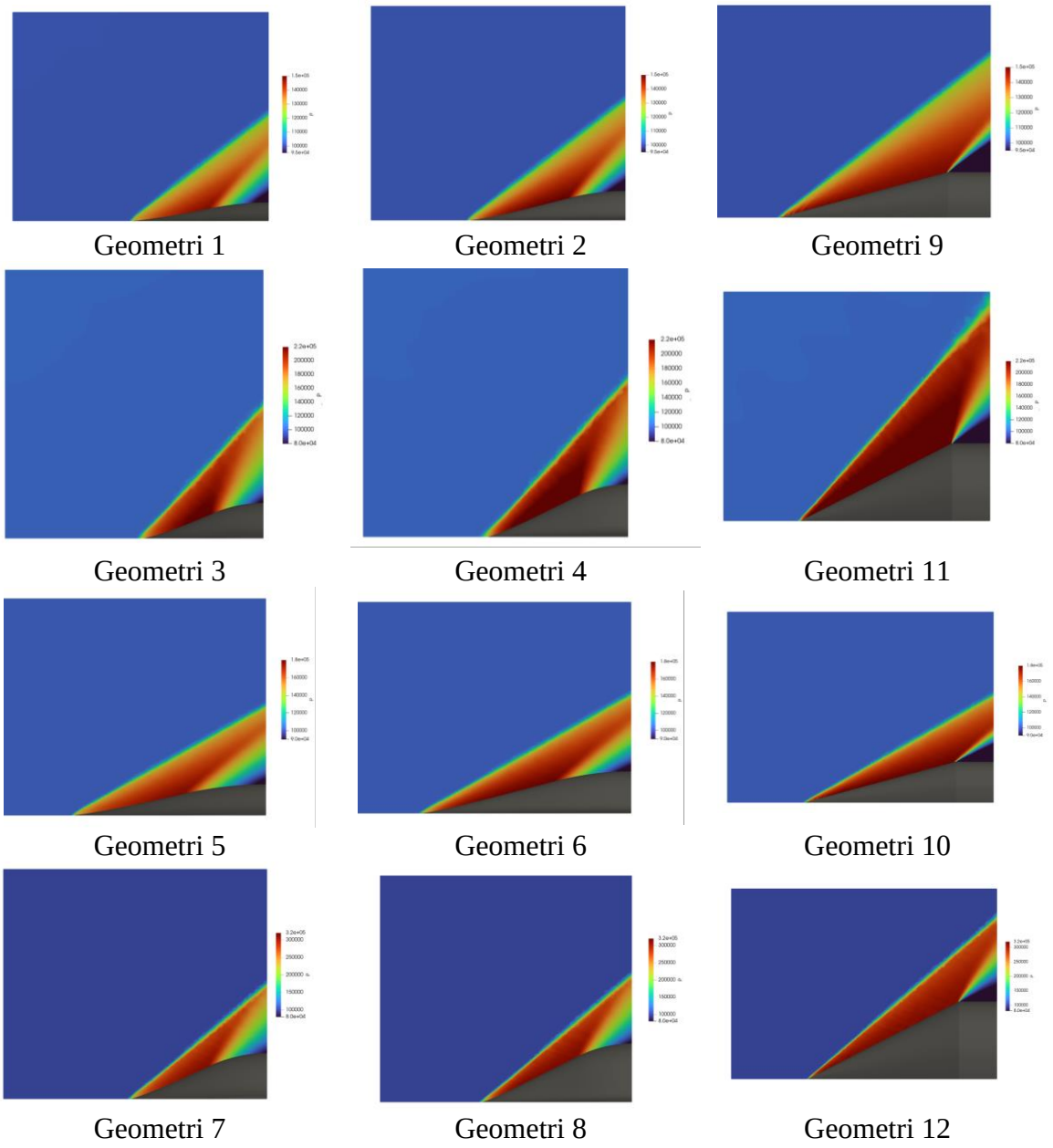
b) Basınç



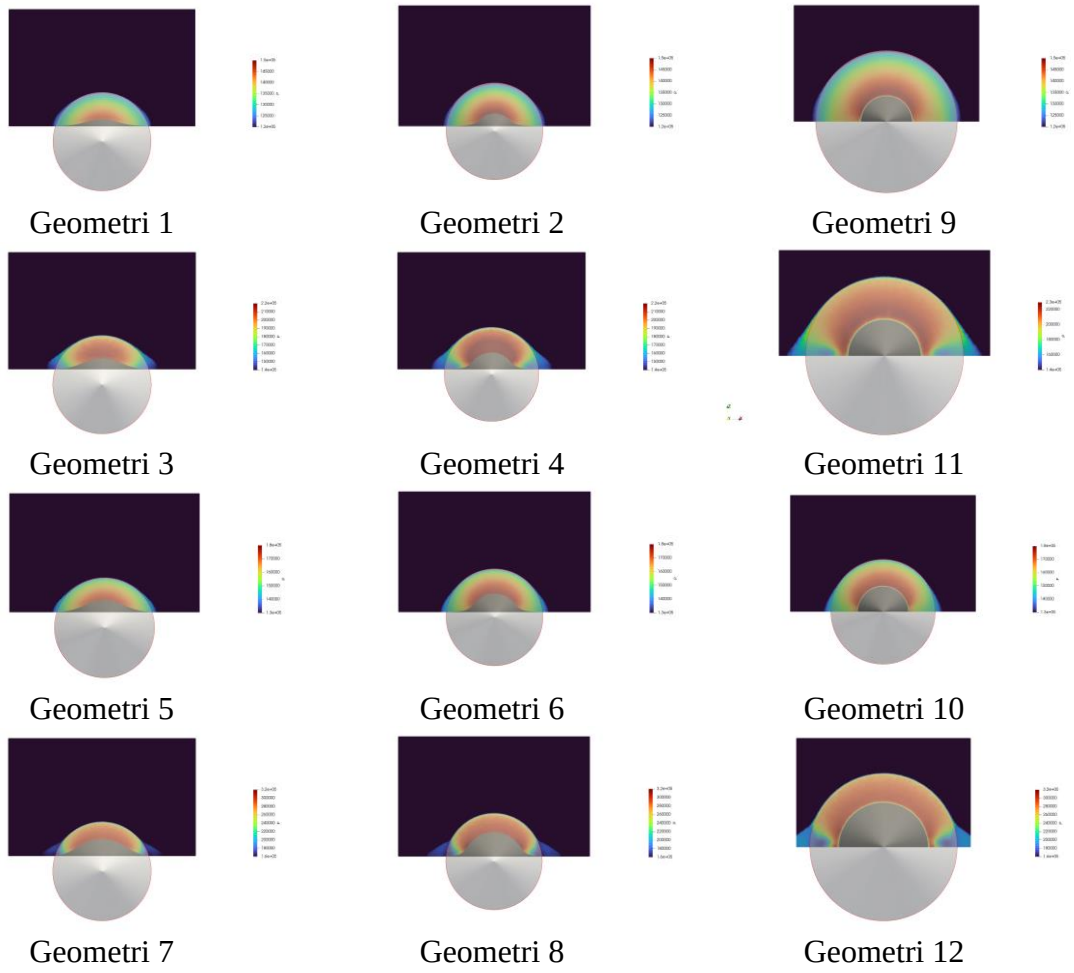
c) Yoğunluk

Şekil 4.9. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki ortalama akış özellikleri

Şekil 4.10’da simetri düzlemindeki bump ve koni kaynaklı basınç dağılımı görselleri ile Şekil 4.11’de ise xz düzleminde sıkıştırma yüzeyinin sonundaki basınç dağılımı ve konik şok karşılaştırması yapılmıştır. Şekil 4.8 ve Şekil 4.9’da verilen akışın sayısal verilerine ek olarak Şekil 4.10 ve Şekil 4.11’de bump ve koni kaynaklı şok yapısı ve şok sonrası akış özelliklerinin de benzer olduğu görülmüştür.

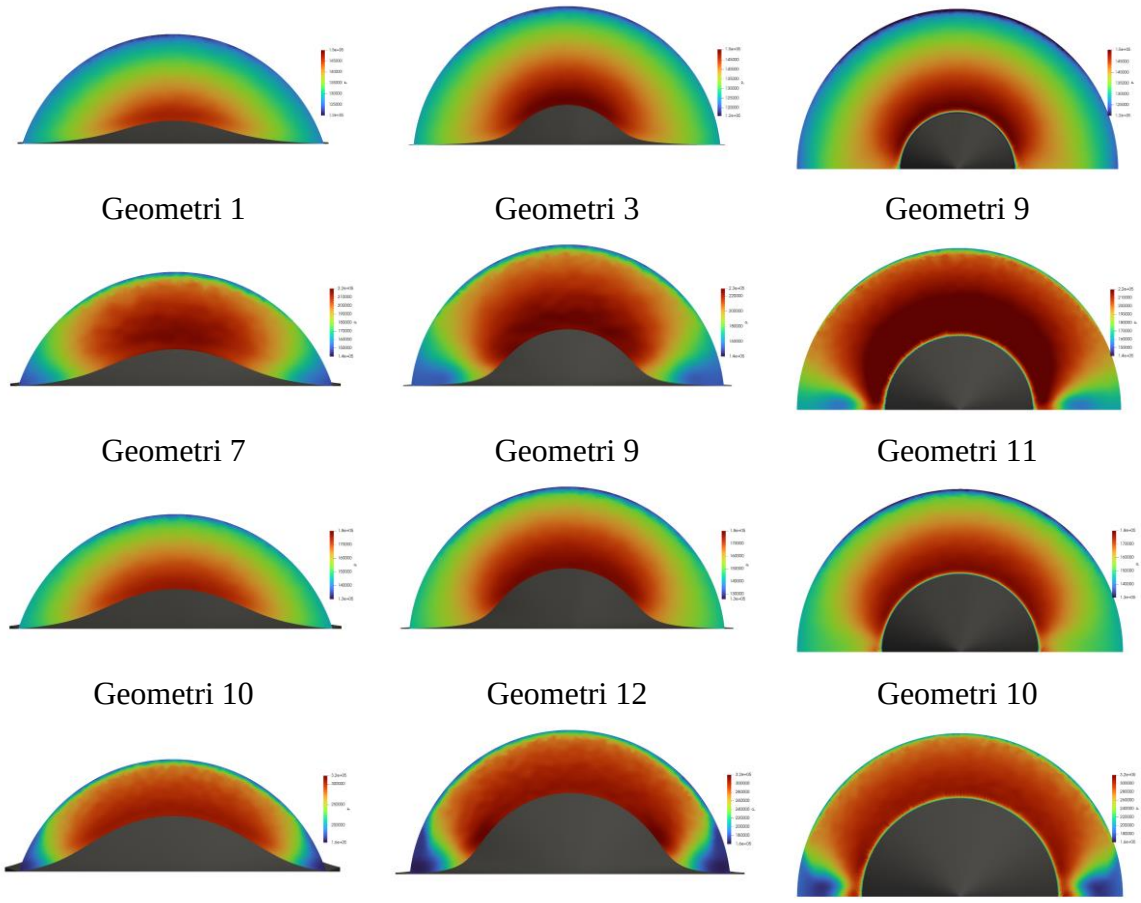


Şekil 4.10. Bump ve koninin simetri düzleminde (yz düzlemi) basınç dağılımı ve şok yapısı



Şekil 4.11. Bump ve koninin xz düzleminde sıkıştırma yüzeyinin sonundaki basınç dağılımı ve konik şok karşılaştırması

Şekil 4.12'de sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılım verileri gösterilmiştir. Kenar bölgelerdeki sınır tabaka ve duvar etkileşimi kaynaklı düşük basınç bölgeleri dışında hem bump yüzeylerinin hem de koni yüzeylerinin sıkıştırma yüzeyi sonunda oluşturdukları basınç dağılımlarının benzer olduğu görülmekle beraber, yüzeye yakın bölgelerde basınç değeri yüksekken yüzeyden uzaklaştıkça basıncın azaldığı görülmüştür. Ayrıca, açıklık boyunca bump yüzeyindeki basınç değeri azalırken, koni yüzeyinde nerdeyse değişim olmadığı görülmüştür.



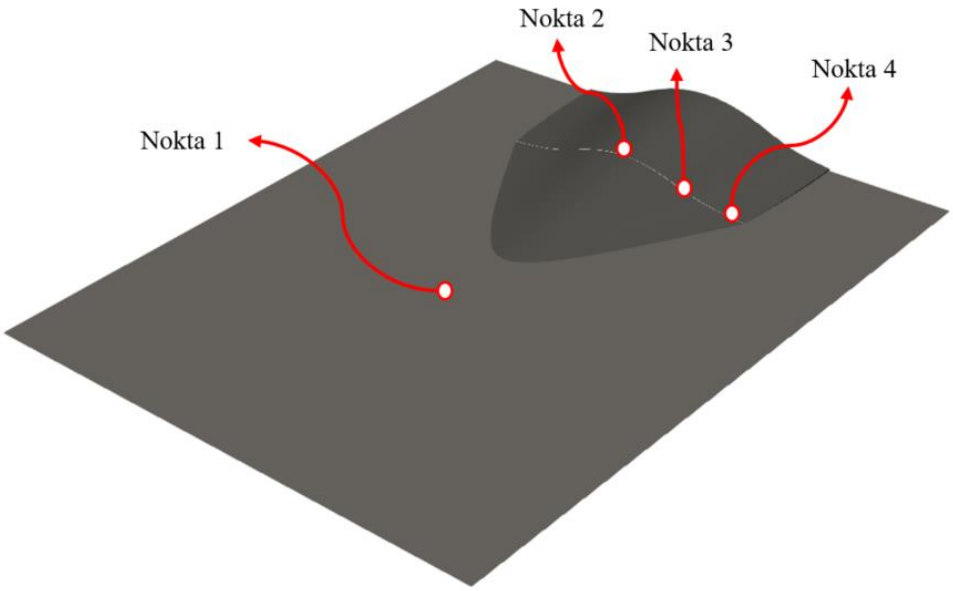
Şekil 4.12. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılımı

4.3.2. Akış çizgileri ve sınır tabaka akışı

Bu kısımda konik şok ve şok sonrası akış özelliklerine yakın bir akış karakteristiği elde edilebilmesini sağlayan bump yüzeyinin düşük enerjili sınır tabaka akışını yönlendirme kabiliyeti incelenmiştir. Çizelge 4.1'de tanımlandığı gibi sadece sıkıştırma yüzeyi tasarım parametrelerindeki değişimle geometri oluşturulmuştur. Hamstra, McCallum, Sylvester, Denner ve Moorehouse (2018) tarafından sınır tabaka yönlendirme işlemi için etkili olduğu belirtilen geçiş yüzeyi tasarımının etkisi bu tez çalışmasında incelenmemekle beraber Çizelge 4.1'de tanımlandığı gibi tüm sıkıştırma yüzeylerinin devamına aynı tasarım parametrelerinden tasarlanmış benzer yapıda bir geçiş yüzeyi oluşturulmuştur.

Sınır tabaka akışının incelenmesi için iki farklı gösterim yapılmıştır. İlk gösterimde Şekil 4.13'de tanımlanan 4 nokta üzerinden boyutsuz hız profilleri alınarak bump yüzeyi öncesindeki (nokta 1) toplam sınır tabaka kalınlığı ve sınır tabak hız profili değişimi, bump

sıkıştırma yüzeyi sonunda simetri düzleminden (nokta 2) başlayarak açıklık boyunca nasıl değiştiğinin çıkarılması amaçlanmıştır. Nokta 1'in koordinatları (0, 0, 0) olarak tanımlanmıştır. Nokta 2 yüzey simetri merkezi ile bump sıkıştırma yüzeyinin kesiştiği bölge olarak tanımlanmıştır. Nokta 3 ve nokta 4 ise bump sıkıştırma yüzeyi sonrasındaki x yönünde sırasıyla 0,25 m ve 0,4 m konumlarında veri alabilmek için tanımlanmıştır.



Şekil 4.13. Sınır tabaka davranışı incelenen noktalar

Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17'de nokta 1, 2, 3 ve 4'ten alınan serbest akış hız değerine göre boyutsuz hız değerlerinin yüzey üzerinde z yönündeki değişimi gösterilmiştir. Şekil 4.18, Şekil 4.19, Şekil 4.20 ve Şekil 4.21'de ise açıklık yönünde 1,5 m uzunluğunda ve sırasıyla z yönünde 0,02 m, 0,005 m ve 0,001 m yüksekliğindeki üç ayrı çizgiden gelen akış çizgilerinin bump yüzeylerinin etrafındaki davranışı verilmiştir.

Şekil 4.14'de geometri 1 için bump yüzeyi öncesindeki sınır tabaka hız profili üzerinde nokta 2 için toplam sınır tabaka kalınlığında küçük bir değişimle beraber, yüzeye çok yakın kısımlarda hız profilinde küçük değişimler görülmüştür. Nokta 3 ve nokta 4 için ise sınır tabaka kalınlığı bir miktar artmakla beraber sınır tabaka içerisindeki hız değerlerinin nokta 1'e göre yüzeyden daha yavaş oranda arttığı gözlemlenmiştir. Geometri 2 için ise simetri düzlemindeki nokta 2'de toplam sınır tabaka kalınlığının geometri 1'e göre daha da azaldığı ve tüm sınır tabaka kalınlığı boyunca hız değerinin nokta 1'e göre yüzeyden daha hızlı olarak

arttığı görülmüştür. Nokta 3 ve nokta 4 için ise geometri 1 sonuçlarına benzer olduğu görülmüştür.

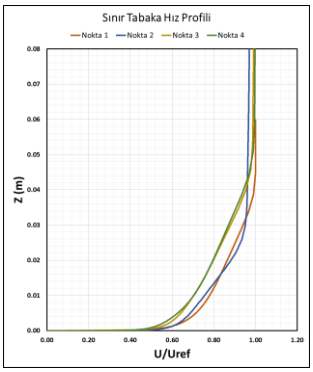
Şekil 4.15'te geometri 3'ün nokta 2'deki toplam sınır tabaka kalınlığının geometri 1'e göre bir miktar daha düşük olduğu görülmekle beraber nokta 4'te akış karakteristiğinden bu düşüşün neden olduğu bir hız profili değişimi mevcuttur. Bunun dışındaki sınır tabaka davranışının geometri 1'e yakın olduğu gözlemlenmiştir. Geometri 4'te ise nokta 2'deki hem toplam sınır tabaka kalınlığında ciddi bir düşüş görülmekle beraber yüzeye yakın bölgedeki hız değerlerinin yüksek olduğu görülmüştür. Nokta 3'teki sınır tabaka kalınlığının nokta 1'e yakın olduğu ancak, sınır tabakasının yüzeye yakın bölgesindeki hız değerinin nokta 1'e göre daha yüksek olduğu görülmüştür. Geometri 4'ün sınır tabakayı bump yüzeyi kenarlarına yönlendirme kabiliyetinin yüksek olduğu, bu nedenle açıklık boyunca yüzeyin sonuna doğru olan nokta 4'te hem sınır tabaka kalınlığının arttığı hem de yüzeye yakın bölgede daha düşük hız değerlerinin olduğu gözlemlenmiştir.

Şekil 4.16'da verilen geometri 5 sonuçlarının Şekil 4.14'te verilen geometri 1 sonuçlarına çok yakın olduğu ve nokta 2 üzerindeki toplam sınır tabaka kalınlığını küçük bir miktar azalttığı görülmekler beraber özellikle duvara yakın bölgelerdeki hız profillerinde ciddi bir değişiklik gözlemlenmemiştir. Geometri 6'da ise sınır tabaka yönlendirme kabiliyetinin çok yüksek olduğu ve yüzey simetri düzlemine yakın bölgelerde hem toplam sınır tabaka kalınlığının azaldığı hem de yüzeye yakın bölgedeki hız değerlerinin yükseldiği görülmüştür. Bu durumun etkisi olarak simetri düzleminden uzaklaştıkça(nokta 4) hem sınır tabaka kalınlığının arttığı hem de yüzeye yakın bölgedeki hız değerlerinin azaldığı görülmüştür.

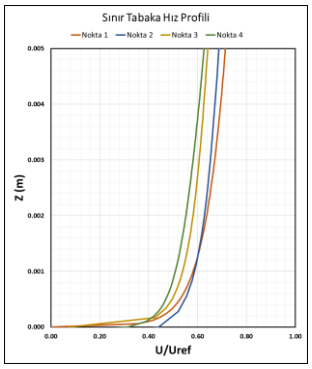
Şekil 4.17'de geometri 7 için nokta 4 hariç yine hem sınır tabaka kalınlığı azaldığı hem de yüzeye yakın bölgedeki hız değerlerinin yükseldiği görülmüştür. Nokta 4'te ise yine yüzey dışına yönlendirilen sınır tabaka akışının etkisiyle sınır tabaka özelliklerinin kötüleştiği görülmektedir. Geometri 8'de ise nokta 2 ve nokta 3'te sınır tabaka kalınlığında ani bir düşüş olduğu ve yüzeye yakın hız değerlerinin de çok yüksek olduğu görülerek sınır tabaka akışını yönlendirme konusunda yüksek kabiliyete sahip olduğu tespit edilmiştir.

Sonuç olarak, Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17'de verilen hız profilleri ile beraber Şekil 4.18, Şekil 4.19, Şekil 4.20 ve Şekil 4.21'de gösterilen akış çizgileri

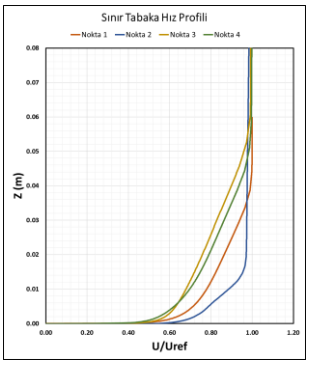
incelendiğinde radyal açı değerinin artmasının sınır tabaka akışını bump yüzeyi kenarına yönlendirme konusunda en etkin parametre olduğu görülmüştür. Radyal açı değerinin artması, K düzlem yüksekliğinin azalması ve bu nedenle koni geometrisine daha yakın bir bump geometrisi oluşmasına neden olmaktadır. Bundan dolayı sivrilen yüzey başlangıcının sınır tabakayı yüzey kenarlarına yönlendirdiği ve açıklığın artmasıyla beraber bump yüzeyinin koniden farklı olarak düzlem üzerindeki yüksekliğinin etkisiyle beraber sınır tabaka akışını etkin bir şekilde yönlendirdiği düşünülmüştür. Radyal açı değerinden sonra ise bump yüzey tasarımında kullanılan koni yarı tepe açı değerinin artmasının konik akış çizgilerinden elde edilen bump yüzeyinin yüksekliğinin artmasına ve bu durum da sınır tabaka akışının yüzey üzerinden geçmesine engel oluşturarak yüzeyin kenarlarına yönlenmesine neden olduğu görülmüştür. Bump yüzeyi tasarımında kullanılan Mach sayısı değerinin, yapılan analiz çalışmalarının tasarım Mach sayısında olması nedeniyle çok büyük bir etkisine rastlanmamakla beraber, tasarım dışı Mach sayılarındaki sınır tabaka akışını yönlendirme kabiliyeti üzerine farklı karakteristik sergileyebileceğinden dolayı ayrıca bir çalışma ile etkisinin incelenmesi gerekmektedir.



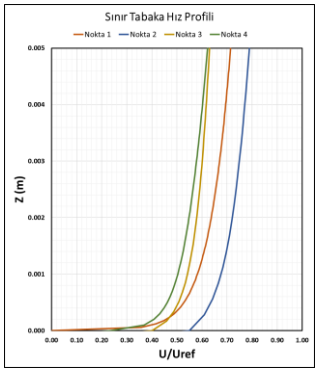
Geometri 1



Geometri 1

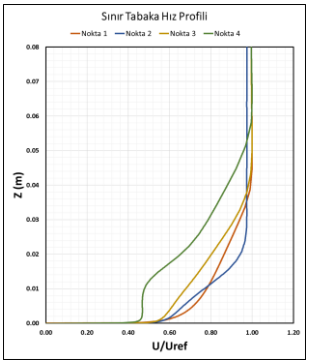


Geometri 2

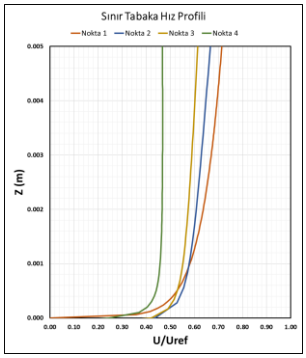


Geometri 2

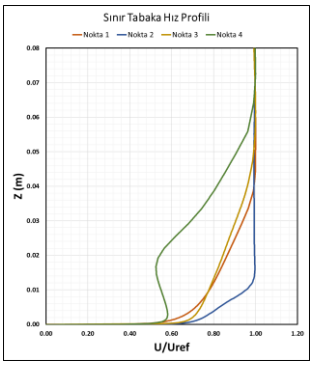
Şekil 4.14. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 1 ve geometri 2)



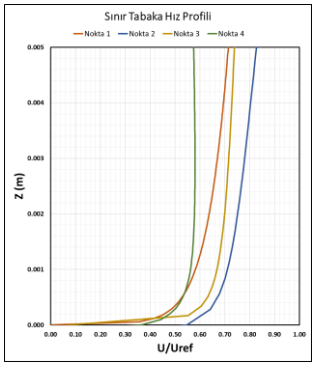
Geometri 3



Geometri 3

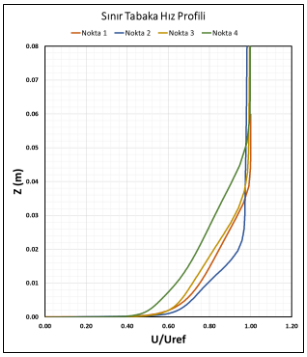


Geometri 4

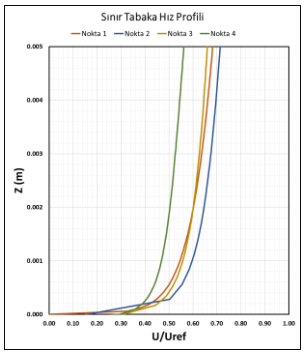


Geometri 4

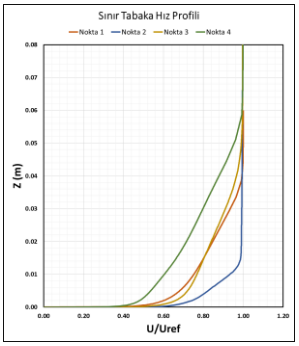
Şekil 4.15. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 3 ve geometri 4)



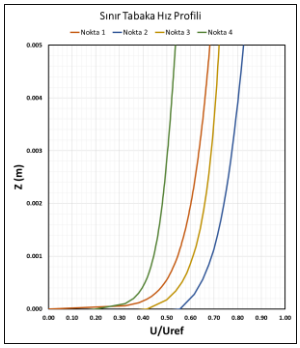
Geometri 5



Geometri 5

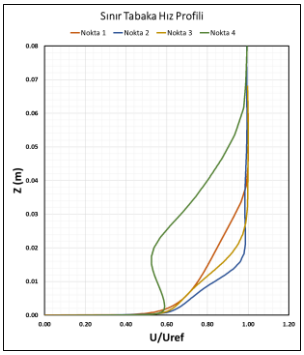


Geometri 6

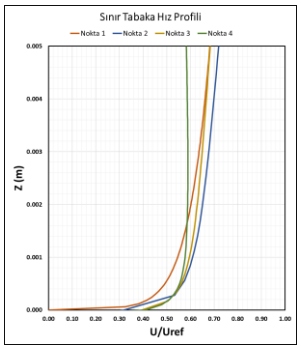


Geometri 6

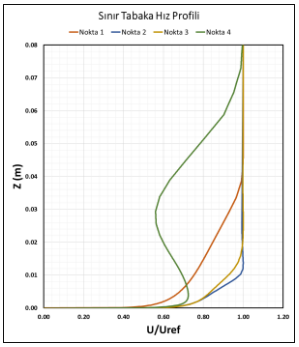
Şekil 4.16. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 5 ve geometri 6)



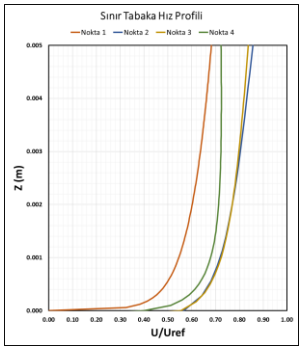
Geometri 7



Geometri 7

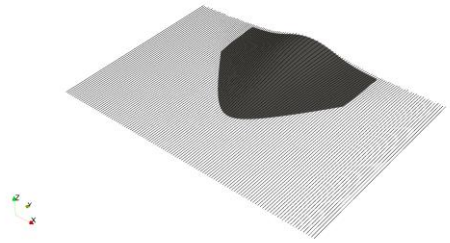


Geometri 8

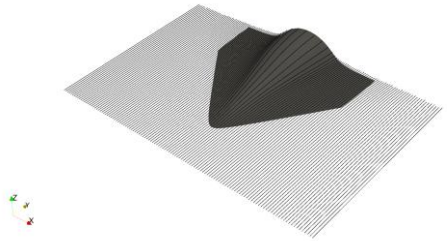


Geometri 8

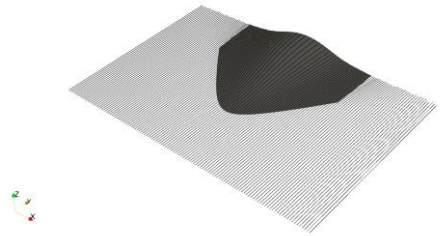
Şekil 4.17. Sıkıştırma yüzeyi sonundaki hız profilleri (geometri 7 ve geometri 8)



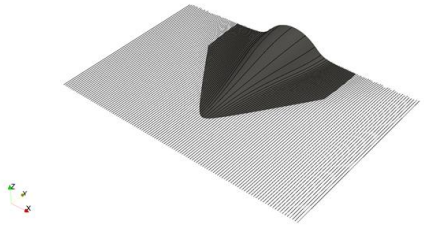
Geometri 1(z=0,02 m)



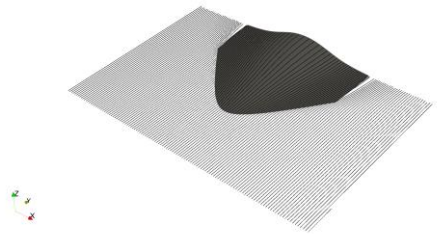
Geometri 2(z=0,02 m)



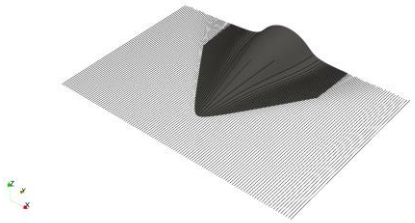
Geometri 1(z=0,005 m)



Geometri 2(z=0,005 m)

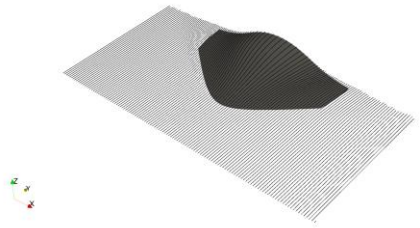


Geometri 1(z=0,001 m)

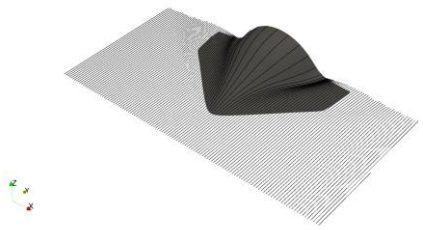


Geometri 2(z=0,001 m)

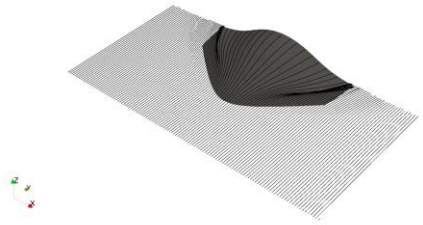
Şekil 4.18. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 1 ve geometri 2)



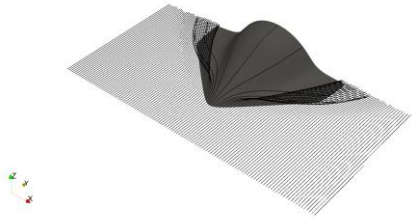
Geometri 3(z=0,02 m)



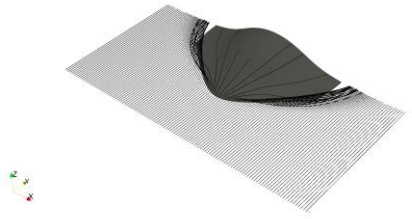
Geometri 4(z=0,02 m)



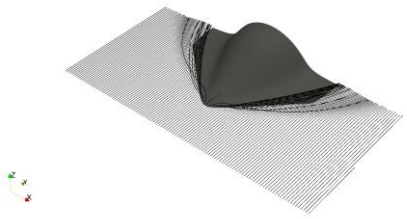
Geometri 3(z=0,005 m)



Geometri 4(z=0,005 m)

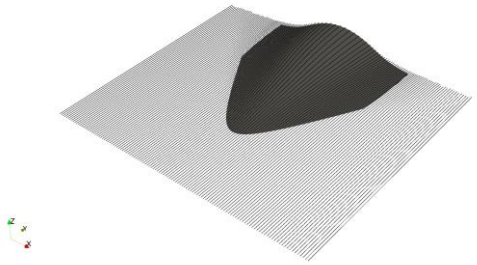


Geometri 3(z=0,001 m)

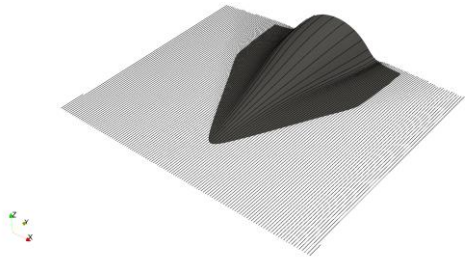


Geometri 4(z=0,001 m)

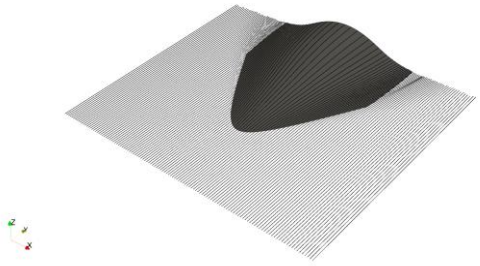
Şekil 4.19. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 3 ve geometri 4)



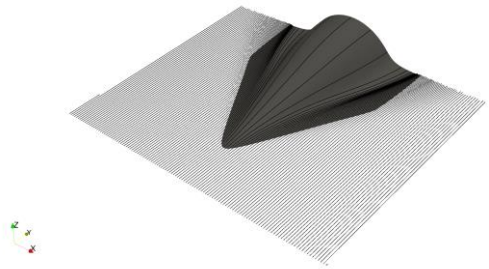
Geometri 5(z=0,02 m)



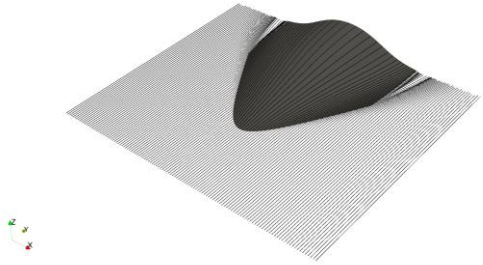
Geometri 6(z=0,02 m)



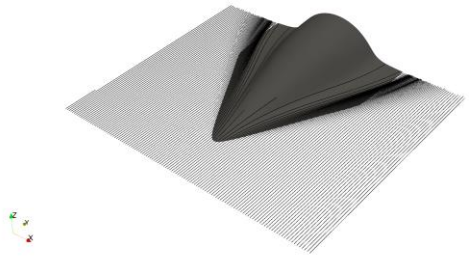
Geometri 5(z=0,005 m)



Geometri 6(z=0,005 m)

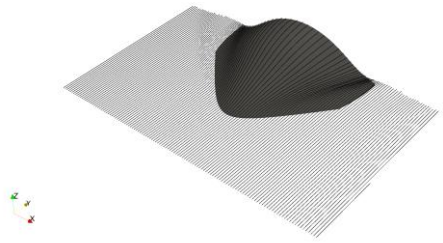


Geometri 5(z=0,001 m)

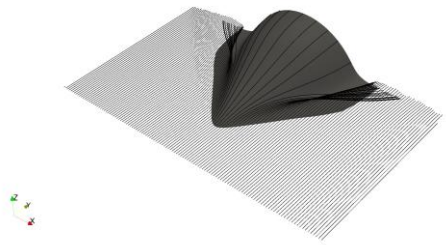


Geometri 6(z=0,001 m)

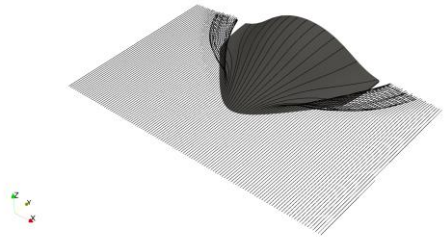
Şekil 4.20. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 5 ve geometri 6)



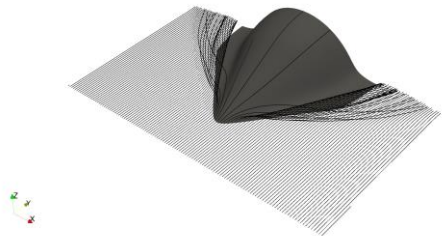
Geometri 7(z=0,02 m)



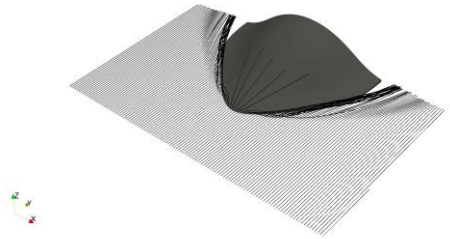
Geometri 8(z=0,02 m)



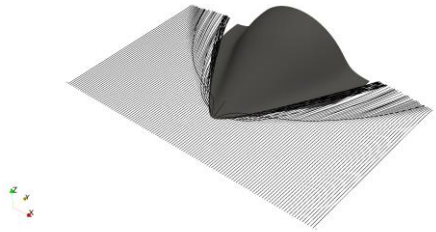
Geometri 7(z=0,005 m)



Geometri 8(z=0,005 m)



Geometri 7(z=0,001 m)



Geometri 8(z=0,001 m)

Şekil 4.21. Farklı yüksekliklerdeki akış çizgilerinin bump yüzeyi civarındaki davranışı (geometri 7 ve geometri 8)

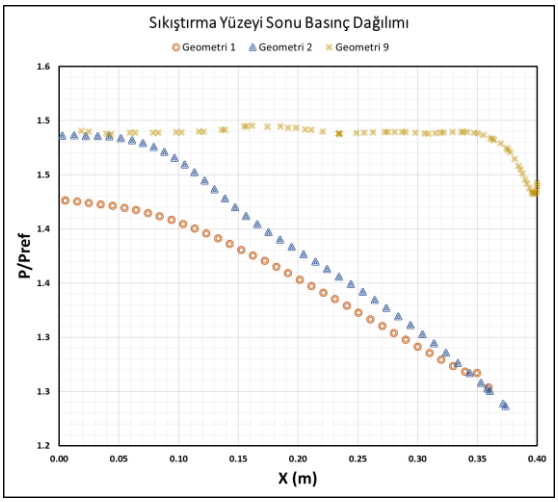
4.3.3. Basınç dağılımı

Bu kısımda şok sonrası bump ve koni yüzeylerinde olan basınç dağılımları incelenmiştir. Bump sınır tabaka akışlı yönlendirme kabiliyeti Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından bump yüzeyinin oluşturduğu basınç dağılımı etkisiyle meydana geldiği belirtilmiştir. Bump yüzeyinin simetri eksenindeki basınç değerinin yüzey açıklığı boyunca azaldığı ve bu nedenle yüzeye yakın bölgedeki akışın yüzeyin dışına doğru yönlendirilebildiği belirtilmiştir. Bu kapsamda bump ve koninin sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılımları çıkarılmış ve Şekil 4.22'de sonuçlar verilmiştir. Şekil 4.22 incelediğinde Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından belirtildiği gibi simetri eksenindeki basınç en yüksek basınç

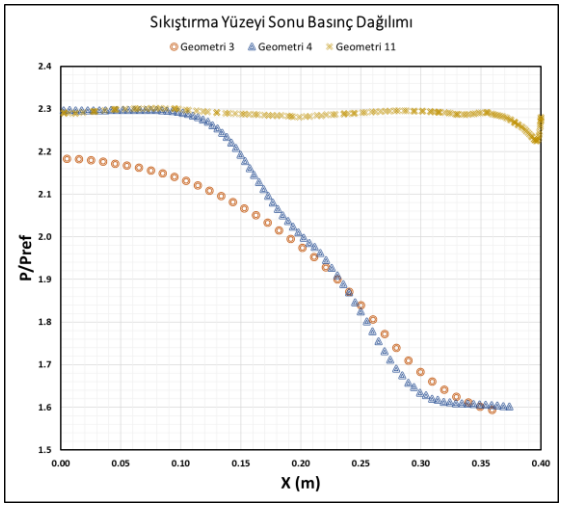
değeri olduğu ve açıklıkla beraber diğer tasarım parametrelerinin etkisi altında bu basınç değerinin tüm bump yüzey tasarımları için azaldığı görülmüştür. Ancak, bump yüzey tasarımında kullanılan referans koni içi koninin yüzey açıklığı boyunca basınç dağılımının neredeyse sabit olduğu, yalnızca koninin üzerine yerleştirildiği duvarın etkisi ile birleşim bölgesine yakın bölgede basınç dağılımında değişikliği olduğu görülmüştür.

Bump yüzeyinin simetri ekseninde oluşturduğu basınç değerinin maksimum basınç olduğu ve bu değerin bump yüzey tasarımında kullanılan koninin oluşturduğu yüzey basınç değerine yaklaşık olarak eşit olduğu görülmüştür. Tasarım koni açısının artmasının koni simetri ekseni ile yüzey açıklığının son noktası arasındaki basınç farkının artışını destekliği ve bu nedenle de sınır tabakayı yönlendirme kabiliyeti 4.3.2. Akış Çizgileri ve Sınır Tabaka Akışı kısmında da belirtildiği gibi iyi yönde etkilediği görülmüştür. Daha büyük radyal açı değerinde tasarlanan bump yüzeylerinin koni simetri eksenindeki basınç değerinin konik akışta oluşan basınç değerine daha yakın olduğu, ancak radyal açı değeri düştükçe simetri eksenindeki basınç değerinin de düşmeye meyilli olduğu gözlemlenmiştir. Bu nedenle düşük radyal açı değerinin bump simetri ekseni ile açıklık yönündeki basınç düşüş değerinin azaldığı ve sınır tabakayı yönlendirme kabiliyeti üzerine olan etkiyi de düşürdüğü gözlemlenmiştir.

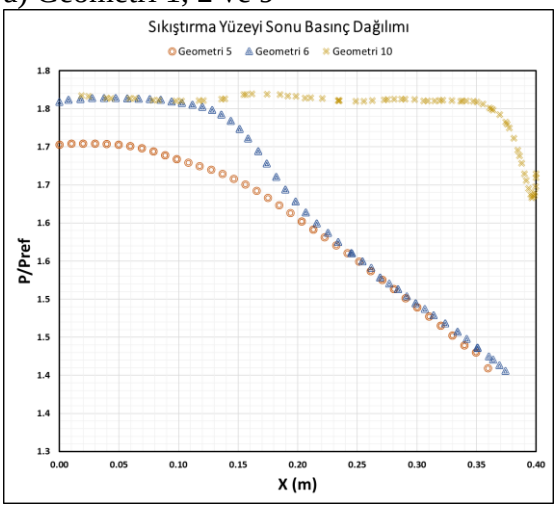
Şekil 4.23'te de bump ve koni yüzeyindeki basınç dağılımlarının görselleri verilmiştir. Bu görsellerde de görüleceği üzere bump yüzeyinin simetri düzlemindeki basınç değeri simetri ekseninden kenar bölgelere doğru gittikçe azalırken, koni yüzeyi üzerindeki basınç değeri neredeyse sabittir. Ayrıca yüksek radyal açısı ve koni açısı değerleri için koni simetri ekseni ile kenar bölgeleri arasındaki basınç farkının yükseldiği de açık bir şekilde görülmektedir.



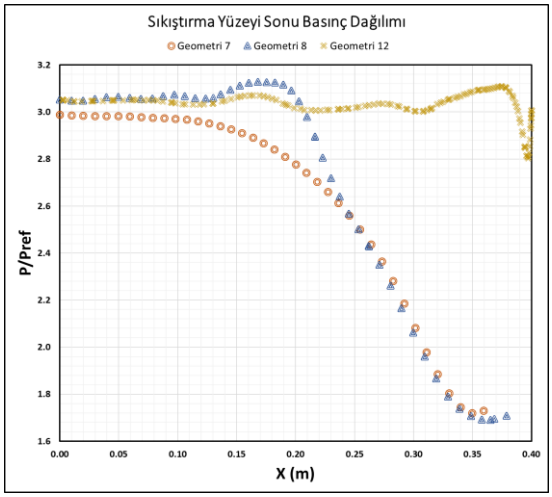
a) Geometri 1, 2 ve 9



b) Geometri 3, 4 ve 11

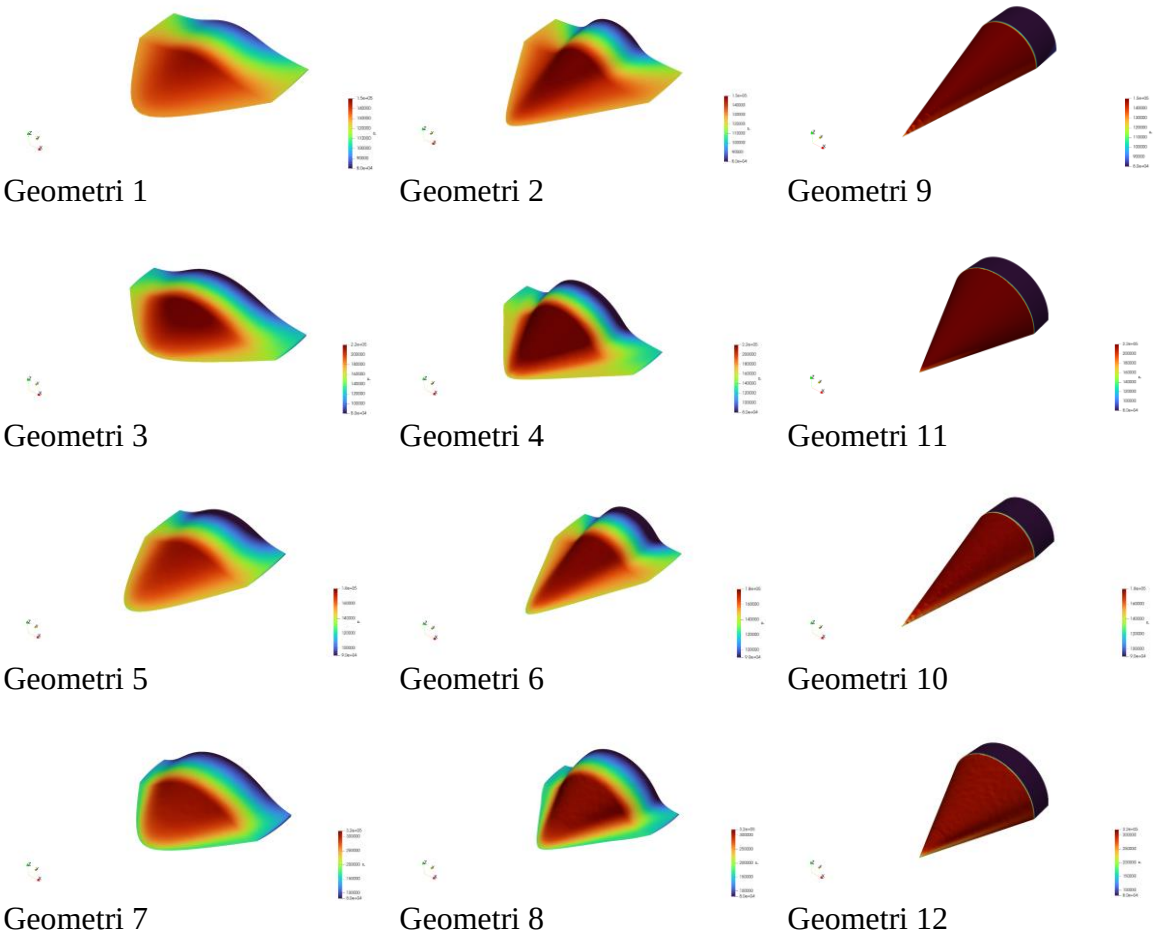


c) Geometri 5, 6 ve 10



d) Geometri 7, 8 ve 12

Şekil 4.22. Bump ve koninin sıkıştırma yüzeyi sonundaki basınç dağılımı



Şekil 4.23. Bump ve koni yüzeylerinin basınç dağılım görselleri

5. SONUÇLAR VE GELECEK ÇALIŞMALAR

5.1. Sonuçlar

Bu tez çalışması kapsamında öncelikli olarak 1. Giriş kısmında hava alığının kullanılış amacı, işlevi, hava alığı hava aracı üzerine yerleşimi ve etkisi, hava alığı tipleri, ses üstü hızlar için dış sıkıştırmalı hava alığının hava aracı ve motor performansına olan etkisi hakkında bilgi verilmiştir. Sonraki aşamada günümüz ses üstü hava araçlarının özellikli radar görünürlüğünün azaltılması için hava alığı tasarımının etkin bir faktör olduğu ve bu nedenle günümüzde yeni nesil hava araçları için bump tipi hava alığı tasarımının etkin bir şekilde kullanıldığı belirtilmiştir. Tez kapsamında da bump yüzeyi tasarlama ve performansın çıkarılması üzerine çalışma yapılmış olup, bu kapsamda literatürde yapılan çalışmalar ve bu çalışmaların eksik yönleri gösterilmiştir.

2. Yüzey Tasarım Metodu kısmında bump tipi hava alığının tasarım metodunun temelini oluşturan konik şok yapısı anlatılarak, konik şok ve şok sonrası akış özelliklerinin nasıl hesaplandığı hakkında bilgi verilmiştir. Sonraki aşamada bump yüzey tasarımını sıkıştırma ve geçiş yüzeyi olarak iki parçaya bölüp, bu parçaların tasarım işlemleri tanımlanmıştır.

Bu tez kapsamında bump tipi hava alığı yüzeyinin performansı HAD analizleri incelenmiş olup, bu nedenle 3. HAD Metodu Tanımlama ve Doğrulama HAD çözücü metodu ve bu metodun doğrulama çalışmaları yapılmıştır. Yine aynı kısımda bump performans analizi öncesinde, koni geometrisi kullanılarak çözüm ağı sayısından bağımsızlık çalışması yapılmış ve çözüm ağı boyutları kararlaştırılmıştır.

4. Bump Yüzeyi HAD Analizleri kısmında bump yüzeyinin tasarım koşullarındaki performansının gösterimi için yapılan HAD analizleri ve sonuçları paylaşılmıştır. Bu kapsamda 8 farklı bump modeli ve bu modellerin türetildiği 4 farklı koninin, tasarım Mach sayılarında analizleri yapılmış ve üç farklı başlık altında sonuçlar incelenmiştir.

Yapılan çalışma sonucunda koni ve ses üstü hızdaki konik akış çizgilerinden elde edilen bump yüzeyinin konik şok yapısına çok yakın bir yapıda 3 boyutlu olarak şok oluşturduğu görülmüştür. Bu şokun etkisiyle şok sonrası sıcaklık, basınç ve yoğunluk gibi akış özelliklerinin konik şok sonrası akış özelliklerine çok yakın mertebelerde olduğu

görülmüştür. Yine bump yüzeyi öncesindeki düşük enerjili sınır tabaka akışının bump sıkıştırma yüzeyi sonrasındaki durumu incelenmiş olup, radyal açı ve koni yarı tepe açısının artmasıyla beraber hava alığı simetri düzlemindeki sınır tabaka kalınlığının azalarak bu akışın sıkıştırma yüzeyi kenarlarına doğru yönlendirildiği görülmüştür. Son olarak bump ve koni yüzeylerinin yüzey basınç dağılımları incelenmiş olup, sınır tabaka yönlendirme kabiliyetinin bump yüzeyinin basınç değişiminden kaynaklı olduğu gösterilmiştir. Bump yüzeyinin radyal açı değeri ve kon açısının artmasıyla simetri düzlemi ile sıkıştırma yüzeyleri kenarları arasındaki basınç farkının arttığı ve bu durumun yüzeye yakın bölgedeki akışı kenarlara doğru yönlendirdiği görülmüştür.

Tüm bu kapsamda, tez çalışması içerisinde bump tipi hava alığı tasarımlarında kullanılabilecek bir bump tasarım kodu geliştirilerek bilgisayar destekli tasarım ortamında parametrik tasarım yapacak hale getirilmiştir. Ayrıca, tasarım metodu sonucunda elde edilen geometrilerin doğrulama ve performans çıkarma çalışmaları yapılmış ve tasarım parametrelerin akış üzerindeki etkileri incelenerek tasarım metodu doğrulanmıştır. Tanımlanan tasarım metodu ile ortaya çıkan bump yüzeyinin hava alığı tasarımlarında etkili bir biçimde kullanılabilecek bir alternatif olduğu da gösterilmiştir.

5.2. Gelecek Çalışmalar

Tez kapsamında yapılan çalışmalar bump tasarım süreci için başlangıç niteliğinde bir tasarım geliştirme ve doğrulama çalışması olup, literatürde bulunan birçok farklı yenilik ve metot kullanılarak yüksek teknoloji içerecek çalışmalar yapılması ve hava araçlarında kullanımı için daha ayrıntılı performans analizlerinin yapılması ihtiyacı aşikârdır.

Hava alığının performansını en çok belirleyen faktörlerden biri şok kaynaklı basınç kaybıdır. Bu nedenle şok kaynaklı basınç kaybının azaltılması için tek eğik şok yerine birden çok eğik şok oluşturan sıkıştırma yüzeyi tasarımları da hava aracı hızına uygun bir şekilde yapılmaktadır. Basınç kaybını en az yaşanacağı durum ise izantropik sıkıştırma yüzeyinin elde edildiği durum olup bu nedenle Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından tanımlandığı gibi izantropik ya da birden çok eğik şok ile sıkıştırma oluşturacak bir bump yüzey tasarım metodunu geliştirilmesi ve doğrulanması ihtiyacı mevcuttur.

Bump yüzeyi genişlik be yükseklik olarak dış sıkıştırmalı hava alığı tipi olarak kullanılan rampa tipi hava alığına göre daha büyük bir akış yakalama oranı ortaya çıkarmaktadır. Bu durum hem hava alığının düşük debi ile çalıştığı uçuş koşulunda spillage sürüklemesinin artmasına neden olurken bir taraftan da hava alığının hava kanalına bağlantı ara yüzündeki eğiminin artmasına ve muhtemel akış ayrılmalarının yaşanmasına neden olabilmektedir. Bu nedenle yine Hamstra ve Sylvester (1998) tarafından hücum açılı bir koninin oluşturduğu konik akış çizgilerinden elde edilen bir bump yüzeyinin hem sürükleme hem de yüzey sonu eğimini düşürme açısından önemli bir performans getirisi sunabileceği ve bu nedenle bu tarz bir tasarım metodunun geliştirilmesi ve performansın çıkarılması önem arz etmektedir.

Yine bump yüzeyinin ses üstü hava araçları için etkin bir şekilde kullanılabilecek bir alternatif hava alığı tipi olduğunun gösterilebilmesi için farklı Mach sayıları, hücum ve yana kayma açıları gibi tasarım dışı uçuş koşullarındaki performansının çıkarılması gerekmektedir. Bu performans çalışmaları neticesinde tüm uçuş zarfı için belirtilen tasarım metodunun elverişli bir performans sunması durumunda diğer hava alığı tipleri yerine kullanılabilecek bir hava alığı tipi olduğu gösterilebilir.

Yine hava aracı performansına özellikle hava aracı gövdesiyle entegrasyon kapsamında tam simetrik olmayan bump yüzeyi ihtiyacı olabileceği için, simetrik olmayan bump yüzey tasarımı ve performansını çıkarılması da ayrıca bir çalışması konusudur.

Asıl hava alığı performansı sadece sıkıştırma yüzeyi ile değil hava aracı entegrasyonu ile ortaya çıkacağı için, bump yüzey tasarımının hava aracı üzerine entegrasyonu yapılarak hem yerleşim ve konum kaynaklı, hem hava kanalı ve debi kaynaklı, hem de kaplama geometrisi kaynaklı olan ya da olabilecek etkilerle beraber bir bütün olarak incelenmesi gerekmektedir.

Bump tipi hava alıkları doğası gereği sınır tabakayı büyük oranda hava alığı dışına yönlendirme kabiliyetine sahip olmakla beraber bu kabiliyetin yeterli olmayacağı uçuş koşulları için sınır tabaka tahliye kanalı(bleed) gibi sistemlerle performans incelemesi yapılabilir.

Sabit geometrili bir bump yüzey tasarımının tasarım koşulu dışındaki uçuş koşullarında daha düşük performansla çalışması muhtemeldir. Bu nedenle, Berens (2018) tarafından

belirtildiği gibi uçuş koşuluna göre değişebilir yüzeyli bump tasarım metodu geliştirilmesi tüm uçuş zarfındaki hava aracı performansı için önemli bir faktördür.

Tüm bunların yanında sadece bump tipi hava alığı için değil, tüm ses üstü hava araçları için gerekli hava alığı tasarımlarında kullanılmak üzere HAD analiz metodunun geliştirilmesi veya daha ayrıntılı çalışmalar yapılması mümkündür. Bu kapsamda özellikle sınır tabak şok etkileşimi için farklı çözüm ağları, türbülans modeli etkileri incelenmeli, farklı akı şemaları ve/veya çözüm ağı adaptasyonu gibi metotlar kullanılarak da şok yapısı ve şok sonrası akış özelliklerinin daha yüksek hassasiyetle yakalanması için çalışmalar yapılabilir.

KAYNAKLAR

Anderson, J. D. (2003). *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective (Third Edition).* New York: McGraw-Hill Education.

Anderson, J. D. (2017). *Fundamental of Aerodynamics (Sixth Edition).* New York: McGraw-Hill Education.

Arif, I., Ahmed, M., Salamat, S., and Ghafoor, M. (2017). Flow Field Analysis of Different Intake Bump (Compression Surface) Configurations on a Supersonic Aircraft. *Phuekt: 7th International Conference on "Advances in Engineering and Technology"*

Arif, I., Iftikhar, H., and Javed, Al. (2021). Design and Optimization of Bump (Compression Surface) for Diverterless Supersonic Inlet. *Institution of Mechanical Engineering, Journal of Aerospace Engineering.*

Askari, R., Soltani, M. R., Mostoufi, K., Fard, A. K., and Abedi, M. (2019). Angle of Attack Investigations on the Performance of a Diverterless Supersonic Inlet. *Journal of Applied Fluid Mechanics.*

Berens, T. (2018). Varıable and Adaptable Diverterless Bump Inlet. *European Patent Application.* Patent NO: EP3412563A1

Chapra, S. C., and Canale, R. P. (2015). *Numerical Methods for Engineers (Seventh Edition).* New York: McGraw-Hill Education.

Farokhi, S. (2014). *Aircraft Propulsion (Second Edition)*. United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd.

Ferri, A. (1961). Scoop-Type Supersonic Inlet with Precompression Surface. *United States Patent Office*. Patent No: 2990142.

Ge, C., Shang, Y., and Xiao, L. (2021). Design and Analysis of a Ventral Diverterless Supersonic Inlet. *Journal of Physics: Conference Series.*

Hamstra, J. W. and Sylvester, T. G. (1998). System and Method for Diverting Boundary Layer Air. *United States Patent Office.* Patent No: 5779189

Hamstra, J. W., McCallum, B. N., Sylvester, T. G., Denner, and W., Moorehouse, J. A. (1998). Transition Shoulder System and Method for Diverting Boundary Layer Air. *United States Patent Office*. Patent No: 5749543

Heyns, J. A., Oxtoby, O. F. and Steenkamp, A. (2014). Modelling High-Speed Flow Using a Matrix-Free Coupled Solver. *Zagreb: 9th OpenFOAM Workshop*.

İnternet: Code One-JSF Diverterless Supersonic Inlet. URL: http://www.codeonemagazine.com/article.html?item_id=58. Son Erişim Tarihi: 18.06.2023.

İnternet: Fighter World. URL: https://www.fighterworld.com.au/az-of-fighter-aircraft/five-generations-of-jets, Son Erişim Tarihi: 18.06.2023.

İnternet: HISA. URL: https://hisa.gitlab.io/doc.html. Son Erişim Tarihi: 18.06.2023.

İnternet: OpenFOAM. URL: https://www.openfoam.com/. Son Erişim Tarihi: 18.06.2023.

İnternet: Wikipedia-Jet fighter generations. URL: Jet fighter generations. Son Erişim Tarihi: 18.06.2023.

Jones, D. J. (1968). Numerical Solutions of the Flow Field for Conical Bodies in a Supersonic Stream. *Ottawa: National Aeronautical Establishment*.

Luo, W., and Wang, Q. (2015). Aerodynamic Design of a Forebody-integrated Bump Inlet with a S-Shape Diffuser. *International Forum on Energy, Environment Science and Materials (IFEESM 2015).*

Maajid, C., (t.y.). Numerical Solution for Supersonic Wedge and Conical Flow. *American Institute of Aeronautics and Astronautics.*

Masud, J., and Akram, F. (2011). Effect of Passive Bleed System on an Integrated Diverterless Supersonic Inlet. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*.

Mufti, B., Khan, T. I., Masud, J., and Toor, Z. (2019). Flow Field Analysis of a Diverterless Supersonic Inlet using Embedded LES Methodology. *2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering.*

Raymer, D. B. (1992). Aircraft Design: A Conceptual Approach (Second Edition). *Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.*

Reinartz, B. U., Herrmann, C. D. and Ballmann, J. (2003). Aerodynamic Performance Analysis of a Hypersonic Inlet Isolator Using Computation and Experiment. *Journal of Propulsion and Power*

Saheby, E. B., Shen, X. and Hays, A. P. (2019). Design and Performance Study of a Parametric Diverterless Supersonic Inlet. *Institution of Mechanical Engineering, Journal of Aerospace Engineering.*

Schmitz, D. M., and Bissinger, N. C. (1998). Design and Testing of 2-D Fixed-Geometry Hypersonic Intakes. *American Institute of Aeronautics and Astronautics.*

Seddon, J. and Goldsmith, E. L. (1985). Intake Aerodynamics. *London: Collins Professional and Technical Books.*

Simon, P. C., Brown, D. W., and Huff, R. G. (1957). Performance of External Compression Bump Inlet at Mach Numbers of 1,5 to 2,0. *Washington: National Advisory Committee for Aeronautics.*

Slater, J. W. (2012). Design and Analysis Tool for External-Compression Supersonic Inlets. *National Aeronautics and Space Administration.*

Soltani, M. R., and Askari, R. (2019). On the Performance of a Body Integrated Diverterless Supersonic Inlet. *Aerospace Science and Technology.*

Sutherland W. (1893). The Viscosity of Gases and Molecular Force. *Philosophical Magazine.*

Svensson, M., (2008). A CFD Investigation of a Generic Bump and its Application to a Diverterless Supersonic Inlet. *Stockholm: Linköping University.*

Tillotson, B. J., Loth, E., Dutton, J. C., Mace, J., and Haeffele, B. (2009). Experimental Study of a Mach 3 Bump-Compression Flowfield. *Journal of Propulsıon and Power.*

Xu, S., Wang, Y., Wang, Z., and Fan, X. (2017). The Design and Analysis of Bump in High Speed Supersonic Flow. *International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences.*



Gazili olmak ayrıcalıktır