

# Süpersonik Hava Alığı Tasarım Yöntemleri ve 2 Boyutlu Analizi

## Supersonic Inlet Design Methods and 2 Dimensional Analysis

### Öğrenci-1

Doğukan Arslan  
Türk Hava Kurumu Üniversitesi  
Uçak Mühendisliği  
Ankara, Türkiye  
dogukanarslan951@gmail.com

### Öğrenci-2

İlgin Ceren Çete  
Türk Hava Kurumu Üniversitesi  
Uçak Mühendisliği  
Ankara, Türkiye  
ilgincete@gmail.com

### Öğrenci-3

Hüseyin Metehan Arslan  
Türk Hava Kurumu Üniversitesi  
Makine Mühendisliği  
Ankara, Türkiye  
arslanolmete@gmail.com

### Öğrenci-4

Erdal Onat Yıldız  
Türk Hava Kurumu Üniversitesi  
Uzay Mühendisliği  
Ankara, Türkiye  
erdalonty2000@gmail.com

### Akademik Danışman

Prof. Dr. Mehmet Haluk Aksel  
Türk Hava Kurumu Üniversitesi  
Uçak Mühendisliği  
Ankara, Türkiye  
haksel@thk.edu.tr

### Özetçe

Bu çalışma, uçakların süpersonik hızlarda uçabilmesi için hava girişlerinin tasarımını incelemektedir. Hava giriş tasarımı, uçağın performansı ve verimliliği üzerinde büyük bir etkiye sahiptir ve modern havacılıkta önemli bir araştırma konusudur. Çalışma, çeşitli tasarım değişikliklerini ve bunların etkilerini değerlendirerek, maksimum toplam basınç kurtarımı sağlamak amacıyla karışık ve dış sıkıştırma girişlerinin ön tasarımını ele almaktadır. Süpersonik girişler için, uygun Mach sayıları belirlenmiş ve dış sıkıştırma ile karışık sıkıştırma türleri üzerinde durulmuştur. Karışık sıkıştırma tasarımı doğrulanmış, dış sıkıştırma için yeni bir tasarım geliştirilmiştir. Maksimum basınç kurtarımı için eğik ve normal şoklar kullanılarak giriş rampaları tasarlanmıştır. Rampa açılarını hesaplayan bir bilgisayar kodu geliştirilmiş, sonuçlar analitik ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ile karşılaştırılmıştır.

**Anahtar Kelimeler — Süpersonik , Hava Alığı, Tasarım Methodu, İki Boyutlu Analiz**

### Abstract

This study examines the design of air intakes for aircraft to fly at supersonic speeds. Air intake design significantly impacts an aircraft's performance and efficiency, making it a crucial research topic in modern aviation. The study evaluates various design changes and their effects, focusing on the preliminary design of mixed and external compression inlets to maximize total pressure recovery. For supersonic inlets, appropriate Mach numbers were determined, with an emphasis on external and mixed compression types. The mixed compression design was validated, and a new design for external compression was developed. Oblique and normal shocks were used through inlet ramps to achieve maximum pressure recovery. A computer code was developed to calculate ramp angles, and the results were compared with analytical and computational fluid dynamics (CFD) analyses.

### Keywords — Air Intake, Design Method, 2D Analysis

## I. PROBLEM TANIMI

Bu çalışma, hava alıklarının dış havayı uçağın motoruna iletme sürecinde meydana gelebilecek kayıpları önlemeyi ve uçağın performansını artırmayı hedeflemektedir. Hava alığının performansı, sağlanan motor hava akışı, toplam basınç kurtarımı ve aerodinamik sürüklenme katsayısı gibi kriterlerle değerlendirilir. Farklı uçak tipleri için optimal performansa ulaşmak amacıyla farklı hava alığı tipleri seçilmeli veya belirli tiplerde tasarım değişiklikleri yapılmalıdır. Bu tasarım iyileştirmeleri, teorik bilgi ve formüller kullanılarak, parametrelerin değiştirilmesi ve etkilerinin gözlemlenmesiyle gerçekleştirilir. Çalışma, seçilen bir hava alığı tipine yapılan tasarım değişikliklerinin ardından 2D analizlerin sonuçlarına dayanarak optimal değerlere ulaşmayı amaçlamaktadır.

## II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Bu çalışmada, süpersonik uçuşlar için hava alığı tasarımının önemi vurgulanmış ve bu tasarımın uçağın performans ve verimliliği üzerindeki etkileri incelenmiştir. Çalışma kapsamında, farklı hava alığı türleri ve tasarım değişikliklerinin etkileri araştırılmıştır. Özellikle karışık ve dış sıkıştırma türleri üzerinde durulmuş, bu türlerin Mach sayısına göre en uygun tasarım seçenekleri olduğu belirlenmiştir.

Çalışmada, karışık sıkıştırma hava alığı için doğrulama yapılmış ve dış sıkıştırma hava alığı için yeni bir tasarım geliştirilmiştir. Maksimum basınç kurtarımı sağlamak amacıyla giriş rampaları kullanılarak eğik ve normal şoklar oluşturulmuştur. Bu şokların basınç üzerindeki etkileri rampa açıları ve pozisyonlarına bağlı olarak incelenmiştir.

Maksimum basınç geri kazanımı değerlerini hesaplamak için geliştirilen bilgisayar kodu ile bir boyutlu analitik analizler yapılmış, elde edilen sonuçlara dayanarak iki boyutlu geometriler oluşturulmuş

ve bu geometriler için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları, analitik sonuçlarla karşılaştırılarak tasarımın doğruluğu değerlendirilmiştir

### A) Denklemler

$$A_0 = \frac{\dot{m}}{\rho M_0 \sqrt{\gamma R T_0}}$$

$$\tan \theta_i = 2 \cot \beta_i \frac{M_i^2 \sin^2 \beta_i - 1}{M_i^2 (\gamma + \cos 2\beta_i) + 2}$$

$$M_{n,i} = M_i \sin \beta_i$$

$$M_{n,i+1}^2 = \frac{1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_{n,i}^2}{\gamma M_{n,i}^2 - \frac{(\gamma - 1)}{2}}$$

$$M_{i+1} = \frac{M_{n,i+1}}{\sin(\beta_i - \theta_i)}$$

$$\frac{P_{\tau,i+1}}{P_{\tau,i}} = \left[ \frac{\frac{\gamma + 1}{2} M_{n,i}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{n,i}^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[ \frac{2\gamma M_{n,i}^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}}{\gamma + 1} \right]^{\frac{1}{1 - \gamma}}$$

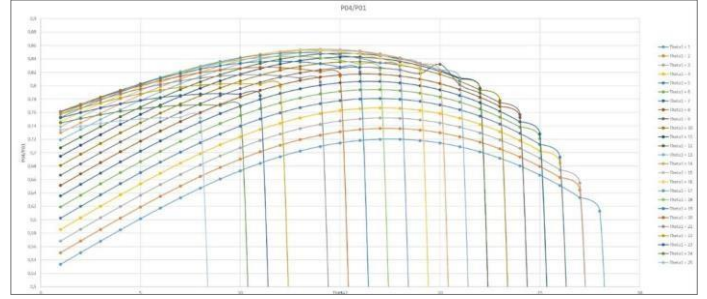
Denklem (1)

Çözüm, *Denklem 1*'de görülen Theta-Beta-Mach formülasyonunu çözmek için bisection yöntemi kullanılarak elde edilmiştir. Önceki denemeler Gradient Descent Yöntemi kullanıldığında yetersiz kaldığından dolayı, çözümü elde etmek için bu yöntemle başvurulmuştur.

### B) Hava Alğı Seçimi ve Tasarım Noktası

Süpersonik bir giriş için serbest akışı yavaşlatmak amacıyla normal ve eğik şokları içeren uygun bir şok sistemi ve süpersonik bir difüzör kullanılır, böylece hava motorunun subsonik giriş hızına indirilir. Şok sistemi akışı subsonik bir seviyeye yavaşlattıktan sonra difüzör, akış hızını motorun giriş hızına daha da düşürecektir. Tasarım kriteri, toplam basınç kurtarımını maksimize etmektir. Uzun süreli seyir için, uçuş Mach sayısı 2.5 olduğunda yaklaşık %85 oranında tam basınç kurtarımı gereklidir. Bu süpersonik giriş yapısının tasarımı sırasında çeşitli seçenekler veya ödümler verilmelidir. Bu seçenekler arasında rampa veya eğik şok sayısı, sıkıştırma mekanizması ve süpersonik kısmın kesit şekli bulunmaktadır.

Gaz dinamiği ve eğik şok ilişkisi denklemleri kullanılarak geliştirilen bir MATLAB kodu, bu hesaplamaları gerçekleştirmek için yazılmıştır. Doğru hesaplamalar yapıldıktan sonra, tasarım için gerekli olan rampa açıları *Grafik 1*'de gösterildiği gibi sırasıyla ilk ve ikinci rampalar için 9.5 ve 20 derece olarak belirlenmiştir. Bu rampa açıları yaklaşık olarak 0.84 toplam basınç kurtarma oranı sağlamaktadır.



Grafik-1: Rampa Açılına göre Basınç Geri Kazanım Oranı

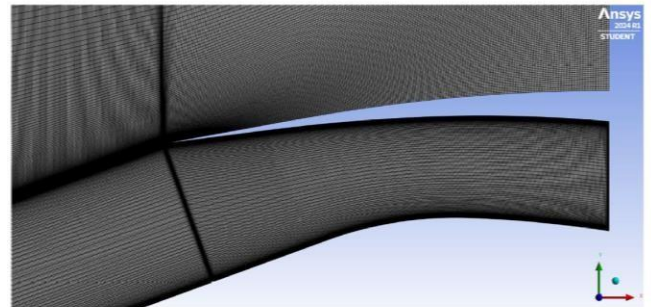
### C) Alan Hesaplamaları ve Kütle Akışı İlişkisi

Savaş uçaklarında yaygın olarak kullanılan kütle akış oranları belirlenmiş ve ortalama olarak yaklaşık 125 kg/s olduğu tespit edilmiştir. Bu değer, optimal performans için gerekli tipik hava alımını temsil etmektedir. Bu kütle akış oranı kullanılarak, 7 kilometre irtifada detaylı bir alan hesaplaması yapılmış ve tasarım parametrelerinin bu yükseklikteki operasyonel koşullara uygun olması sağlanmıştır. Bu irtifa, modern hava muharebe ve keşif görevlerinde sıkça karşılaşılan yüksek hız ve yüksek irtifa uçuş senaryoları nedeniyle sıklıkla tercih edilmektedir.

### D) Çözüm Ağı ve Uygulamalar

Bu çalışmada, analizler şok dalgalarının yansıma açılarının basit analitik analiz sonuçlarıyla uyumlu olduğundan emin olmak için viskoz olmayan akış kabulüyle yapıldı.

Bu bölümde, sayısal yöntemlerle elde edilen verilere dayanarak sınır koşulları hesaplandı ve belirlenen rampa açıları kullanılarak 2 boyutlu giriş geometrisi oluşturuldu. Daha sonra ANSYS kullanılarak CFD analizi yapıldı. CFD analizi, sayısal hesaplamaların doğrulama yöntemi olarak kullanıldı. Sayısal verilerin (Mach sayıları, basınç iyileşme oranları, sıcaklık oranı gibi) doğruluğunu onaylarken, sınır koşulları statik sıcaklık olarak 242.65 K ve statik basınç olarak 40000 Pa olarak kabul edildi. Çözüm ağının görsel detayları *Şekil 1*, *Şekil 2* ve *Şekil 3*'te, sayısal detayları ise *Tablo 1* ve *Tablo 2*'de belirtilmiştir.



Şekil-1: Tasarlanan Geometrinin Çözüm Ağı

### III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Yapılan çalışmalarda, temel amaç belirli bir türde çalışan bir hava girişi tasarlamaktır. Bu çalışma sırasında belirli uçuş hızları ve basınçlar altında çalışmalar yapılmış ve bu koşullar altında çıkış basınç değerlerine ve tasarım değişikliklerine göre basınç iyileşme oranı ve çıkış Mach sayısı incelenmiştir. Bu araştırmalar yapılırken, literatürden elde edilen formüller kullanılarak buna bağlı olarak oluşacak rampa açıları ve şok açıları gibi bazı tasarım verileri ilk olarak elde edilmiştir. Bu tasarım verilerine dayanarak ilk tasarım geliştirmeleri yapılmış ve bu gelişmeler üzerinde yapılan 2D analizler sonucunda istenen tasarıma ulaşmak için iterasyonlar yapılmıştır. İşlemlerin sonucunda elde edilen Mach sayısı değerleri ve basınç iyileşme oranlarına ilişkin bulgular, literatür çalışmaları ile karşılaştırılmış ve tasarım farklılıklarından kaynaklanan sonuçlar belirlenmiştir. Bu çalışmalar sırasında genellikle iki farklı hava giriş türüne (Karışık ve Dış Sıkıştırma) odaklanılmıştır.

#### A) Karışık Sıkıştırma Hava Girişi Tasarımının Analiz Sonucu

Karışık Sıkıştırma hava girişi, terminal şokun giriş içinde meydana geldiği ve terminal şok öncesinde eğik şoklarla müdahale edilen bir hava girişi türüdür. Bu çalışmada, literatürde bulunan NASA'nın deneysel Karışık Sıkıştırma Tipi Hava Girişi tasarımı, kendi çalışmalarımızda elde edilen tasarım verileriyle birlikte 2 boyutta analiz edilerek doğrulanmaya çalışıldı. Elde edilen sonuç Şekil 4 'de verilmiştir.

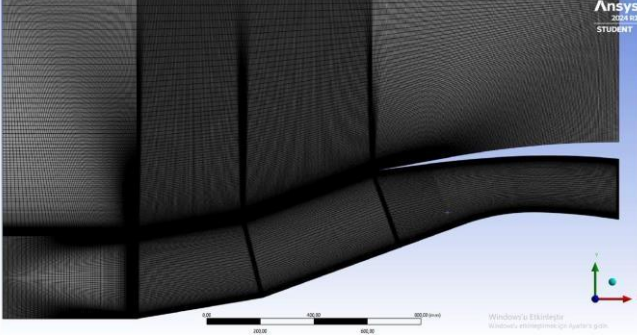


Şekil-4: Karışık Sıkıştırma Tipi Hava Girişinin Analiz Sonucu

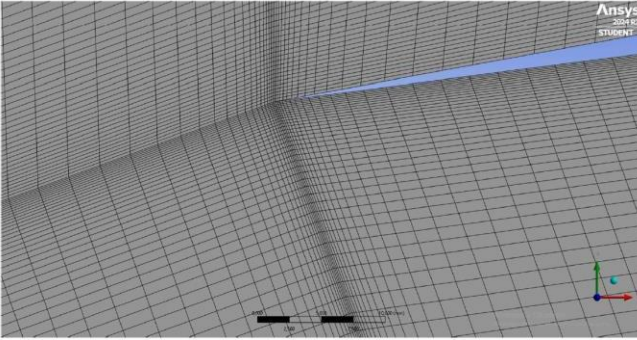
Şekil 4'de görüldüğü gibi, terminal şok dalgası tam olarak boğaz kısmında değil, girişin biraz daha yakınında oluşmuştur. Bu durum bize kiritik-altı koşullarda çalıştığımızı göstermektedir. Ayrıca, elde edilen eğik şokların Mach sayısını düşürmeden azalttığı görülmektedir.

Ek olarak, motor için sağlanması istenen süpersonik olmayan hava akışının genellikle 0.5 Mach civarında olması gerektiği bilinmektedir ve bu şekilden anlaşıldığı üzere bu çalışmada bu değere yakın değerler elde edildiği görülmektedir.

Toplam basınç iyileşme oranı da hava girişi tasarımı için çok önemli bir parametredir. Bu oran, motorun verimliliği hakkında bilgi verir. Bu tasarım deneyinde, %0.85 basınç iyileşme oranına ulaşılmıştır. Bu değer, bu tasarımın üzerinde bir basınç verimliliği ile çalıştığını göstermektedir.



Şekil- 2: Çözüm Ağının Detayları



Şekil-3: Çözüm Ağının Yakın Detayları

Ağ Çarpıklığı (Skewness)	0,38225
Eleman Kalitesi	0,53179
Düğüm	214479
Elemanlar	213095

Tablo-1: Çözüm Ağının Sayısal Detayları

İlk Rampa Açısı	9.5
İkinci Rampa Açısı	20
İlk Şok Açısı	31.37
İkinci Şok Açısı	37.84
Serbest Akış Mach Sayısı	2.5
İlk Eğik Şoktan Sonraki Mach Sayısı	2.10
İkinci Eğik Şoktan Sonraki Mach Sayısı	1.72
Normal Şoktan Sonraki Mach Sayısı	0.63
İlk Eğik Şoktan Sonraki Basınç Geri Kazanımı	0.979
İkinci Eğik Şoktan Sonraki Basınç Geri Kazanımı	0.980
Normal Şoktan Sonraki Basınç Geri Kazanımı	0.847
Toplam Basınç Geri Kazanımı	0.812

Tablo-2: Dış Sıkıştırma Tipi Hava Alığı için Tasarım Parametreleri

## B) Dış Sıkıştırma Hava Girişi Tasarımlarının Analiz Sonucu

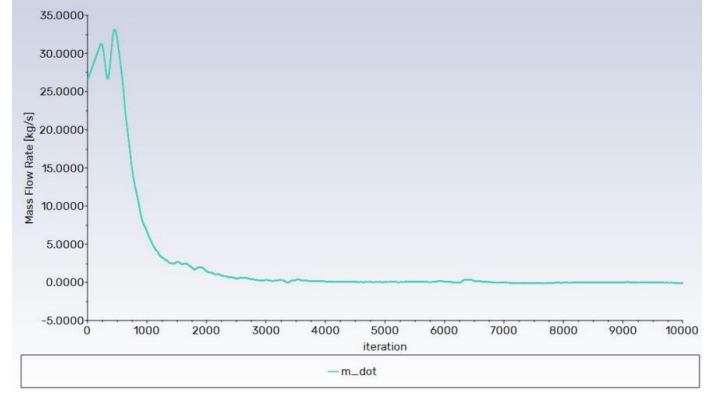
Bu bölümde, projenin ana odak noktası olan dış sıkıştırma hava girişi tasarımı incelenmiştir. Bu tasarım yapılırken, *denklem (1)*'de verilen tasarım formüllerini kullanarak yapılan bir boyutlu analiz sonucunda bulunan optimum rampa açısı değerleri üzerinde durulmuştur.

Bu değerlere dayalı olarak hazırlanan geometride, rampa açılarının uzunlukları, dudak pozisyonu ve kalınlığı, yönlendirici bölümün genişliği ve uzunluğu gibi parametreler, bahsedilen denklemlerin yardımıyla ilk tasarım aşamasına getirilmiş ve ardından tasarım iterasyonları yapılmıştır. Bu operasyonlarda, tasarım dışı (off design) koşulları belirlenmeye çalışılmış ve bu belirlemenin yapılması için arka basınç değerleri üzerinde de çalışmalar yapılmıştır.

Çalışmaların sonuçlarına göre belirlenen kritik koşulda tasarım analiz verileri *Şekil 5*'de gösterilmiştir. Bu tasarım 7 km irtifada uçan bir uçak için tasarlandığından, kritik, kritik-altı ve süper-kritik koşullarda giriş ve çıkış basınç değerleri *Tablo 3*'de verilmiştir.

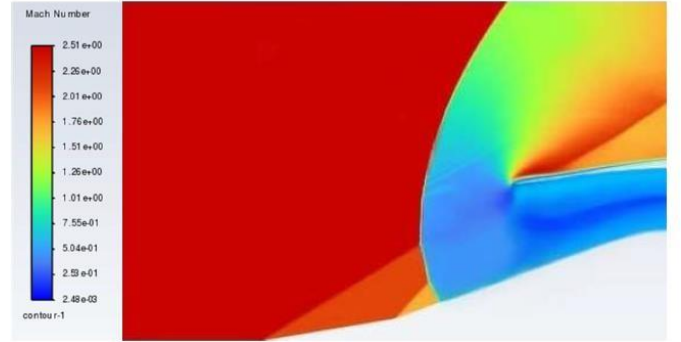


Şekil-5: Dış Sıkıştırma Tipi Hava Girişinin Analiz Sonucu



Grafik-2: Viskoz Olmayan Akış Kabulüne Göre Yakınsama Değerleri

*Tablo-3*'de verilen kritik-altı ve süper-kritik koşullar için değerler ve çok küçük değişikliklerden kaynaklanan analiz sonuçları, *Şekil-6* ve *Şekil-7*'de gösterilmiştir.



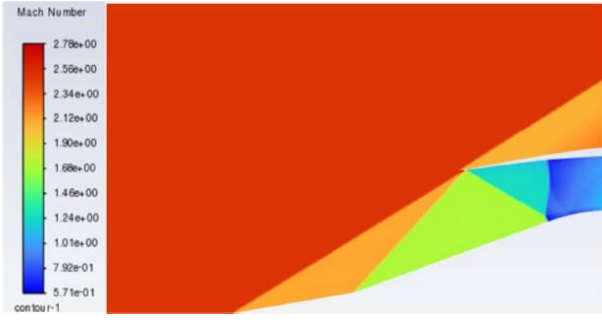
Şekil-6: Dış Sıkıştırma Tipi Hava Girişinin Analiz Sonucu (Kritik-Altı Durumda)

*Şekil-6*'da görüldüğü üzere, geri basınç etkisi nedeniyle terminal şok dalgasının rampalara kadar itildiğini görülür. Dudaktan kaynaklanan geri basınç etkisiyle burada beklenen normal şok dalgası, bir yay şok dalgasına dönüşür. Bu şok dalgasından sonra, akışın bir kısmı süpersonik akıştan ses altı akışa dönüşür ve böylece hava girişinin boğaz kısmına girdiği görülür. Motora ulaşan akış yüzeyi yine ses altı hızlarda gerçekleşir.

Durum	Giriş Statik Basıncı	Çıkış Statik Basıncı
Kritik	40000 Pa	485000 Pa
Kritik-Altı	40000 Pa	525000 Pa
Süper- Kritik	40000 Pa	410000 Pa

Tablo-3: Dış Sıkıştırma Tipi Hava Girişinin Analiz Değerleri

Çalışmada yapılan ANSYS analizinde, *Grafik-2*'de görüldüğü gibi, yaklaşık 10000 iterasyonda yakınsama sağlandı ve kritik koşul için elde edilen sonuçlara ulaşıldı. Burada görüldüğü gibi, motora yönlendirilen hava yüzeyi süpersonik hızlardan ses altı hızlara düşürülmüş ve basınç geri kazanım oranlarında iyileştirmeler sağlanmıştır.



Şekil-7: Dış Sıkıştırma Tipi Hava Girişinin Analiz Sonucu (Süper- Kritik Durumda)

Şekil 7de görüldüğü üzere, motor girişine yaklaşan terminal şok dalgasının ses üstü koşul sonucu ortaya çıktığı gözlemlenmektedir. Bu sonuca bakıldığında, çıkış basıncının düşük olması nedeniyle terminal şok dalgasının boğaz kısmına ilerlediği görülür. Bu koşulda, eğik ve normal şoklar tarafından hava yavaşlatılır ve yönlendirici bölüm için ses altı hava sağlanır.

#### KAYNAKLAR

- [1] "IPAC-Inlet Performance Analysis Code", NASA Technical Reports Server (NTRS).
- [7] "Planar Inlet Design and Analysis Process (PINDAP)", NASA Technical Reports Server (NTRS).
- [3] "Computer program for calculating flow fields in supersonic inlets", NASA technical reports server (NTRS).
- [4] "Large perturbation flow field analysis and simulation for supersonic inlets", NASA technical reports server (NTRS).
- [6] "SUPIN: A computational tool for Supersonic Inlet Design", NASA Technical Reports Server (NTRS).
- [2] V. L. Sorensen, "Computer Program for Calculating Flow Fields in Supersonic Inlets.", Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 1965.
- [5] S. Koval, "Analysis of supersonic axisymmetric air intake in off-design mode,".
- [8] P.D.B. Mosquera, F. Catalano, H. Cerón-M, "Analytical And Numerical Design Of A Mixed-Compression Air Intake For A Supersonic Fighter Aircraft".
- [6] Z. Ataf, N. Iqbal, H. Haider, S. Salamat, "Combined Methodology for Conceptual Design of 2D External Compression Inlet and Dual Serpentine Diffuser".
- [9] M. Akbarzadeh, M. J. Kermani, "Numerical Computation of Supersonic-Subsonic Ramjet Inlets; a Design Procedure", Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic),
- [2] T. Cain, "Design and Evaluation of High Speed Intakes", Gas Dynamics Ltd.
- [8] M. K. Jain, S. Mittal, "Euler Flow in a Supersonic Mixed-Compression Inlet", Department of Aerospace Engineering; Indian Institute of Technology Kanpur.
- [9] H. Ran, D. Mavris, "Preliminary Design of a 2D Supersonic Inlet to Maximize Total Pressure Recovery" Aerospace Systems Design Laboratory,