

SESÜSTÜ HAVA ALIKLARINDA FARKLI HAVA TAHLİYE GEOMETRİLERİNİN PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİLERİNİN HAD İLE İNCELENMESİ

Alperen Yunus SAKARYA¹
Hacettepe Üniversitesi/ASELSAN A.Ş., Ankara

Özgür EKİCİ²
Hacettepe Üniversitesi, Ankara

ÖZET

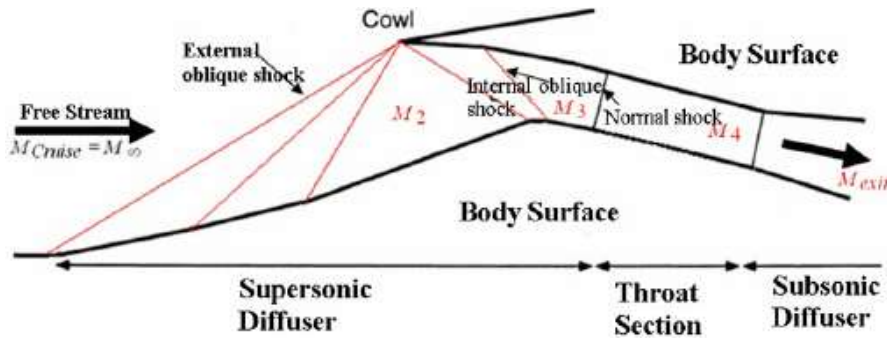
Bu çalışmanın amacı HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) Analizleri kullanılarak süpersonik hava alığının performansı üzerinde önemli etkilere sahip olan farklı hava tahliye sistemlerinin incelenmesi ve karşılaştırılmasıdır. Bu doğrultuda öncelikle 2,5 Mach 30 km irtifada çalışan örnek tek rampalı hava alığının deney verileri (rampa ve dudak üzerindeki basınç dağılımları, şok yapıları) ile HAD Analizi karşılaştırılmış ve doğrulama çalışması sunulmuştur. Hava tahliye sistemi, etkisini çok rampalı hava alıklarında daha belirgin göstermektedir, bu nedenle HAD Analizlerinde denek taşı olarak kullanılacak genel geometri çift rampalı olarak seçilmiştir. Karma sıkıştırımlı hava alığı geometrisinin oluşturulması amacıyla şok açılarının belirlendiği, istenen noktada şokların kesiştirilebildiği, geometrinin özelliklerinin çizdirilebildiği sayısal/parametrik olarak çözüm üretebilen bir algoritma üretilmiş ve sonuçları sunulmuştur. Algoritmadan elde edilen sonuçların HAD Analizi ile uyuştuğunu ispatlamak ve temel alınan geometrinin işlevselliğini sunmak için analiz yürütülmüş, 2 farklı hava tahliye geometrisi 2 boyutlu olarak incelenip performansları karşılaştırılmıştır (toplam basınç geri kazanımı ve debi yakalama oranı). Çalışmalar sonucunda hava tahliye sistemi ile ideal bir tahliye sistemi genişliği ile daha yüksek toplam basınç geri kazanımı oranları elde edilebildiği, daha yüksek yanma odası basınçlarına erişilebildiği ve daha geniş bantta yanma odasına iletilen hava hızı taranabildiği saptanmıştır. Öte yandan tahliye genişliğinin fazla artırılmasıyla performansın kötü etkilendiği görülmüştür.

GİRİŞ

Günümüz füze teknolojisinde hem ekonomi hem de performans bağlamında daha düşük maliyetlerle daha uzun menzile erişebilme isteği, itki sistemlerinde hava solumalı sistemlere ağırlık verilmesine sebep olmuştur. Bu noktada ise hava solumalı itki sistemlerinin birçok alt bileşeni, sistem performansını eniyilemek için araştırma ve geliştirme konusu olmuştur. Bu alt bileşenlerin en önemli parçalarından biri olan hava alığı, itki sisteminin performansını birinci elden toplam basınç geri kazanımı ve debi yakalama oranı gibi parametrelerle gereken havanın en kaliteli ölçüde sisteme aktarılması anlamında etkilemektedir. Toplam basınç geri kazanımı oranı, alınan havanın enerjisinin motora aktarılabilme ölçüsüyken debi yakalama oranı da hava alığının geometrisinden ötürü alabileceği maksimum debinin motora aktarılabilme ölçüsüdür. İtki sisteminin güvenli çalışması da göz önünde bulundurularak bu iki performans kriterinin olabildiğince yüksek olması tasarım aşamasındaki başlıca hedeflerdendir. Mevzubahis performans kriterlerinin arzulanan seviyelerde elde edilebilmesi için şok dalgaları belirli şekillerde yönlendirilir ve hava alığı içerisinde belirli bir basınç-hız kontürü oluşturulur; örneğin eğik şok dalgaları hava alığının "dudak" adı verilen noktasında birleşecek şekilde tasarım gerçekleştirilir. Ramjet fazında çalışan örnek bir sesüstü hava alığının geometrisi ve ilgili terimler Şekil 1'de sunulmuştur. Sesüstü difüzör kısmında bir dizi rampa ile sıkıştırılmaya başlanan hava, boğaz kısmında sesaltı hıza düşerek son şokunu (normal şok) oluşturur; sesaltı difüzörde ise akış yavaşlatılarak motora iletilir.

¹ Lisans Öğr./Müh., Makina Müh. Böl./Güdümlü Sist. Ent. Kont. ve Aerodinamik Tasarım Müd., E-posta: alperens@aselsan.com

² Doç. Dr., Makina Müh. Böl., E-posta: ozgur.ekici@hacettepe.edu.tr

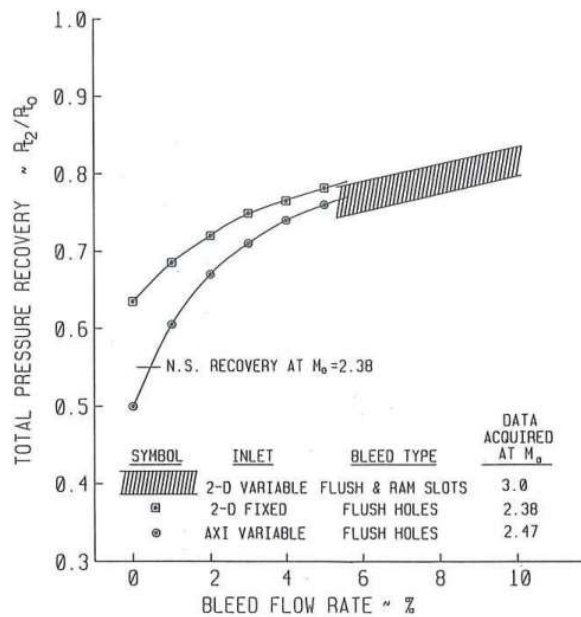


Şekil 1: Örnek sesüstü hava alığı geometrisi [Omni, 2010]

Sınır Tabaka fenomeni sesüstü akışlarda da geçerliliğini korumaktadır ve hava alığının ilk rampasından itibaren sınır tabaka oluşmaya başlar. Bu tabaka sebebiyle hava alığının gerçek alanı, fiziksel alanından daha dar hale gelir ve sonuç olarak hem toplam basınç geri kazanımı hem de debi yakalama oranı azalır; buna bağlı olarak hava alığının performansı düşer. Sınır tabaka kalınlaştıkça aerodinamik akış hacmiyle fiziki akış hacmi birbirinden farklı olur; şok dalgasının açısı hesaplanırken kullanılan hava alığı duvar koordinatları geçersiz kılınmaya başlar çünkü sınır tabakanın bulunduğu konum hava alığının fiziksel duvarları olarak davranır. Anlaşılacağı üzere sınır tabakanın kalınlaşması bir hava alığının tasarımında istenmeyen bir fenomendir.

Sınır tabakanın örnek bir durum üzerindeki etkisini ele alacak olursak; karma sıkıştırımlı bir hava alığında boğaz alanı daraldıkça normal şokun olduğu bölge hava alığı ağızına yaklaşacaktır. Sınır tabaka oluşumundan dolayı boğaz alanı daralacak ve normal şok hava alığının içinde oluşmak yerine hava alığının ağızında oluşacaktır. Bu noktada elde edilen hava alığı karma sıkıştırımlı yerine dıştan sıkıştırımlı bir hava alığı haline gelecek kadar hesaplamalarımızın dışına çıkmaktadır. Sonuç olarak sınır tabaka kalınlığının minimum olması hava alığının hesaplandığı gibi çalışabilmesi ve performansı adına oldukça önemlidir. Hava tahliye sisteminin temel görevi ise tam bu noktada devreye girmektedir; bu sistemin amacı hava alığında mevzubahis büyük problemlere yol açan sınır tabaka kalınlaşmasını en aza indirmektir.

Nihai noktada ise bir hava tahliye sisteminin görevi, yanma odasına yeterli miktarda hava iletmek olduğu için tahliye edilen havanın miktarının belirli bir sınırlandırmaya tabi tutulması da önem arz etmektedir. Öte yandan aşağıda verilen Şekil 2'de görüldüğü üzere hava tahliye miktarı arttıkça toplam basınç geri kazanımı da artmaktadır. Sonuç olarak başarılı hava tahliye sistemleri, bir hava alığının performansını mutlak surette artırabildiği gibi daha güvenli çalışmasını sağlar; başarılı bir hava alığının tasarımı ise büyük önem arz eden bir araştırma/geliştirme alanıdır ve bu bildiride farklı hava tahliye sisteminin hava alığı performansına etkisi incelenecektir.



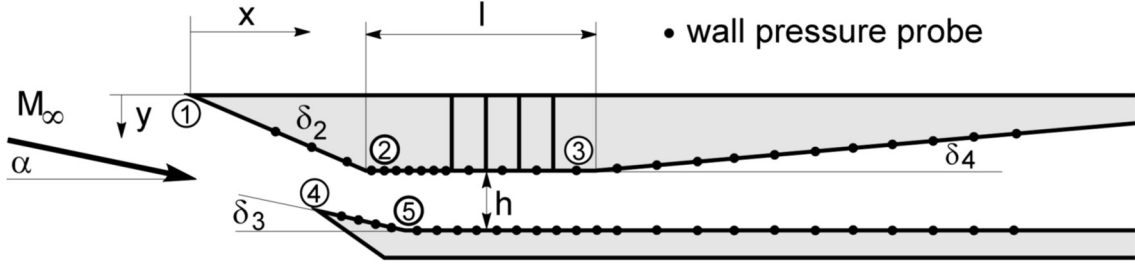
Şekil 2: Hava tahliye miktarına karşılık gelen toplam basınç geri kazanımı [Mahoney, 1990]

YÖNTEM

HAD Çözüm Ağının Doğrulanması

Hava tahliye sistemi geometrilerini karşılaştırmak amacıyla sadece HAD Analizleri kullanıldığı ve herhangi bir deney verisi üzerinden doğrulama gerçekleştirilmediği göz önünde bulundurularak HAD çözüm ağının doğrulanmasının büyük önemi anlaşılabilir. Bu noktada literatürde sıkça mihenk taşı olarak kullanılmış bir çalışma olan Hermann'ın "Experimental Investigation of the Internal Compression of a Hypersonic Intake" adlı bildirisinden faydalanılmıştır. Doğrulama çalışması için izlenen yol sırasıyla bu bildiride kullanılan geometrinin yaratılması, çözüm ağı oluşturulması, çözülmesi ve bildiride yayınlanan deney sonuçlarıyla karşılaştırılmasıdır.

Geometri: HAD Analizi için kullanılan geometri, mevzubahis çalışmada tanımlandığı gibidir ve Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3: Sesüstü karma sıkıştırımlı hava alığı geometrisi [Herrmann, 2002]

Bu geometrinin koordinatları ile ilgili sayısal detaylar Tablo 1'de sunulmuştur, Şekil 3'te görüldüğü üzere orijin noktası 1 numaralı nokta olarak kullanılmaktadır. Geometride verilen açısal detaylar ise Tablo 2'de verilmiştir, Tablo 1'de verilen koordinatlar kullanıldığında burada verilen açılar otomatik olarak oluşmaktadır. Doğrulamak için kullanılacak diğer uzunluklar Tablo 3'te bulunmaktadır.

Tablo 1: Şekil 3'te verilen geometrinin koordinatları [Herrmann, 2002]

Şekil 3 Lokasyonları	x [mm]	y [mm]
1	0	0
2	45,7	18,0
3	79,3	18,0
4	35,0	29,0
5	58,9	33,0

Tablo 2: Şekil 3'te verilen geometrinin açısal değerleri [Herrmann, 2002]

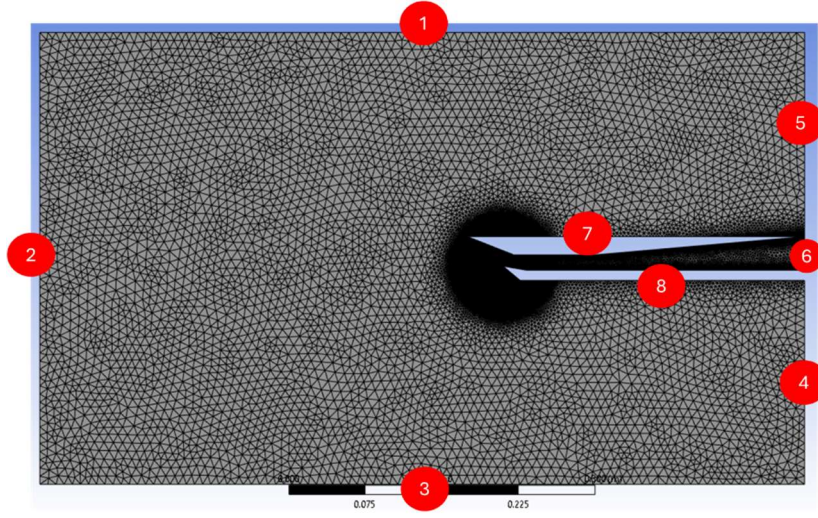
Açı	Değer (°)
α	10
δ_1	21,5
δ_2	9,5
δ_3	5

Tablo 3: Şekil 3'te verilen geometrinin doğrulama uzunlukları [Herrmann, 2002]

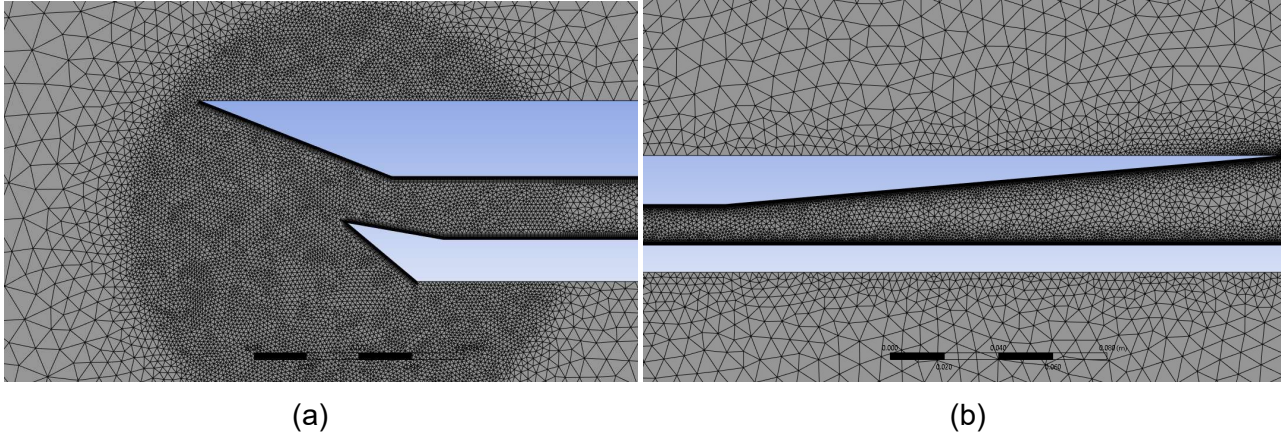
Parametre	Uzunluk [mm]
Hava Alığının İç Genişliği	52
Kanal Yüksekliği (h)	15
Toplam Uzunluk	400

Çözüm Ağı Oluşturulması: Akışın her konumdaki yönü önceden tayin edilemediği için 2 boyutlu olarak "Triangle Mesh" kullanılmıştır. Karma ve dıştan sıkıştırılmalı hava alıklarında dudak kısmında oluşacak şoklar, tüm şokların konumunu ve çözümün doğruluğunu etkilemektedir; bu nedenle bu konuma ve yakın çevresine daha sık bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Sınır tabakanın etkisinin hava alığında akış fiziğini belirleyen alanın fiziksel alandan farklı oluşuna yol açtığı göz önünde bulundurularak iç duvarlarda sınır tabaka çözüm ağı oluşturulmuştur. Şok yapılarının detaylıca çözülebilmesi amacıyla iç duvarlardaki çözüm ağı boyutu, diğer bütün çözüm ağı boyutlarının dörtte biri boyutuna indirgenmiştir. Tüm çözüm alanı ise hava alığının dışarısında oluşacak şokların da görülebilmesi için sadece hava alığının ağzı kısmında bitecek şekilde değil, daha geniş ölçüde kapsayacak biçimde tasarlanmıştır.

Tüm çözüm ağının görünümü ve numaralandırılmış sınırları Şekil 4'te verilmiştir. Ağız kısmının detaylı görüntüsü Şekil 5 (a)'da sunulurken boğaz ve difüzör kısmının görüntüsü Şekil 5 (b)'de sunulmuştur.



Şekil 4: Tüm çözüm alanı, çözüm ağı ve numaralandırılmış sınırlar



Şekil 5: (a) Ağız kısmı yaklaşılmış görüntüsü (b) Boğaz ve difüzör kısmı yaklaşılmış görüntüsü
Oluşturulan çözüm ağında 32600 düğüm noktası, 50589 çözüm ağı elemanı bulunmaktadır.

Sınır Koşulları ve Çözücü Ayarları: Oluşturulan çözüm ağının sınırları numaralandırılmış ve Şekil 4'te verilmiştir. Her bir sınır için kullanılan sınır koşulları ise Tablo 4'te sunulmuştur. Pressure Far-Field sınır koşulu için kullanılan parametreler ise Tablo 5'te tanımlanmıştır; bu sınır koşulu için kullanılan parametreler belirtilen deney çalışmasının yer aldığı bildirden faydalanılarak kullanılmıştır [Herrmann, 2002]; verilen toplam basınç, gösterge basıncına çevirilerek kullanılmıştır. Operating Pressure ise 0 Pa olarak kullanılmaktadır. "Pressure Outlet" olarak verilen sınır koşulunda ise 0 Pa kullanılmıştır. Bunun sebebi Herrmann'ın çalışmasında "Throttling" adı verilen sistemin %100 açık olması, yani hava alığının herhangi bir engel/boğulma ile karşılaşmadan direkt atmosfere açılmasıdır. Duvarlarda ise kaymazlık koşulu kullanılmıştır.

Tablo 4: Şekil 4'te belirtilen sınır koşulları

Pressure Far-Field	1, 2, 3, 4, 5
Pressure Outlet	6
Wall	7, 8

Tablo 5: Pressure Far-Field sınır koşulunun ilgili parametreleri

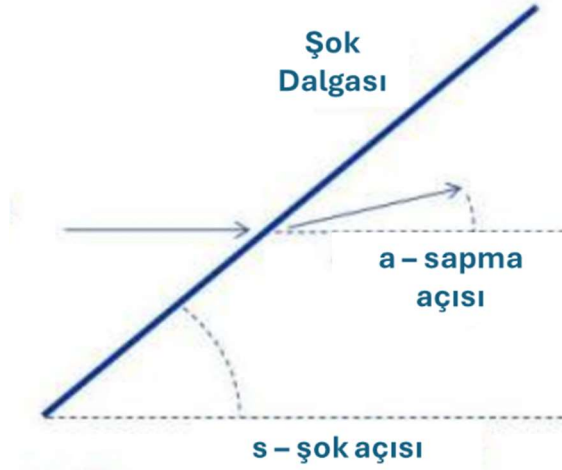
Gösterge Basıncı [Pa]	32775,489
Mach Sayısı	2,5
Akış Yönünün X Bileşeni	0,984807753
Akış Yönünün Y Bileşeni	-0,1736481777
Sıcaklık [K]	295

1, 2 ve 3 numaralı sınırlara Pressure Far-Field sınır koşulunun verilmesi oldukça anlaşılabilir bir durumdur, ancak 4 ve 5 numaralı sınır için Pressure Outlet ve Pressure Far-Field olmak üzere iki sınır koşulu seçeneği bulunmaktadır. Bu noktada yürütülen bir literatür taramasıyla bu konular için Pressure Far Field koşulunun çalışmamızla birebir aynı koşulda oldukça başarılı sonuçlar verdiği saptanmıştır ve bu nedenle kullanımında hemfikir olunmuştur [Ding, Huang, 2015]. Çözüm için ANSYS Fluent 2023 R1 programı kullanılmıştır, tüm çözümler için makine hassasiyeti olarak çifte hassasiyet (*-ing double precision*) seçilmiştir. Çözüm yaptığımız serbest akış hızı $Ma > 0.3$ koşulunu sağlasa da kullandığımız programda son dönemlerde yapılan geliştirmelerden ötürü doğru sonuçları verebildiği için "Pressure-Based Solver" kullanılmıştır. Enerji denklemleri hesaplamalara dahil edilmiştir. Kullanılacak viskozite modelinin çözüm üzerindeki başarısını saptamak adına literatür taraması yürütülmüş ve SST k- ω modelinin birebir çözüm yaptığımız durumda oldukça başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür [Ding, Huang, 2015]. Çözücü olarak ise en doğru sonucu vermesi adına "Coupled" çözücü bütün ayrıştırılmaları (*-ing discretization*) ikinci dereceden olacak şekilde kullanılmıştır. Başlatma (*-ing initialization*) için "FMG Initialization" kullanılmıştır. Bu açıklamada bahsi geçmeyen bütün ayarlar/seçenekler, programın varsayılan şeklinde kullanılmıştır.

Bildiride yer alan bütün HAD Analizlerinde bu noktaya kadar belirtilen çözüm ağı oluşturulması tekniği ve sınır koşulları ile çözücü ayarları kullanılmıştır; bunun sebebi doğrulama yapılan durumdan uzaklaşmamak, HAD Analizinin doğruluğunu daha güvenilir kılabilmektedir.

Parametrik Çok Rampalı Sesüstü Hava Alığı Tasarımı Algoritması

Karma veya içten sıkıştırımlı çok rampalı hava alıklarında amaç şokların hava alığı ağzında (*-ing cowl lip*) kesiktirilmesi; bunun sebebi hava alığının kuma yapması engellenerek debi yakalama oranının yüksek tutulmak istenmesidir. Rampa sayısı arttıkça oluşturulan şok sayısı artmakta, akış yavaşlatılmakta ve sonuç olarak sınır tabakanın kalınlığı artmaktadır. Bildiride amacımız hava tahliye geometrilerinin karşılaştırılması olduğu için sınır tabaka etkilerinin daha belirgin olduğu sistemleri incelemek, sonuçların birbirinden ayrışması anlamında daha faydalı olacaktır. Bu doğrultuda temel hava alığı geometrisi olarak kullanılacak bir çift rampalı hava alığı tasarımının yapılması gerekli görülmüş ve bunu yapabilecek bir algoritmanın yazılması hedeflenmiştir. Mevzubahis algoritmanın isterleri, girdisi kullanıcı yapılan rampa açıları ve serbest akış hızlarında elde edeceğimiz şok açıları tayin edebilmek, ilk şoktan sonra akış hızı düştüğü için ikinci rampada elde edilecek akış hızını hesaplamak ve buna göre ikinci şokun da açısını oluşturabilmek ve bu şokların kesiştiği noktayı kullanıcıya sunarak ağız geometrisini oluşturmaktır. Algoritma, MATLAB üzerinde yazılmıştır ve sayısal/analitik olarak çözümüne ulaşılan denklemler aşağıda (1) ve (2) numaralı [NASA, 2021] olarak verilmiştir, şok dalgası oluşumunun şematik görüntüsü ve denklemlerdeki parametreler Şekil 6'da gösterilmiştir.



Şekil 6: Şok dalgası oluşumu, ilgili parametreler [NASA, 2021]

$$\cot(a) = \tan(s) \left(\frac{(\gamma + 1)M^2}{2(M^2 \sin^2(s) - 1)} - 1 \right) \quad (1)$$

$$M_1^2 \sin^2(s - a) = \left(\frac{(\gamma - 1)M^2 \sin^2(s) + 2}{2\gamma M^2 \sin^2(s) - (\gamma - 1)} \right) \quad (2)$$

1 ve 2 numaralı denklemlerdeki parametrelerin açıklamaları aşağıdaki gibidir:

a = Sapma Açısı, Rampa Açısı

s = Şok Açısı

γ = Özısı Oranı (Hava için 1,4 kullanılmıştır)

M = Serbest Akış Mach Sayısı

M_1 = Şok Arkasındaki Mach Sayısı

(1) numaralı denklemde görüldüğü üzere rampa açısı (a) ve serbest akış Mach sayısı (M) kullanıcı tarafından girdi olarak verildiğinde denklemde tek bilinmeyen (s) kalmaktadır, ancak bu parametrenin analitik olarak denklemde tek başına bırakılması mümkün değildir. Dikkat edildiğinde rampa açısının (a) denklemde hâlihazırda tek bırakıldığı görülmektedir, bu nedenle direkt analitik olarak sabit bir Mach sayısı ve 0°'den 90°'ye değişken bir şok açısı (s) girdisi yapılarak rampa açıları (a) bulunabilir. Daha sonra da bu analitik çözüm uzayı içerisinde sayısal bir şema ile kullanıcının istediği rampa açısına (a) karşılık gelen şok açısı (s) saptanır.

İkinci rampanın sebep olduğu ikinci şok dalgasının açısının saptanabilmesi için ilk şokun arkasındaki Mach sayısı da saptanmalıdır. Bunun yapılabilmesi için (1) numaralı denklemden bütün parametreler bulunduktan sonra (2) numaralı denklemde yerleştirilerek şok arkasındaki Mach sayısı (M_1) saptanır. Daha sonra (1) numaralı denklem üzerinde uyguladığımız sayısal şema bu Mach sayısı için tekrar uygulanır ve şok açısı tayin edilir.

Rampaların başlangıç konumları kullanıcı tarafından girdi olarak alındığı için her iki şokun da hangi noktadan geçtiği belirlenebilir, bu noktalar ve açılar kullanılarak doğru denklemleri parametrik olarak oluşturulur ve kesiştikleri noktanın analitik çözümü algoritma tarafından yapılır. Sonuç olarak kesişme noktasının koordinatı saptanmış olur ve tasarlayacağımız hava alığı için ağız noktasının (-ing cowl lip) başlangıç noktası böylece belirlenir.

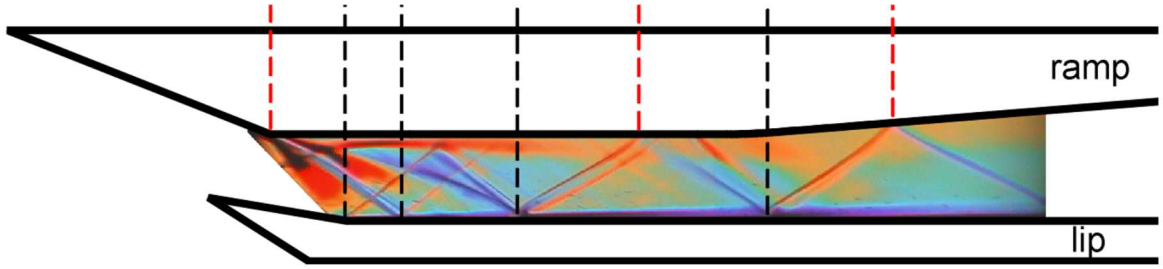
Bu algoritmanın doğruluğu, yürüteceğimiz HAD Analizindeki şok açılarının, şok arkası Mach sayısının ve şok kesişme noktası koordinatının karşılaştırılmasıyla ispatlanacaktır.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

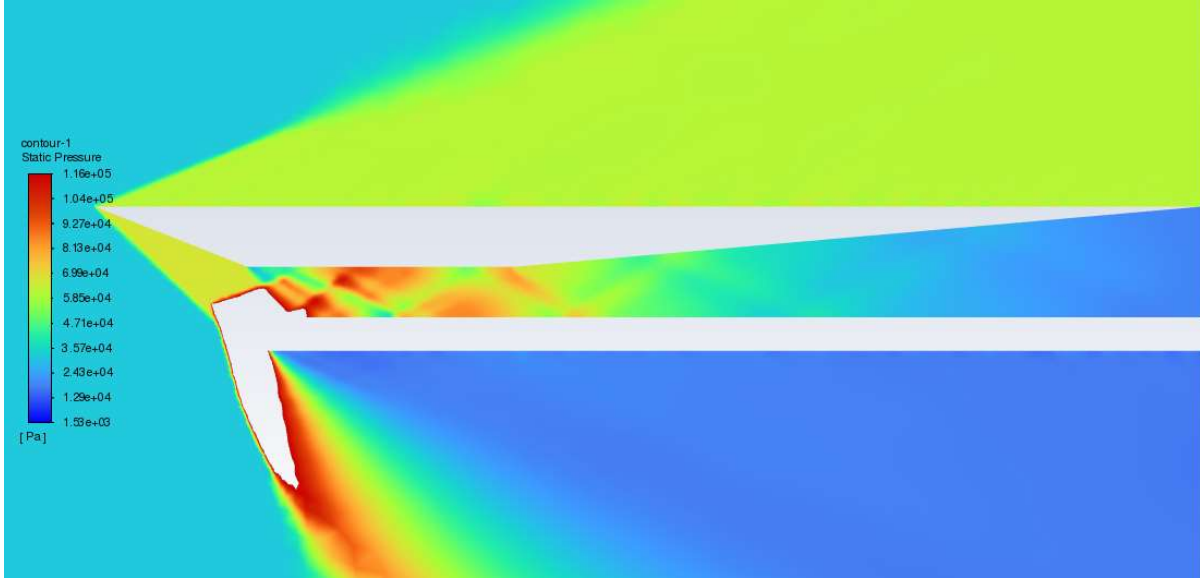
HAD Çözüm Ağının Doğrulanması

Çözüm ağının doğrulanması için 3 farklı yol kullanılmıştır; bunlar şok şemasının görsel olarak karşılaştırılması, rampa ve dudak üzerinde sabit basıncın toplam basınca oranının grafikleştirilerek deneysel sonuçlarla uyumunun gözlemlenmesidir.

Şok yapılarının deneysel olarak gözlemlenmesi için Schlieren Penceresi kullanılmıştır ve "Throttling" değeri %100 olduğunda gözlemlenen şok yapıları Şekil 7'de verilmiştir [Herrmann, 2002]. HAD analizi ile elde edilen şok yapıları Şekil 8'da görüldüğü gibidir ve görselde dudak kısmından dışarı/aşağı açılan noktada beyaz bir kontür grafiği görülmesinin sebebi hava alığının içindeki şok yapılarının daha belirgin şekilde gözükmesi amacıyla program üzerinde yapılan renk ölçeklendirmesidir. Mevzubahis iki şok şeması karşılaştırıldığında şok yapılarının önemli ölçüde örtüştüğü görülmektedir. Şok yapıları örtüşmesinin daha net anlaşılabilmesi adına bu iki görsel Şekil 9'da üst üste eklenmiş ve sunulmuştur; deneysel sonuçlardan elde edilen şok çizgileri, HAD analizinde görülen kontür değişimleriyle yüksek ölçüde örtüşmektedir.



Şekil 7: "Throttling" %100 durumunda gözlemlenen deneysel şok yapıları [Herrmann, 2002]

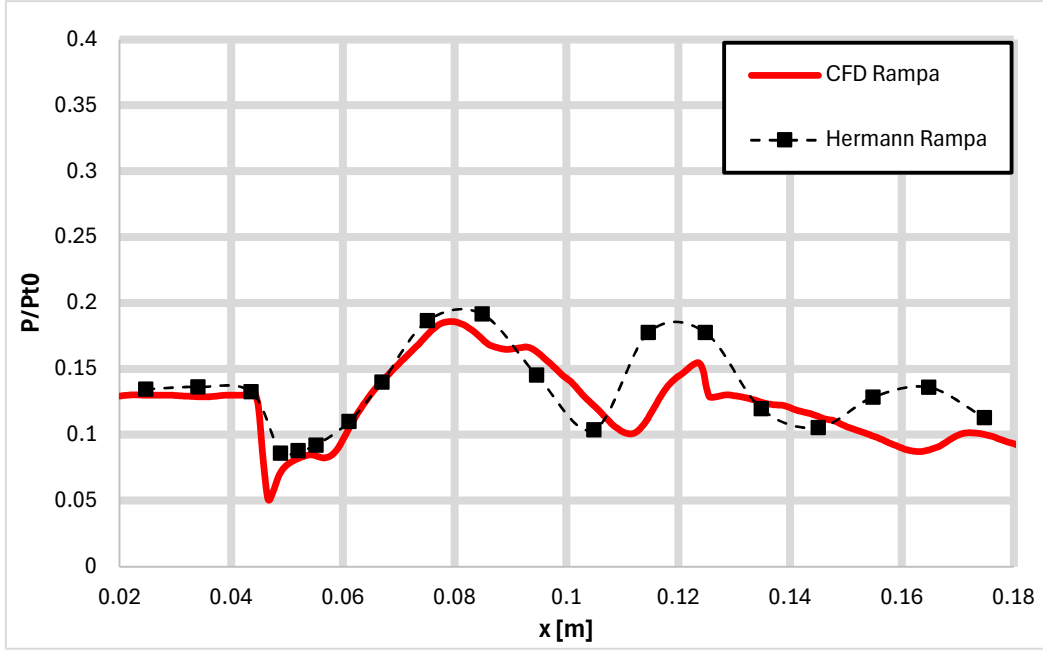


Şekil 8: HAD analizi sonucu elde edilen şok yapıları

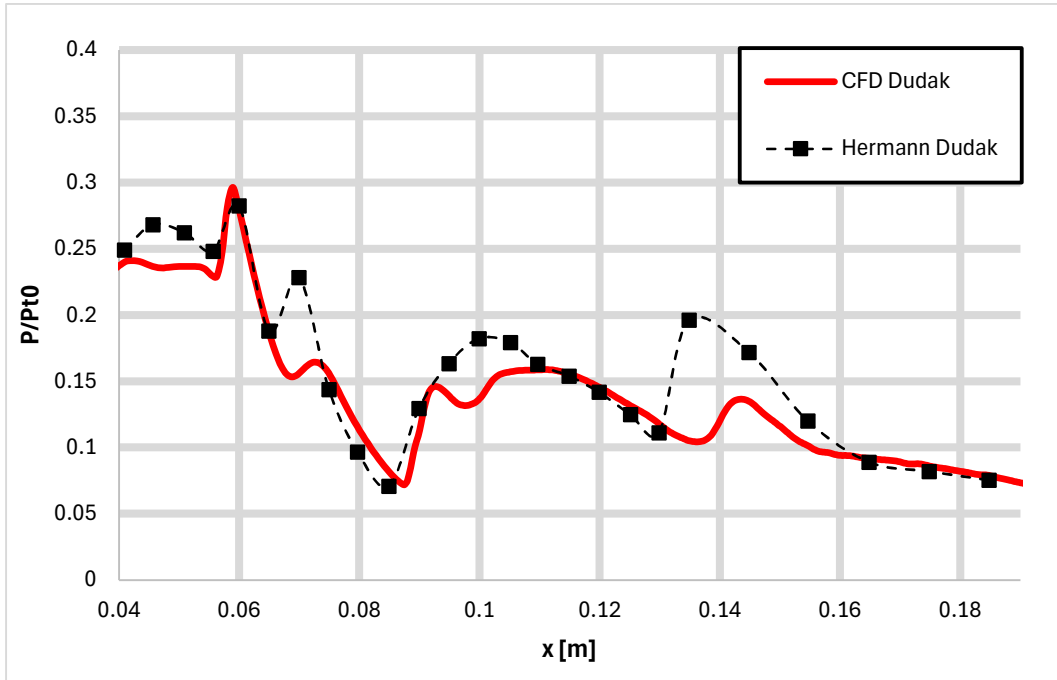


Şekil 9: Deneysel ve HAD analizi şok yapılarının görsel olarak üst üste konumlandırılması

Çözüm ağının doğrulanması için sırasıyla rampa ve dudak boyunca x-koordinatı üzerinde her noktadaki sabit basıncın serbest akış toplam basıncına oranı kullanılmıştır. Karşılaştırma sonuçları sırasıyla Şekil 10 ve Şekil 11'de sunulmuştur. Her iki grafik için de sonuçlarda oldukça büyük oranda örtüşme olduğu rahatlıkla söylenebilir, sonuçların tam olarak örtüşmediği noktalarda ise iki sonucun da aynı eğilimi takip ediyor olması çözümün doğruluğu açısından tatmin edicidir.



Şekil 10: HAD çözüm ağının Hermann'ın deneysel sonuçlarıyla rampa üzerinde karşılaştırması, P/Pt0

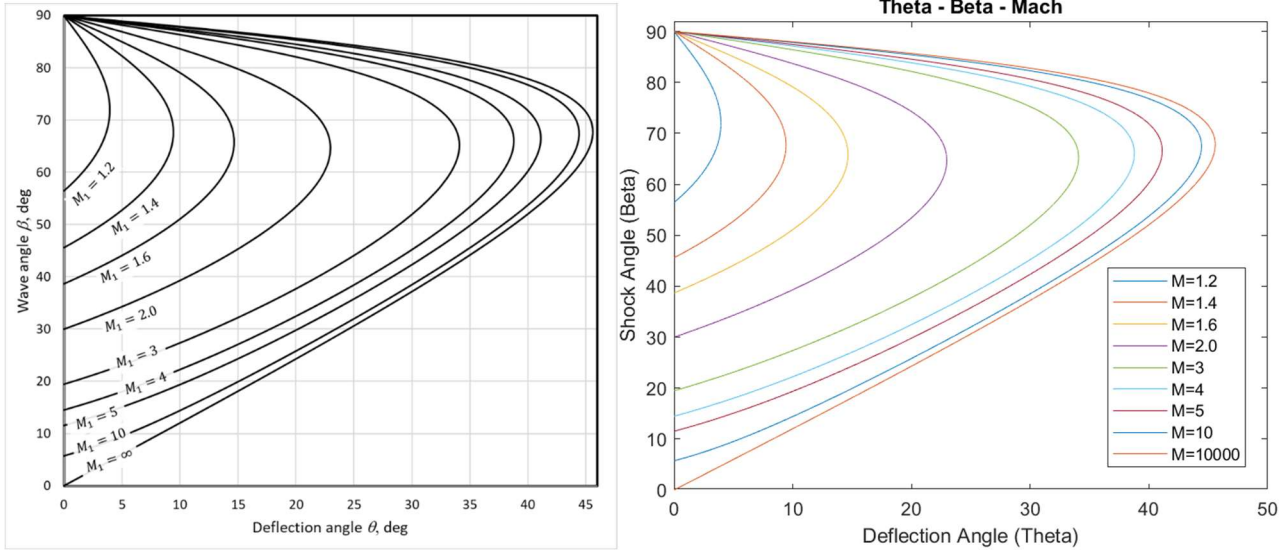


Şekil 11: HAD çözüm ağının Hermann'ın deneysel sonuçlarıyla dudak üzerinde karşılaştırması, P/Pt0

Oluşan şok yapıları, rampa ve dudak üzerinde statik ve toplam basınç oranları karşılaştırıldığında çözüm ağımızın doğruluğu ispatlanır. Bu çözüm ağını oluşturmak için kullanılan teknik, tasarlayacağımız çift rampalı hava alığında birebir olarak kullanılacaktır, böylece bu analizler için de kullanılan çözüm ağı doğrulanmış olacaktır.

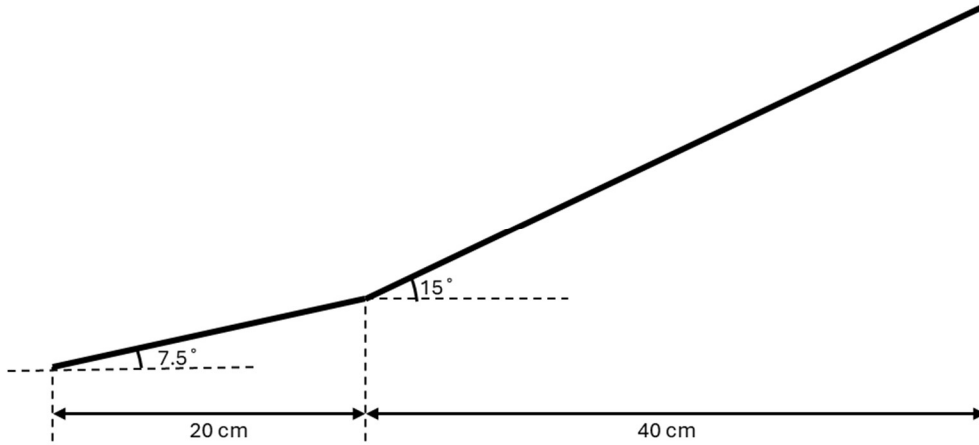
Parametrik Çok Rampalı Sesüstü Hava Alığı Tasarımı Algoritması Çıktıları

Öncelikle algoritmanın doğrulanması için literatürde belirli durumlarda oluşturulan Theta-Beta-Mach eğrileriyle şekilsel/eğilim olarak karşılaştırılmıştır. Şekil 12 (a)'da literatürden [ANSYS,2021] elde edilen eğriler verilirken Şekil 12 (b)'de oluşturulan algoritmanın eğri çıktıları sunulmuştur. Görüldüğü üzere eğrilerin oluşturulmasında, yani analitik çözümün yapılması konusunda algoritma doğrulanmaktadır. Bu noktadan sonrası ise sadece istenen a-s-M kombinasyonunun algoritma tarafından sayısal olarak saptanabilmesidir.



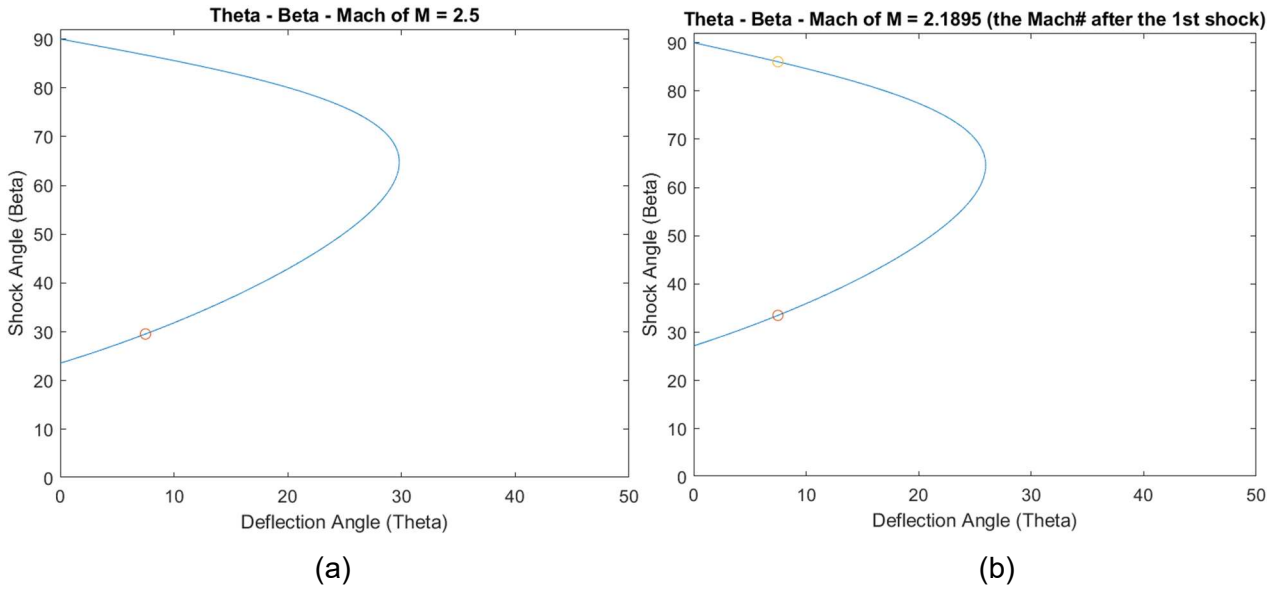
Şekil 12: (a) Literatür Theta-Beta-Mach eğrileri [ANSYS, 2021] (b) Algoritma Theta-Beta-Mach eğrileri

Algoritmanın çalışabilmesi için kullanıcının yapması beklenen girdiler rampaların açıları, uzunlukları ve serbest akış Mach sayısıdır. Şekil 13'te verilen geometrik özellikler kullanılarak algoritmaya girdi yapılmıştır ve tasarım 2,5 Mach serbest akış hızına göre yapılmaktadır.

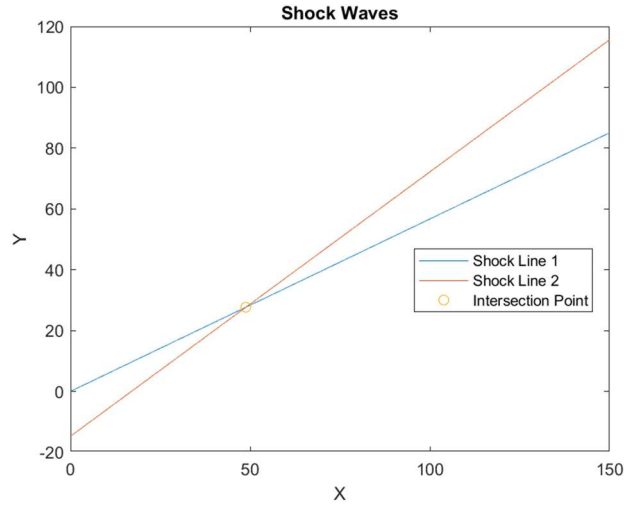


Şekil 13: Algoritma için kullanılan sıkıştırma rampası geometrisi

Program öncelikle Theta-Beta-Mach eğrilerini oluşturur ve kullanıcının yaptığı girdi için hangi bu eğriler üzerinde hangi noktaları saptadığını işaretler. Aynı rampa açısı için iki farklı şok açısı saptanır ve bunlardan büyük olanı güçlü şok dalgasıyken küçük açıda bulunanı zayıf şok dalgasıdır; hava alıklarında (ve genellikle doğada) zayıf şok dalgaları görüldüğü için algoritma bu açılardan zayıf şok dalgasını ifade eden açıyı saptar ve eğri üzerinde işaretler. İlk rampa için sonuç Şekil 14 (a)'da, ikinci rampa için ise Şekil 14 (b)'de verilmiştir. Bu açılar ve rampaların başlangıç koordinatları kullanılarak oluşacak şok dalgalarının doğru denklemleri elde edilir, çizdirilir ve kesişme noktaları işaretlenerek kullanıcıya sayısal olarak da sunulur; grafiksel sonuç Şekil 15'te verilmiştir.

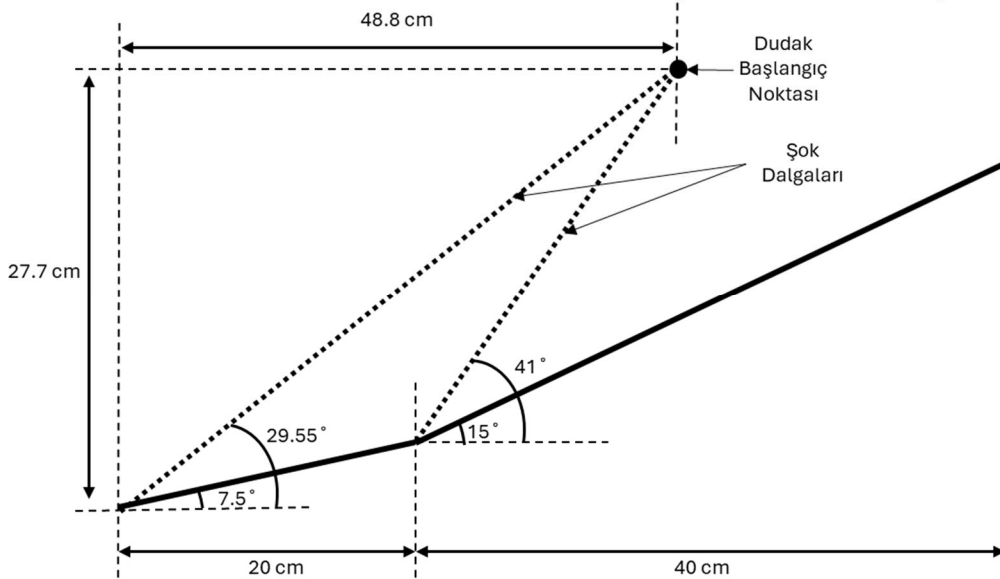


Şekil 14: (a) Algoritmanın ilk rampa için oluşturduğu sonuç eğrisi (b) Algoritmanın ikinci rampa için oluşturduğu sonuç eğrisi



Şekil 15: Şok dalgaları ve kesişim noktası

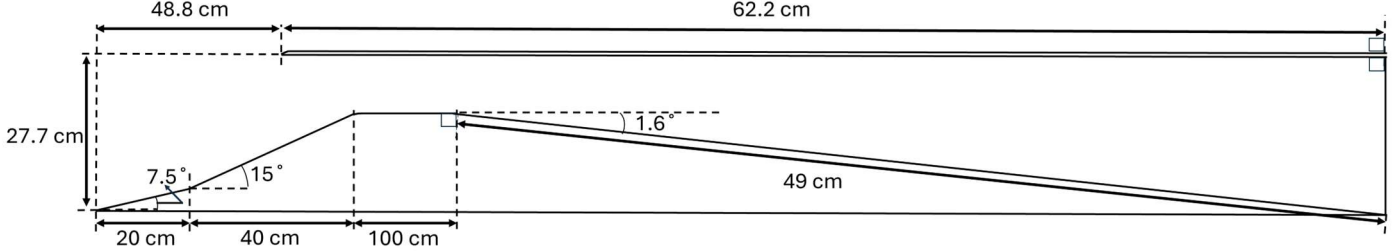
Bu sonuçlar kullanılarak tasarlanan hava alığı ağız geometrisi Şekil 16'de sunulmuştur.



Şekil 16: Uygulanan algoritmanın çıktıları ile tasarlanan ağız geometrisi

Hava Tahliyesiz Ramjet Hava Alığı Performansı

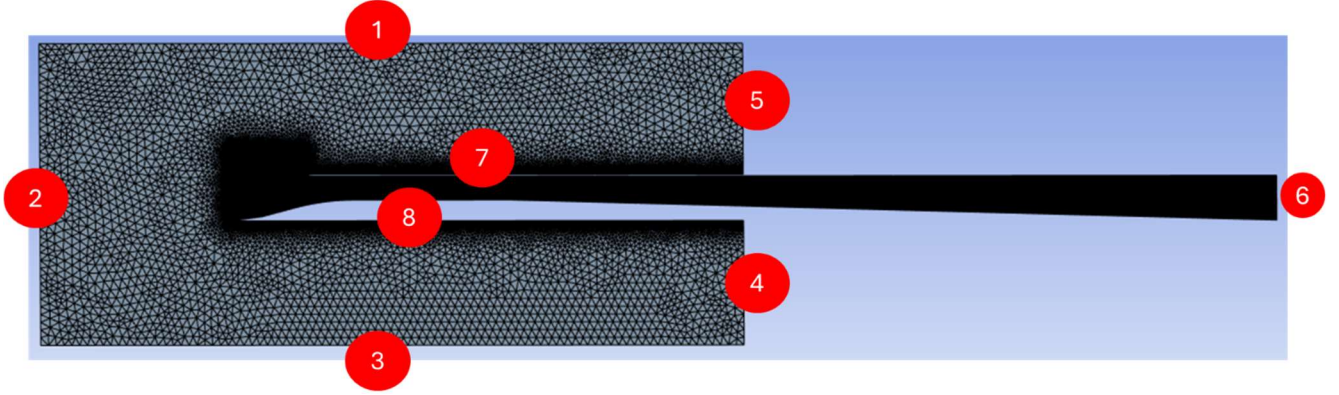
Hava tahliye sisteminin etkisinin sarıh şekilde anlaşılabilmesi adına öncelikle hava tahliyesi bulunmayan temel bir hava alığı geometrisi oluşturulmuştur. Çalışmalarımızda temel olarak kullanılacak bu geometrinin detayları, çalışmanın tekrar denenebilirliğine büyük önem vererek detaylıca aşağıda Şekil 17’de sunulmuştur. Verilen bu geometride bazı unsurlarda atanan uzunlukların şekilsel olarak tutarsız gözükmesi tamamen şematik gösterim kaynaklıdır; sunulan geometri herhangi bir tasarım programında belirtilen uzunluklar kullanıldığında sorunsuz biçimde oluşturulabilecektir. Geometrik unsurların okur tarafından temiz biçimde görülebilmesi için bu şekilde bir şematik görünüm tercih edilmiştir.



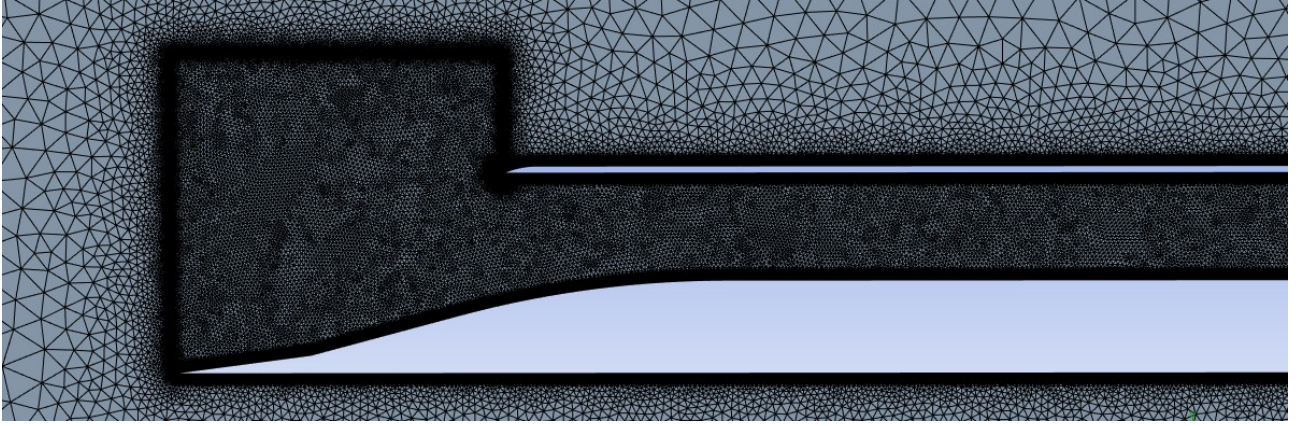
Şekil 17: Tasarlanan ve hava tahliye sistemi için temel olarak kullanılacak olan hava alığının geometrik detayları

Geometri oluşturulurken bazı hususlara dikkat edilmiştir ve bunların açıklanması faydalı görülmektedir. İkinci sıkıştırma rampasının ilk sıkıştırma rampasından daha uzun olmasının sebebi boğaz alanını daraltarak normal şokun oluşmaya başladığı yanma odası basıncını gerçekçi olmayan çok yüksek basınç değerlerine çıkarmamaktır; anlaşılacağı üzere boğaz alanı çok geniş olduğu takdirde süper kritik noktanın yaşandığı yanma odası basıncı çok yüksek değerlere ulaşmaktadır. Bu durum ilk rampa uzatılarak elde edilememektedir çünkü dudak noktasının konumunun değişerek hava alığının girişinin genişlemesiyle sonuçlanmaktadır. Bununla beraber ikinci rampadan boğaz alanına geçişte (100 cm uzunluğundaki düz kısım) teğet biçimde pah kırılarak büyük yarıçaplı/agesif olmayan bir geçiş sağlanmıştır. Bunun sebebi ise bu ani açı değişiminde akışın kopmasını engellemektir, bu pah kırılmadığı takdirde akışın mevzubahis noktada koptuğu saptanmıştır. Difüzör kısmında ise 1.6°'lik çok küçük sayılabilecek bir açılma açısı verilerek akışın kopmasına ve böylece HAD analizlerinde yakınsama problemlerinin yaşanmasına karşılık önlem alınmıştır. Bu noktada pah kırılmasına açının küçük olmasından ötürü ihtiyaç duyulmamıştır. Denemeler sürecinde öncelikle çözüm elemanı sayısını azaltarak işlemsel yükü hafifletmek hedefiyle difüzör kısmı kısa tutulmuştur ancak bu durum analiz sonuçlarında yakınsama ve doğruluk problemlerine yol açmıştır. Bu sebeple analiz doğruluğundan ödün vermemek amacıyla difüzör bölgesi olabildiğince uzun tutulmuştur. Hava alığının üst dudak kısmında ise özellikle çok ince bir yapı elde edilmesine özen gösterilmiştir çünkü kalın duvarlar bu noktada şok oluşmasına ve analiz sonuçlarının olumsuz etkilenmesine sebep olmuştur. Bu konuyla ilgili yapılan birçok başka çalışmada mevzubahis duvarda belirli miktar açının verilerek yansıyan şok dalgalarının rahatlıkla boğaza yansıtılması ve böylece performansın artırılması amacı güdüldüğü görülebilir. Öyle ki bu durum, çalışmalarımız sırasında boğaz alanının değişiminde farklılığa sebep olduğu için analiz sonuçlarımızı olumsuz etkilemiştir ve bu sebeple bu açının kullanılmamasına, hava alığının üst duvarının tamamen düz olmasına karar verilmiştir. Tasarlanan hava alığının hava tahliyesi olmadan HAD analizi ile performans grafiğinin oluşturulabilmesi için doğrulama çalışmasında kullanılan çözüm ağı oluşturma tekniğinin birebir aynısı kullanılmıştır. Çözüm alanı için atanan sınır koşulları Tablo 4’te verildiği gibidir ve kullanılan çözüm ağı aşağıda Şekil 18’de verilmiştir. Bu çözüm ağının detaylı görünümü ise Şekil 19’da sunulmuştur. Çözüm ağında doğrulama çalışmasından farklı olarak hava alığının sadece ağız bölgesinde çözüm ağı sıklığını artırmak yerine şok dalgalarının daha doğru çözümlenebilmesi için hem hava alığının ağız bölgesinde, hem de hava alığının içinde çözüm ağı sıklığı artırılmıştır. Bu durumun çözümün doğruluğuna katkı sağlayacak bir değişim olmasından ötürü doğrulama çalışmasına aynı tekniği uygulayarak tekrar sonuç almaya gerek duyulmamıştır. Doğrulama çalışmasında kullanılan çözüm ağına kıyasla bir diğer farklılık ise tüm hava alığı çözüm ağının içine gömülme tenses difüzör sadece giriş ve boğaz kısmı dikdörtgen olarak verilen çözüm ağının içinde bırakılmasıdır. Dikdörtgen olarak verilen ve “açık havayı” temsil eden çözüm ağı bölgesinin

görevi dışarıya yansıyan şokları çözümleyebilmek ve hava alığının kuması durumunu inceleyebilmektir. Bu amaç göz önünde bulundurulduğunda difüzör kısmının, dikdörtgensel çözüm ağı içerisinde bulunmamasının herhangi bir problem teşkil etmeyeceği ya da doğrulama çalışmasından farklı olarak bu şekilde bir çözüm ağı oluşturmanın herhangi bir farklılık oluşturmayacağı rahatlıkla anlaşılabilir. Bu şekilde bir yol izlenmesinin temel sebebi ise çözüm elemanı sayısını azaltarak daha verimli analizler yapmak ve işlemel yükü hafifletmektir.



Şekil 18: Tasarlanan hava alığının tüm çözüm alanı, çözüm ağı ve numaralandırılmış sınırları

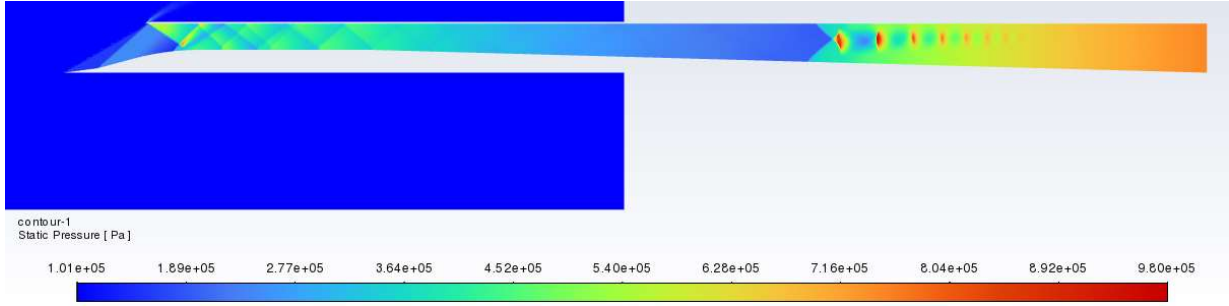


Şekil 19: Tasarlanan hava alığının çözüm ağı için yakınlaştırılmış görünümü

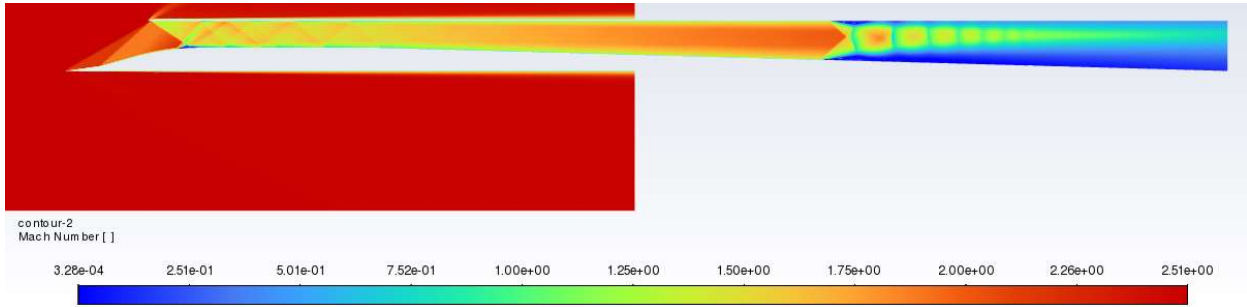
Çözüm aşaması için çalışma basıncı (-ing Operating Pressure) 0 kPa olarak atanmış, akışın statik basıncı ise 101 kPa olarak girdilenmiştir. Performans grafiğinin oluşturulması için izlenen öncelikle izentropik (eğik şok ve normal şok) bağıntılar kullanılarak boğaza seken ilk şoktan itibaren normal şok oluştuğunda elde edilecek olan statik basınç değeri saptanmıştır. Bu şekilde bir şok şemasının hedeflenmesinin sebebi mevzubahis şemada süper kritik bölgeye erişilmesidir. Hesaplamaların sonuçları paylaşılacak olursa ilk rampadan seken şokun ardındaki statik basınç 163 kPa, ikinci rampadan seken şokun arkasında 251 kPa, boğaza seken şokun arkasında 542 kPa, hemen ardından oluşan normal şokun ardında ise 1.073 kPa olarak hesaplanmıştır. Bu noktada belirtilmesi gerekir ki bu hesaplamalar sürtünmesiz akışlar için geçerlidir ve gerçek hayatta çalışmamızda kullanılan akış hızında sürtünme çok büyük bir yere sahip olduğu için hedeflenen şemayı oluştururken daha yüksek yanma odası basıncı gerekli olacaktır. Bu hesaplamaların sonucunda edindiğimiz çıkarım, hava alığının performans eğrisinde süper kritik bölgenin 1.073 kPa civarlarında yaşanacağıdır; bu doğrultuda hava alığının performans eğrisi için analizler mevzubahis basıncın %70'i kadar bir yanma odası basıncı ile başlatılabilir. Bir diğer deyişle performans eğrisini haritalamak için 750 kPa yanma odası basıncı başlangıç değeri olarak seçilmiştir ve bu noktadan itibaren yanma odası basıncı adım adım artırılarak hava alığı performans grafiğinin haritalaması gerçekleştirilmiştir. Ani değişimlerin yaşandığı yanma odası basıncı noktalarında basınç daha küçük adımlarla artırılırken aksi durumdaki noktalarda daha büyük adımlarla basınç artırılmıştır; bazı noktalarda daha sık veri görülmesinin sebebi bu yaklaşımdır. Tasarlanan karma sıkıştırımlı hava alığı, ramjet fazında inceleneceği için yanma odasına iletilen akışın ortalama Mach sayısı da kayıt altına alınarak ramjet fazında çalışıldığı doğrulanmıştır. Ortalama Mach sayısının 0,9 Mach'ın altında olması yeterli iken 750 kPa yanma odası basıncından

bu değışkenin 0,49 Mach olduğu görülmüş ve yanma odası basıncı arttıkça da bu hızın azaldığı saptanmıştır. Bu durum, yanma odası basıncına karşılık gelen ortalama Mach sayısı için Şekil 37’de sergilenmiştir. Şekil 37’de görülebileceği üzere Yanma Odası Basıncı ile Çıkış Ortalama Mach Sayısı arasında üstel bir ters orantı bulunmaktadır.

Performans grafiği haritalaması için kullanılan başlangıç yanma odası basıncı olan 750 kPa için elde edilen statik basınç kontürü ve Mach sayısı kontürü sırasıyla Şekil 20 ve Şekil 21’de verilmiştir. Bu şekillerde görülebileceği üzere difüzörde “Zincir Şok” adı verilen yapı oluşmuştur ve bu yapının görülmesi haritalama için doğru yanma odası basıncından başladığımızın bir göstergesidir, çünkü süper kritik bölgede olduğumuzun belirtisidir. Ayrıca Mach sayısı kontürlerinden görülebileceği üzere zincir şokun oluşmaya başladığı bölgeden itibaren akış kopması yaşanmıştır, ancak bu son derece olağan bir durumdur. Öte yandan parametrik çok rampalı sesüstü hava alığı tasarımı algoritmasının doğruluğu verilen bu şekillerde kanıtlanmıştır; rampalardan seken şok dalgaları algoritmamızın tasarladığı dudak noktasında kesişmektedir. Bu noktadan itibaren yanma odası basıncının artışıyla zincir şokun oluşmaya başladığı bölge, boğaz alanına yaklaşmıştır.

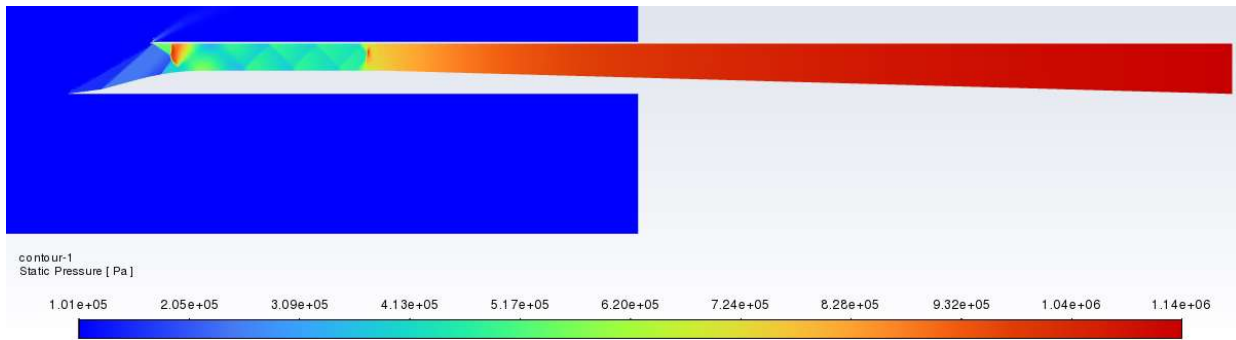


Şekil 20: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 750 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

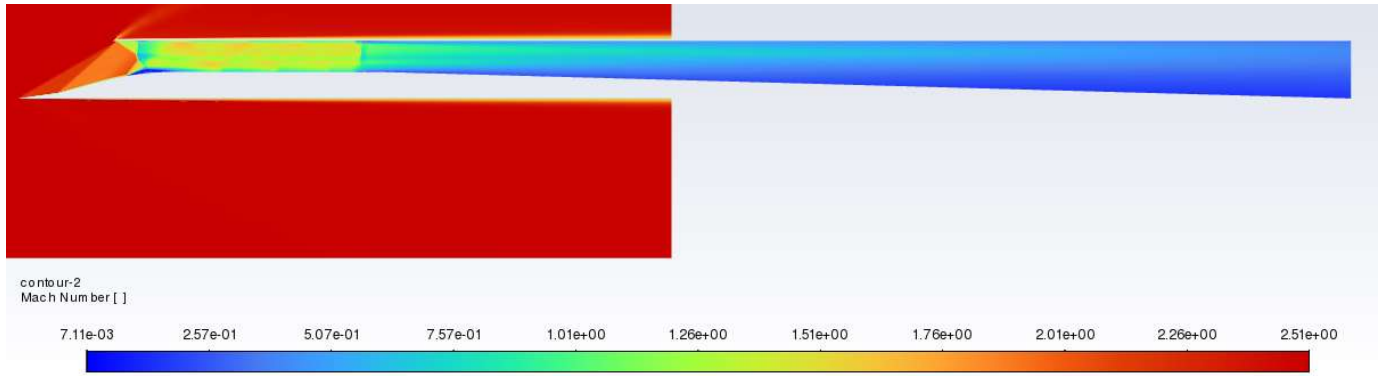


Şekil 21: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 750 kPa yanma odası basıncı, Mach sayısı kontürleri

Yanma odası basıncı 1140 kPa değerine ulaştırıldığında normal şokun boğaz alanının sonunda oluştuğu saptanmıştır ve bu durum Şekil 22’de gösterilmiştir. Normal şokun bu bölgede oluşmasıyla kritik noktaya yakın olduğunu anlaşılmış ve yanma odası basıncının artışı daha küçük adımlar halinde yapılmıştır. Şekil 23’de verilen Mach sayısı kontürleri ile durumun yanma odasına iletilen akış hızı üzerindeki etkisi görülebilir.

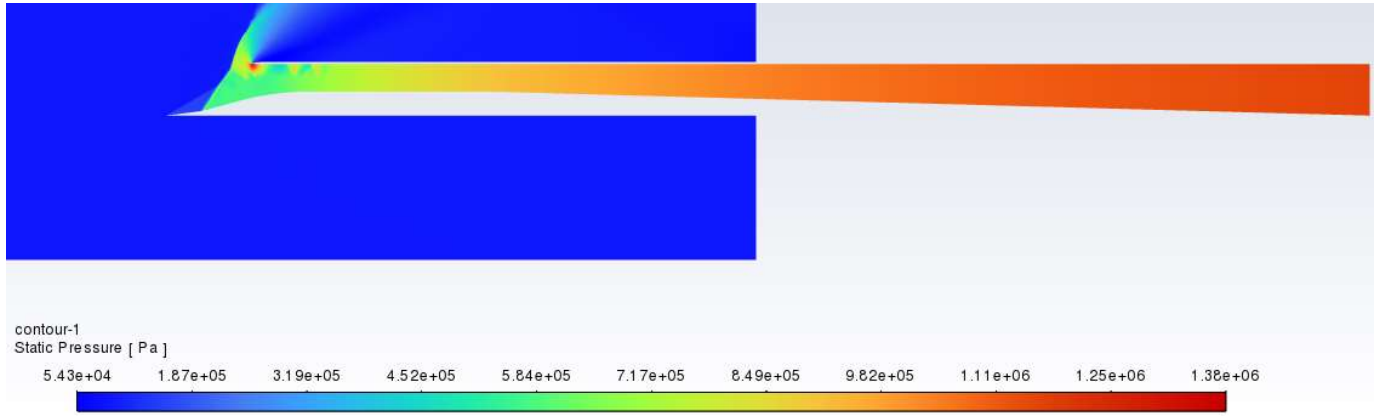


Şekil 22: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 1040 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

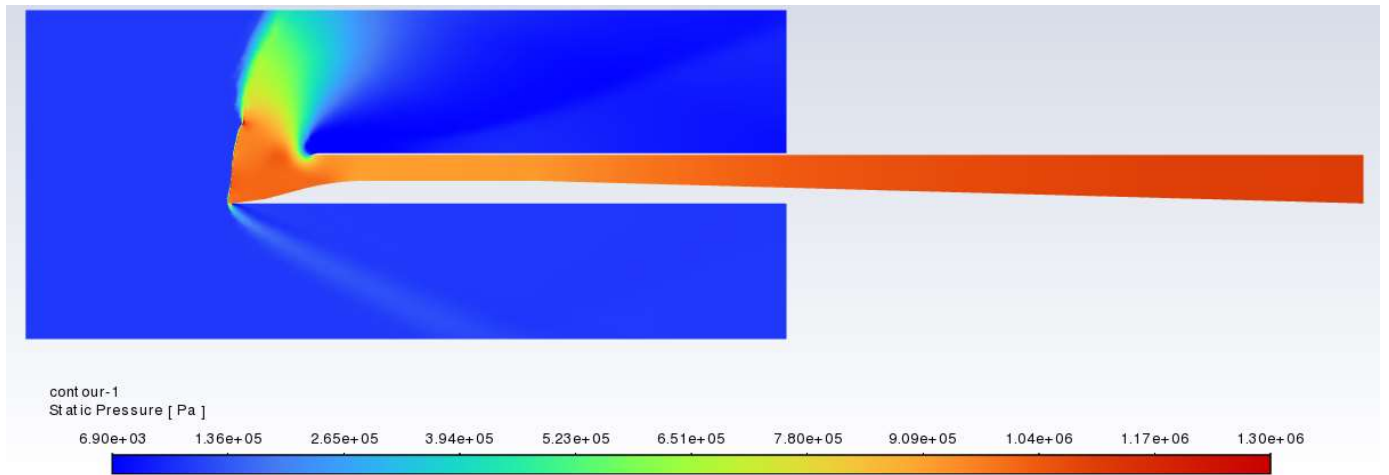


Şekil 23: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 1040 kPa yanma odası basıncı, Mach sayısı kontürleri

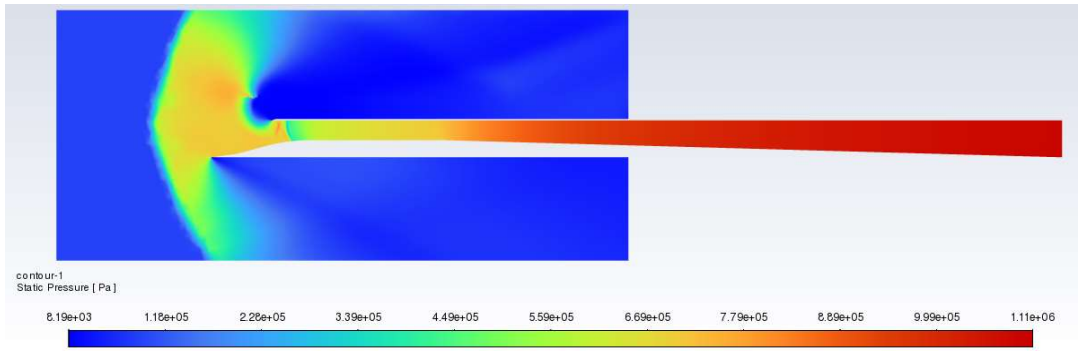
Yanma odası basıncı 1165 kPa değerine ulaştırıldığında normal hava alığının ağız kısmında olduğu saptanmıştır ve bu durum Şekil 24'de gösterilmiştir. Normal şokun bu bölgede oluşmasıyla süper kritik noktaya ulaşılmıştır ve bu noktadan sonra ise debi yakalama oranı azalarak hava alığı, akışı kusmaya başlamıştır. Bu yanma odası basıncının ufak miktardaki artışıyla kuma miktarı çok daha belirgin hale gelmiş ve hava alığının statik basınç kontürleri sırasıyla Şekil 25 ve Şekil 26'te verilmiştir, kuma miktarı çok daha belirgin hale gelerek debi yakalama oranını ciddi miktarda düşürmektedir.



Şekil 24: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 1165 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

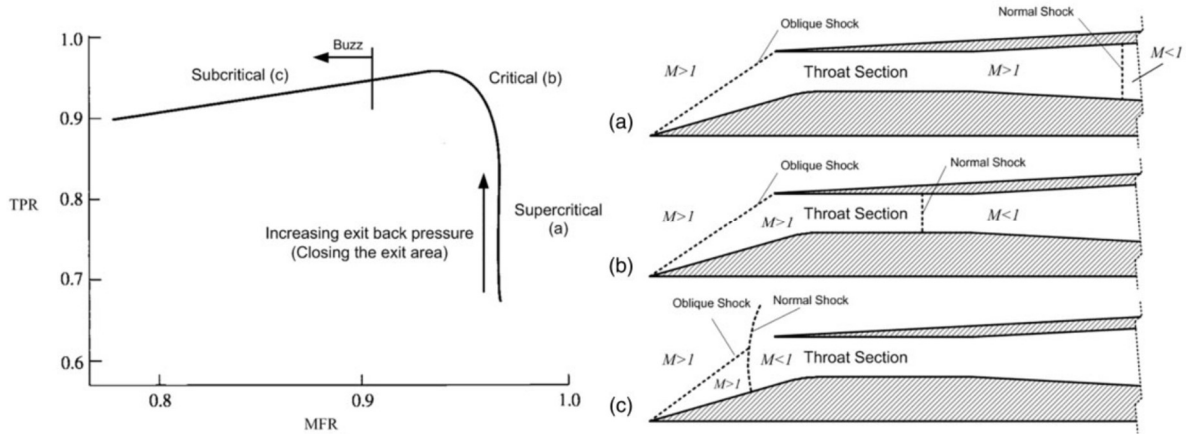


Şekil 25: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 1165 kPa yanma odası basıncı ilk kuma durumu, statik basınç kontürleri



Şekil 26: Hava tahliyesi olmayan tasarım, 1165 kPa yanma odası basıncı son kusma durumu, statik basınç kontürleri

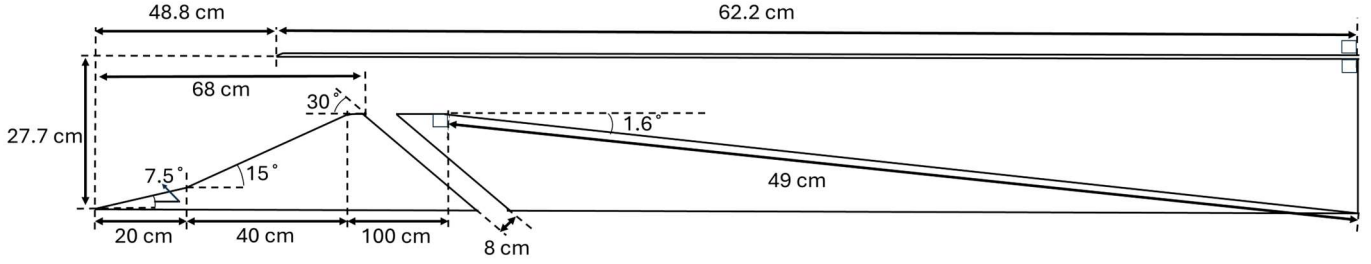
Bu analizlerin sonucunda elde edilen Toplam Basınç Geri Kazanımı – Debi Yakalama Oranı grafiği (hava alığının performans grafiği) Şekil 36’de verilmiştir. Bu grafikte görülebileceği üzere hava tahliyesi olmayan hava alığı tasarımında ulaşılabilecek en yüksek toplam basınç geri kazanımı oranı 0,732’dir. Bu hava alığının 1165 kPa civarında yanma odası basıncında çalıştırılması, kusma durumuna geçilmesi açısından oldukça sakıncalı olacağı için aslında bu maksimum toplam basınç geri kazanımı oranına erişmek oldukça sakıncalı olacaktır. Bu toplam basınç geri kazanımı oranından sonra akış kusulduğunda çok hızlı bir biçimde debi yakalama oranı da toplam basınç geri kazanımı oranı da düşüş yaşamıştır. Öte yandan elde edilen bu grafik, literatürde önemli bir yer edinmiş olan Sepahi-Younsi’nin çalışmasında sunulan hava tahliyesi olmayan bir hava alığının performans grafiği ile (Şekil 27) oldukça benzer karakteristikler sergilemektedir [Sepahi-Younsi, 2018].



Şekil 27: Sepahi-Younsi’nin çalışmasında yer alan hava tahliyesi olmayan tasarım için performans grafiği [Sepahi-Younsi, 2018]

Hava Tahliyesi Bulunan Ramjet Hava Alığı Performansı (8 cm Genişlik)

Bu çalışmada hedeflenen sonuç farklı hava tahliye sistemlerinin ramjet hava alığı performansına etkisini görebilmek olduğu için hava alığının geometrik detaylarında hiçbir değişikliğe gidilmeden sadece hava tahliye sistemi geometriye eklenmiştir. Oluşturulan güncellenmiş geometri aşağıda Şekil 28’de verilmiştir. Sınır tabaka kalınlaşmasının görüldüğü bölge hava alığı ağızından seken şokun boğaza düştüğü bölge olduğu için eski analizlerimizde tam olarak bu nokta saptanmış ve hava tahliye sistemi bu noktayı ortalayacak biçimde konumlandırılmıştır; bu nedenle şekilde 68 cm olarak verilen uzunluk, hava tahliye sisteminin işleyişi bakımından kritiktir. Tahliyenin açısı ne kadar küçük olursa akışın dönebilmesi de o kadar kolay olacağı için çok keskin bir dönüşten ziyade daha kademeli bir dönüş sağlayacak olan 30° kullanılmıştır. Tahliyenin genişliği arttığı ölçüde tahliye edilen hava miktarı da artmaktadır; fazla miktarda havanın tahliye edilmesi, yanma odasına giden hava miktarını istenmeyen ölçüde azaltabileceği için (bir diğer deyişle MCR oranını düşüreceği için) arzulanan bir durum değildir. Tahliyenin çok küçük olması ise etkisini çok fazla gösterememesine sebep olmaktadır. Bu iki durum arasında bir denge gözetilerek tahliye genişliğinin 8 cm olarak seçilmiştir; bir diğer geometride bu genişlik artırılarak etkisi anlaşılacaktır.

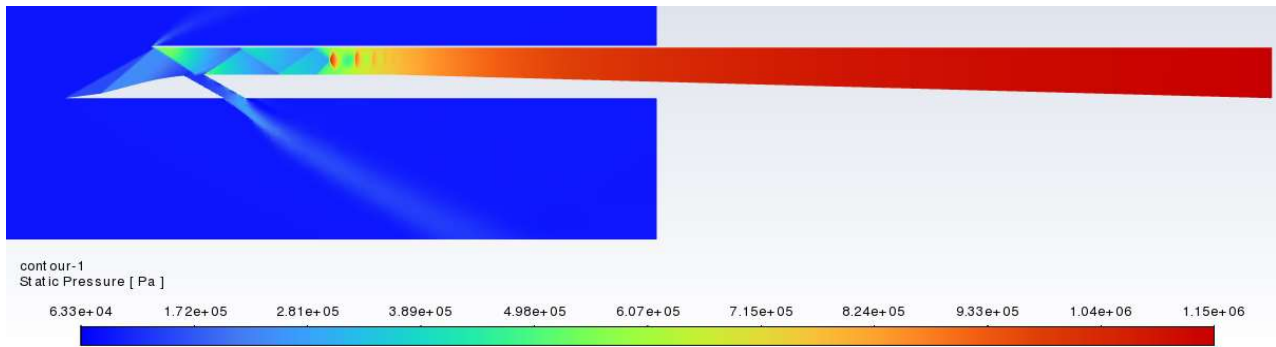


Şekil 28: Hava tahliye sistemi ile güncellenmiş hava alğının geometrik detayları, 8 cm genişlik

Performans grafiğinin elde edilmesi için hava tahliyesi bulunmayan sistemde kullanılan çözüm ağı oluşturma tekniğinin birebir aynısı kullanılmıştır; ek olarak sadece tahliyenin bulunduğu duvarlara da hava alğının duvarlarına uygulanan tekniğin aynısı uygulanarak çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm alanı için atanan sınır koşulları Tablo 4'te verildiği gibidir. Elde edilen çözüm ağı hava tahliyesiz çözüm ağı ile (tahliye sistemi dışında) birebir aynıdır, bildirinin sadeliği göz önünde bulundurularak Şekil 18 çözüm ağı olarak kabul edilebilir.

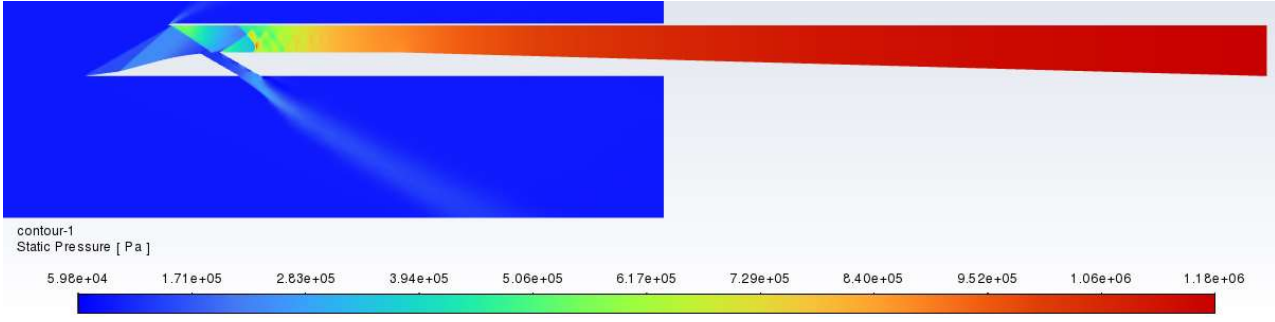
Performans eğrisini haritalamak için hava tahliyesiz sistemden elde edilen deneyim kullanılmıştır, tıpkı hava tahliyesiz sistemde olduğu üzere 750 kPa yanma odası basıncından başlanmış ve aynı prosedür kullanılarak haritalama gerçekleştirilmiştir. Hava tahliye sistemi ile daha yüksek TPR değerlerine çıkılabileceği öngörüsüyle daha yüksek yanma odası basınçlarına çıkılabileceği tahmin edilmiş ve bu doğrultuda yanma odası basıncı artırımı daha büyük adımlarla gerçekleştirilmiştir. Kritik bölgenin geçildiği, analiz sırasında yanma odasından geçen debinin takibiyle anlaşılabilir; bu debi büyük salınımlar sergilediğinde "buzz" evresine girildiği anlaşılmaktadır. Analizin bu noktasında nihai bir yakınsama beklenmesi doğru değildir, çünkü incelenen durum fiziksel olarak sabit bir durum değildir, bir diğer deyişle aynı koşullar gerçek hayatta oluşturulduğu takdirde de debi sabit kalamayacaktır ki "buzz" evresinin tanımı da budur. Bu duruma bir çözüm olarak elde edilen debi salınımlarının ortalaması alınarak ilerlenmiştir ve bu yaklaşımla elde edilen performans haritası incelendiğinde yaklaşımın kabul edilebilir olduğu görülebilmektedir.

Oluşan şok şemaları hava tahliyesiz sistemle oldukça benzerdir, bu noktada bildirinin sadeliği göz önünde bulundurularak bütün şok şemalarına tekrar detaylıca yer verilmemiştir. Bazı şemaların tahliyesiz sistemle farklı olduğu saptanmış ve bu şemaların paylaşılması uygun görülmüştür. Örneğin difüzör kısmında oluşan zincir şok, hava tahliyesiz sistemde de büyük benzerlikler taşımaktadır ancak hava tahliyesi olan sistemde boğaz alanında oluşan şok da zincir şok şeklindedir; hava tahliyesiz sistemde boğaz alanında tek normal şok oluşumu gözlenmiştir. Bu durum 1150 kPa yanma odası basıncında gözlenmiş olup statik basınç kontürleri Şekil 29'de verilmiştir.

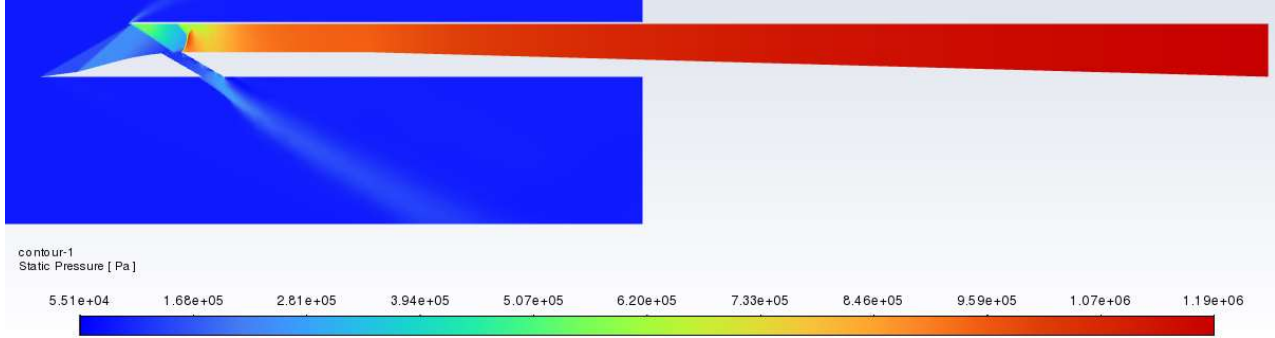


Şekil 29: Hava tahliyesi olan tasarım (8 cm), 1150 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

Normal şok 1175 kPa yanma odası basıncında hava tahliye sistemine oldukça yaklaşmış ve statik basınç kontürleri Şekil 30'de verilen görünüme kavuşmuştur. 1185 kPa yanma odası basıncında ise Şekil 31'te görüldüğü üzere oluşan normal şok hava tahliye sisteminin üzerinde konumlanmaya başlamıştır ve bu noktada MCR'de keskin bir düşüş saptanmıştır.

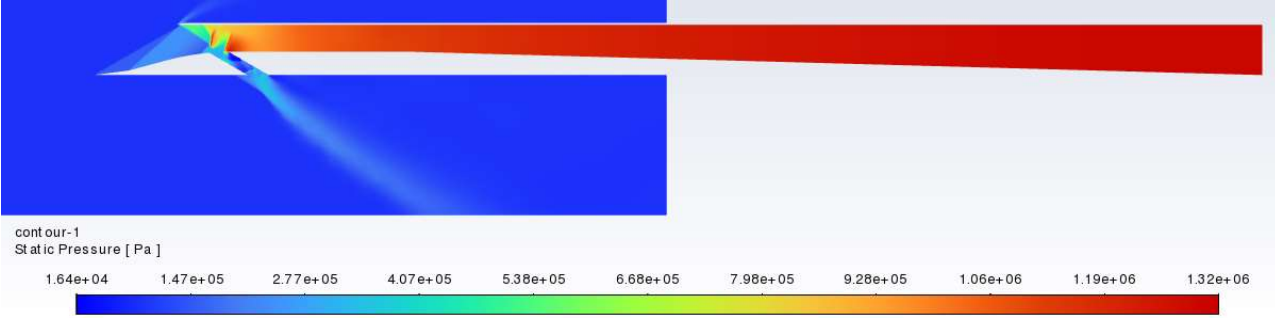


Şekil 30: Hava tahliyesi olan tasarım (8 cm), 1175 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

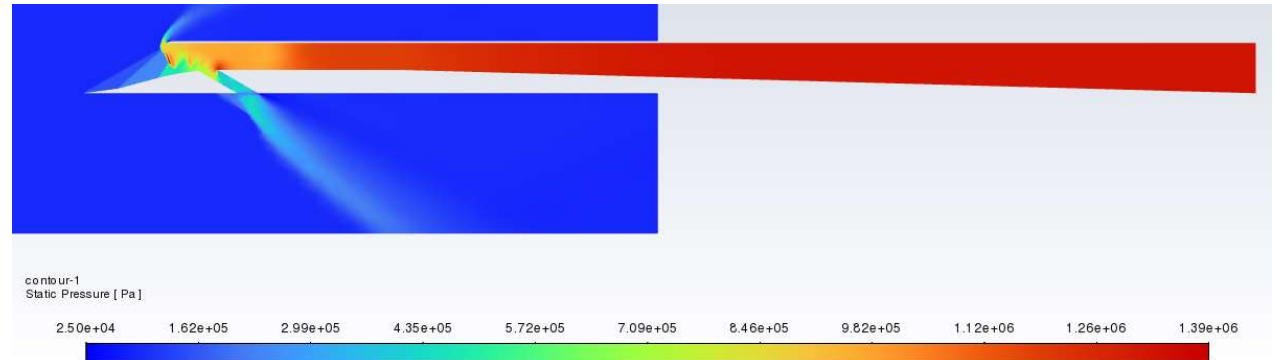


Şekil 31: Hava tahliyesi olan tasarım (8 cm), 1185 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

Yanma odası basıncının daha fazla artması ile ek bir tane daha şok oluşarak 1290 kPa yanma odası basıncında statik basınç kontürleri Şekil 32'te verildiği hale gelmiştir. Bu adımdan sonra yanma odası basıncının daha fazla artışıyla ulaşılabilecek evre hava alığının kasma evresidir ve 1331 kPa yanma odası basıncında ulaşılan bu durumun görünümü Şekil 33'te verilmiştir; bu evreden sonra hızlı bir biçimde debi yakalama oranı kaybedilmektedir.



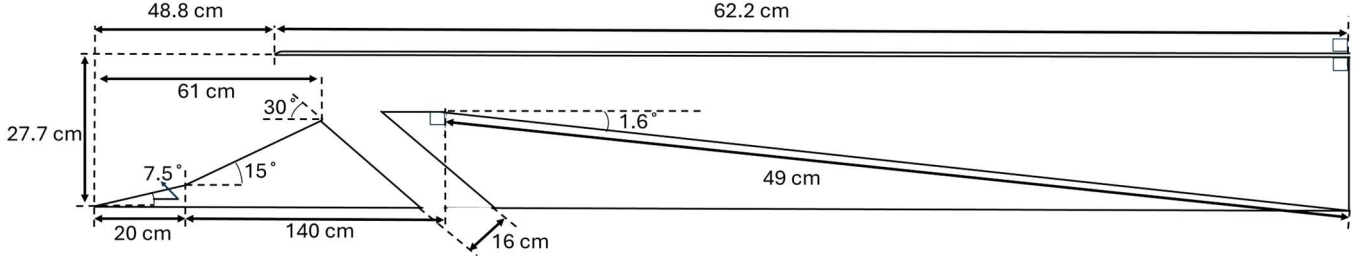
Şekil 32: Hava tahliyesi olan tasarım (8 cm), 1290 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri



Şekil 33: Hava tahliyesi olan tasarım (8 cm), 1331 kPa yanma odası basıncı kasma durumu, statik basınç kontürleri

Hava Tahliyesi Bulunan Ramjet Hava Alığı Performansı (16 cm Genişlik)

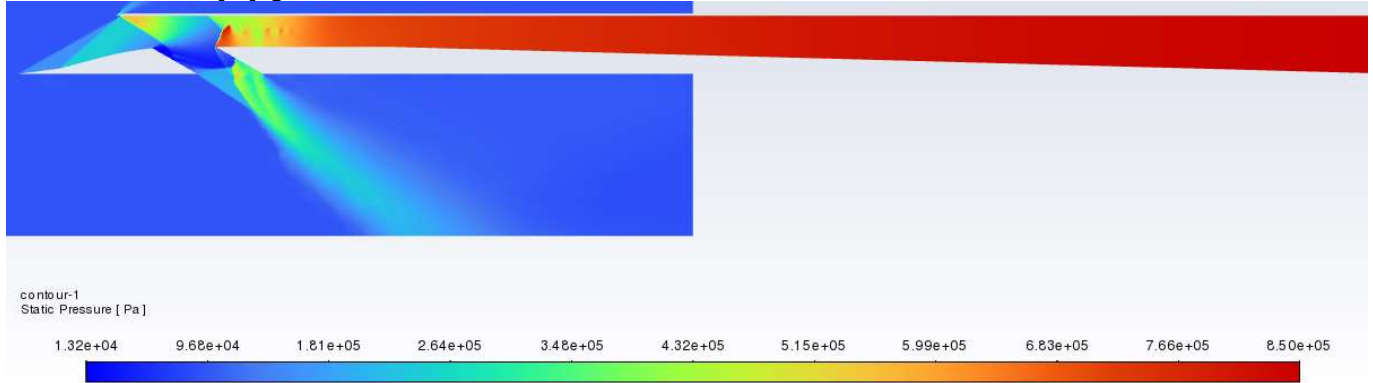
Hava tahliye sisteminin hava alığı performansına etkisini açık şekilde saptayabilmek için hava alığının genişliği 2 katına çıkarılmış (16 cm) ve yine hava alığı ağzından seken ilk şok ortalanacak biçimde konumlandırılmıştır. Geometrinin bütün detayları ve püf noktaları 8 cm genişlik için tasvir edildiği gibidir; ek olarak verilebilecek bir detay 16 cm genişliğin ve seken şokun ortalanabilmesinin aynı anda sağlanabilmesi adına hava tahliye sisteminin rampa kısmına taşmış olduğudur. Bu durum boğaz alanında bir değişikliğe sebep olmadığı için akış fiziğinde hava alıklarının “farklı kılan” bir duruma yol açmayacaktır. Oluşturulan yeni geometrinin şematik görünümü Şekil 34’de verildiği gibidir.



Şekil 34: Hava tahliye sistemi ile güncellenmiş hava alığının geometrik detayları, 16 cm genişlik

Literatür taramalarından yola çıkarak hava tahliye sisteminin genişliği/açıklığı arttığında MCR'nin daha düşük olacağı fakat buna karşılık olarak ulaşılacak en yüksek TPR'nin de artacağı belirtilebilir [Bauer, 2011]. Bu noktada işlemsel güçten kazanmak için analizlerimiz yine aynı yanma odası basıncından başlatılmasına rağmen daha büyük adımlarla artırılmıştır, çünkü daha büyük bir yanma odası basıncında kuma yaşanacağı öngörülmektedir.

Analizlerimiz sırasında elde edilen statik basınç ve Mach sayıları kontürleri hava tahliyesi olmayan ve 8 cm genişlikte hava tahliyesi içeren sistemle çok büyük benzerlik gösterdiği görülmüştür. Bu denemede göze çarpan fark, çok büyük bir hava tahliye sistemi oluşturulduğunda tahliyede de yeni bir şok oluşmasıdır ve bu durum Şekil 35’de açıkça görülmektedir. Burada oluşan şok dalgası tıpkı herhangi bir şok dalgasında olduğu gibi havanın sıkışmasına sebep olmakta, ancak sıkışan hava yanma odasından ziyade dışarıya aktarılmakta ve sonuç olarak hava alığının toplam basınç geri kazanımında düşüş görülmektedir.

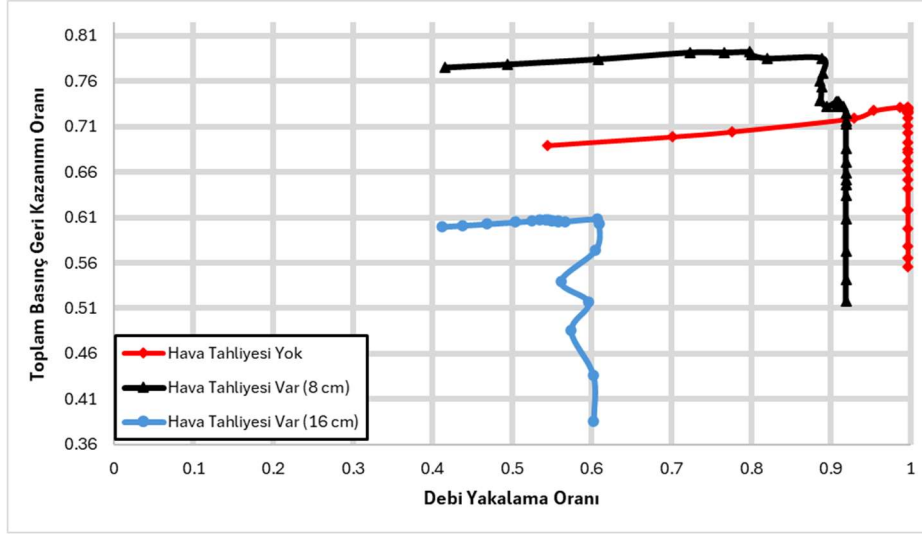


Şekil 35: Hava tahliyesi olan tasarım (16 cm), 850 kPa yanma odası basıncı, statik basınç kontürleri

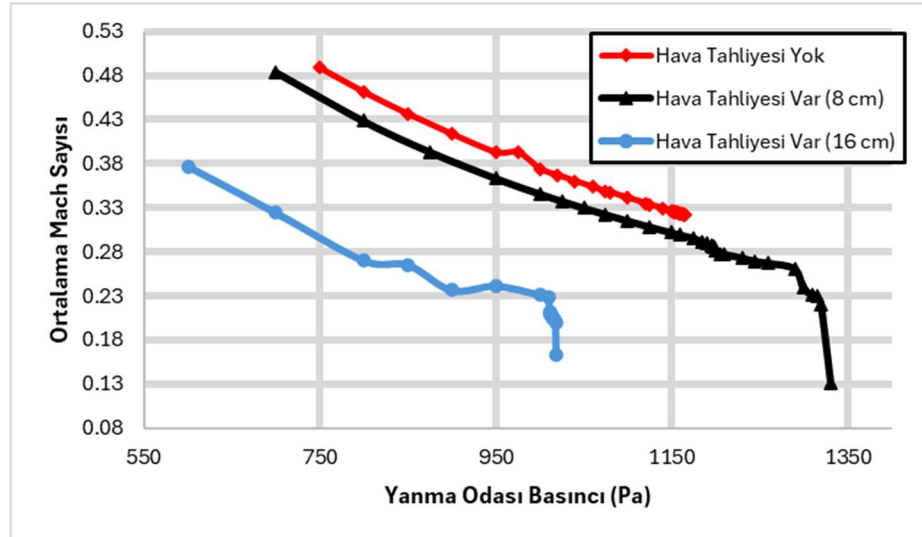
Bu noktada özellikle belirtmelidir ki merak konusu hava tahliye sistemi fazlaca genişletildiğinde neye sebep olduğudur. Öyle ki literatürde hava tahliye sisteminin geniş tutulması daima toplam basınç geri kazanımı için faydalı olarak gözükmektedir [Bauer, 2011]. Ancak bu tahliye sistemi için yapılan analizden elde edilen sonuçlara göre çok geniş hava tahliye sistemleri, hava tahliyesi bulunmayan sistemlerden dahi daha düşük toplam basınç geri kazanımı oranına sebep olabilmektedir.

Çıktılar ve Karşılaştırma

3 farklı sistemden elde edilen TPR-MCR eğrileri (Toplam Basınç Geri Kazanımı Oranı – Debi Yakalama Oranı) aşağıda Şekil 36'de, arka basınca karşılık yanma odasına iletilen havanın ortalama hızı ise Şekil 37'de sunulmuştur.



Şekil 36: Oluşturulan hava alıklarının performans eğrileri

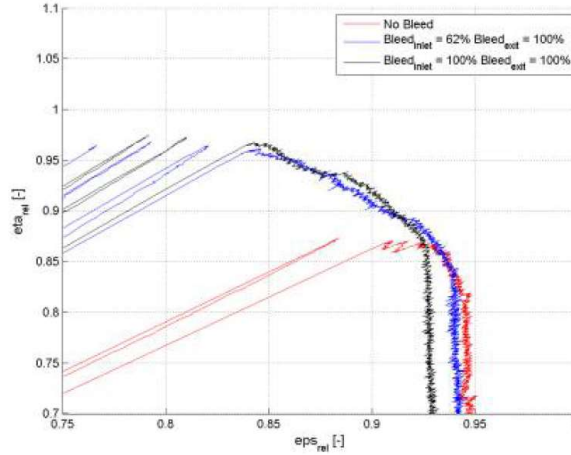


Şekil 37: Çıkış basıncına karşılık yanma odasına iletilen havanın ortalama Mach sayısı

Öncelikle hava tahliyesi olmayan sistem 1166 kPa, 8 cm genişlikte hava tahliyesi olan sistem 1331 kPa, 16 cm genişlikte hava tahliyesi olan sistem 1019 kPa'da kuma fenomenini sergilemiştir. Hava tahliyesi bulunan sistemlerde daha yüksek yanma odası basınçlarına kusmadan çıkılabildiği beklenen bir durumdur ve 8 cm genişlikteki hava tahliye sistemi bu beklentiyi karşılayabilmiştir. Kusmadan yüksek yanma odası basınçlarına çıkabilmenin avantajı herhangi bir basınç dalgalanmasında hava alığını "buzz" evresinden ve kusmadan daha uzak tutabilmektir; bu nedenle hava tahliyesi içeren sistemin mevzu bahis konuda avantajlı olduğu belirtilebilir. 16 cm genişlikteki tahliye sisteminin daha düşük basınçta kumaya başlaması ise tahliye sisteminin fazla genişleyip yanma odasına yaklaşması ve normal şokun böylece daha kolay tahliyeye ulaşabilmesidir. Anlaşılacağı üzere tahliye sisteminin genişliği üzerinde bu anlamda da bir kısıt bulunmaktadır. Bauer'ın Şekil 38'de verilen çalışmasına göre hava tahliye sistemi bulunduğu takdirde daha yüksek toplam basınç geri kazanımı oranlarına ulaşabilmektedir. Öte yandan tahliye sisteminden hava çıkışı olduğu için debi yakalama oranı düşmektedir. Bu beklentiler hava tahliyesiz sistem ile 8 cm genişlik içeren hava tahliyeli sistem göz önünde bulundurulduğunda analiz sonuçlarıyla uyusmaktadır. Ancak 16 cm genişlikteki tahliyede diğer tahliye sisteminden farklı olarak bir de kendi üzerinde şok oluşması ve normal şokun tahliyeye konum olarak çok daha kolay ulaşabilmesi

sebepleriyle bu beklenti karşılanmamaktadır. Bu noktada elde edilen çıkarım, normal şokun hava tahliye sistemi üzerine ne kadar geç erişilmesi sağlanırsa toplam basınç geri kazanımı oranının o kadar artabileceği ve tekrar şok oluşacak kadar büyük bir tahliye sistemi açıklığı yapılmaması gerektiridir.

Performans eğrileri karşılaştırıldığında hava tahliye sisteminin genişliği arttıkça debi yakalama oranının düştüğü gözlemlenmiştir; daha büyük bir genişlik bulunduğu daha fazla havanın tahliye ediliyor olması beklentinin dışında değildir ve Bauer'ın Şekil 38'de verilen çalışmasında da bu durum görülmektedir.



Şekil 38: 2.7 Mach serbest akış koşulunda farklı hava tahliye sistemi açıklıklarının performans eğrileri [Bauer, 2011]

Ulaşılabilen en büyük toplam basınç geri kazanımı oranı hava tahliyesi bulunan sistemde 0,732, 8 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan sistemde 0,792, 16 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan sistemde 0,608'tür. Sarı bir şekilde görülmektedir ki havanın enerjisi daha az kayıplarla yanma odasına aktarılmak istendiğinde hava tahliye sistemi başarılı bir çözüm haline gelmektedir. Ancak abartılı tahliye genişlikleri bu hususta tam tersi bir etki yaratmaktadır; sonuç olarak hava tahliye sisteminin genişliğinin belirlenmesi de bir en iyileme konusudur. Öte yandan çok fazla debinin kaybedilmesi, yanma odasında ihtiyaç duyulan oksijen miktarında problem oluşturabilmektedir. 8 cm genişlikte hava tahliyesi içeren sistem için TPR-MCR grafiğinde TPR=0,75 civarında yaşanan debi geri kazanım oranındaki düşüşün sebebi normal şokun tahliye sistemi üzerinde konumlanmasıdır. Şok bu noktayı geçtikten sonra grafiğimiz beklendiği şekilde bir görünüme kavuşmaktadır. 16 cm genişlikte hava tahliyesi içeren sistemde ise kritik noktaya ulaşılan dek salınımla ilerlemenin sebebi tahliye sisteminde şok oluşması ve her yeni yanma odası basıncında bu şok yapısının değişerek performans eğrisinde değişime sebep olmasıdır; bu noktada çok büyük genişlikte hava tahliye sistemi kullanıldığında sistemde büyük salınımların gözlemlenebileceği de belirtilebilir.

Şekil 37'ye bakıldığında hava tahliye sistemi bulunduğu ve tahliye edilen havanın miktarı arttığında (bir diğer deyişle tahliye sisteminin genişliği arttığında) yanma odasına iletilen havanın ortalama Mach sayısının düştüğü anlaşılabilir. Daha düşük miktarda havanın ses hızının altında iletiği hususu göz önünde bulundurulduğunda bu durum beklenen bir sonuçtur. Yanma için daha yüksek hızlarda havanın daha iyi hava-yakıt karışımı elde etmeye yardımcı olacağı düşünülürse ne genişlikte bir hava tahliye sisteminin kullanılacağı karşımıza yine bir en iyileme durumu olarak çıkar. Öte yandan hava tahliyesi bulunmayan ve 8 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan sistemin eğrileri karşılaştırıldığında davranışların oldukça benzer olduğu görülebilir. 16 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan sistem için bu eğrinin pek de "yumuşak" olmadığı görülebilir; bu durumun sebebi önceden bahsedildiği üzere farklı yanma odası basınçlarında tahliye sisteminde oluşan şok yapısının değişerek salınımlı sonuçlara yol açmasıdır. Yine de grafiğin ortalaması takip edildiğinde sergilenen davranışın oldukça benzer olduğu görülebilir. Bir diğer sonuç ise 8 cm hava tahliyesi bulunan sistemde daha geniş bir bantta Mach sayısı taranabildiğidir; eğer tasarım sırasında yanma odasına iletilen havanın hızı değiştirilmek istenirse hava tahliyesi bulunan bir sistem başarılı bir çözüm olacaktır.

SONUÇ

Bu çalışmada öncelikle ramjet hava alığı tanımından, hava tahliye sisteminden ve bu konseptler üzerinde çalışmak hakkındaki motivasyondan bahsedilmiştir. Daha sonra temel amacımız olan hava tahliye sisteminin ramjet hava alığına etkisinin saptanması ve farklı hava tahliye sistemlerinin incelenerek karşılaştırılması hususunda ilerlenebilmesi için HAD çözüm ağının doğrulama çalışması yürütülmüştür. Bu süreçte literatürde çokça denenmiş bir çalışma olan Herrmann'ın çalışması kullanılmış ve HAD analizi sonuçlarımız deney sonuçlarıyla karşılaştırılarak çözüm ağı oluşturma tekniği doğrulanmıştır. Hava tahliye sistemlerinin etkileri çok rampalı hava alıklarında daha belirgin olduğu için çok rampalı bir ramjet hava alığı tasarlayabilen parametrik bir algoritma oluşturulmuş ve HAD analizleri ile algoritmanın doğruluğu gösterilmiştir. Hava tahliyesi bulunmayan, 8 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan ve 16 cm genişlikte hava tahliyesi bulunan 3 hava alığı tasarlanmış ve her biri için HAD analizleri ile performans eğrisi ve yanma odası basınçlarına karşılık ortalama çıkış Mach sayısı eğrileri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar birbiri ile detaylıca karşılaştırılmış ve bazı önemli bulgulara vurgu yapılmıştır. Bu bulgular optimum genişlikte ve konumda bir hava tahliye sistemi ile yanma odasına alınan havanın enerjisinin ne kadarının korunabildiğini ifade eden toplam basınç geri kazanımının en az %8.3 oranında artırılacağı fakat buna karşılık debi yakalama oranında düşüş yaşanabileceği yönündedir. Hava tahliye sistemi mevzu bahis yönleriyle daima avantajlı gibi gözükmediği için daha geniş hava tahliye sistemleriyle daha yüksek toplam basınç geri kazanımı oranlarına erişilmesi merak konusudur ve literatürde incelenmemiştir. Tahliye sisteminin fazlasıyla geniş tutulması sonucunda ne gibi durumlarla karşılaşılacağı (toplam basınç geri kazanımında büyük düşüş, karaklılık dışı çalışma) sunulmuş ve bu genişliğin belirli bir sınırının olduğu, konumuyla beraber bir en iyileme problemi haline büründüğü gösterilmiştir. Bu çalışmadan edindiğimiz deneyime dayanarak ilerleyen çalışmalarda hava tahliye sisteminde şok oluşmasını engelleyecek bir sistem kurgulanıp geniş bir tahliyenin kararlı biçimde çalışmasını sağlayacak bir sistem üzerinde araştırma yapılabileceğinin altı çizilmelidir.

Kaynaklar

- Abedi, Askari, Fard, A., Mehrdad, A., Mostoufi, K., R., Soltani, M., 2019. *Angle of Attack Investigations on the Performance of a Diverterless Supersonic Inlet*, Journal of Applied Fluid Mechanics, Cilt. 12, No. 6, s. 2017-2030
- Agha, M., Khanaposhtani, V., Mirzabozorg, S., Nekoufar, K., Ommi, F., 2010. *A New Approach for Supersonic Diffuser Design*, Journal of Applied Sciences Research. Cilt. 6, s. 401-414
- ANSYS, "Pre-Analysis & Start-up — Lesson 2 - Ansys Innovation courses," Pre-Analysis & Start Up — Lesson 2, <https://courses.ansys.com/index.php/courses/supersonic-flow-over-a-wedge-using-ansys-workbench/lessons/pre-analysis-start-up-lesson-2-39/> (erişilme 29 Mart 2024).
- Ding, F., Huang W., *Numerical validation and back-pressure effect on internal compression flows of typical supersonic inlet*, The Aeronautical Journal, Cilt. 119, No. 1215, s. 631-646
- Herrmann, C.D. ve Koschel, W.W., 2002. *Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake*, AIAA Paper 2002-4130, Indianapolis/Indiana, 10-12 Temmuz.
- Mahoney, J.J., *Inlets for Supersonic Missiles*, AIAA Education Series / Washington, Kasım 1990.
- NASA, "Oblique shock waves," NASA, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/oblique.html> (erişilme Mar. 29, 2024).
- Sepahi-Younsi, Javad & Feshalami, Behzad & Maadi, Seyed Reza & Soltani, Mohammad. (2018). Boundary layer suction for high-speed air intakes: A review. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 233. 095441001879326. 10.1177/0954410018793262.
- Bauer, C., Kurth, G., 2011. *Importance of the Bleed System on the Overall Air Intake Performance*, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011-5759. San Diego, California, 31 Temmuz – 3 Ağustos.