



Araştırma Raporu

Süpersonik Hızlı Roketler Araştırma Raporu

19.08.2021

Halit Yusuf Genç
İ.T.Ü. PARS Roket Grubu, Aerodinamik Bölümü

Terminoloji

I. Giriş.....	3
II. Burun Konisi.....	4
III. Kanatçıklar.....	5
IV. Havalandırma Deliği.....	10
V. Referanslar.....	14

1) Giriş

Bu araştırma raporumuzda süpersonik bir uçuş sergileyen roketlerin aerodinamik açıdan tasarım süreçlerinde nasıl yöntemler izlendiğine ve bu yapılan araştırmalara göre elde edilen uygun tasarımlara değineceğiz.

Aerodinamik bölümünü ilgilendiren bu araştırmanın detaylı kaynağı referanslara eklenmiş olup bu kaynakçamız gerek mekanik gerekse elektrik-elektronik bölümlerinin de çok işine yarayacak bilgiler ve analizler içermektedir. İlgilenen herkesin en azından bir göz gezdirmesi şiddetle tavsiye edilir.

Referans olarak incelediğimiz raporumuz The University of Akron tarafından IREC yarışmasına “Two-Stage Supersonic Rocket” dalından katılacak bir takımın araştırma raporudur.

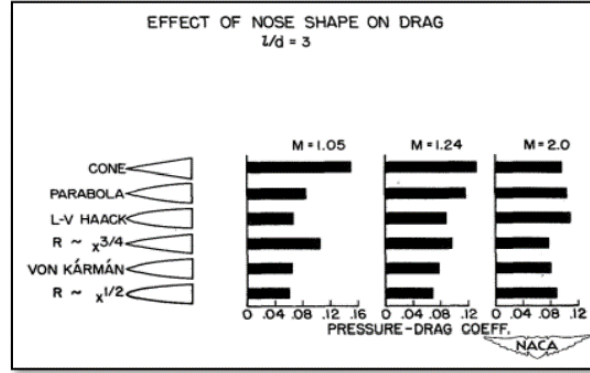
Link:

https://ideaexchange.uakron.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2100&context=honors_research_projects

Rapora Göre İki Kademeli Supersonik Bir Roketin Sağlıklı Uçuşu İçin Gerekli Genel Aerodinamik Şartlar Şu Şekildedir:

- Fırlatma aracı tasarımında bir denge balast sistemi kullanılmalıdır.
- Kanat çarpıntısı güvenlik faktörü imalat öncesi en az 1.3 olmalıdır.
- Kanatçık bağlantı sistemi, kanat tasarımlarının istenildiğinde değiştirilmesine izin verecektir.
- Fırlatma aracının ve her aşamanın stabilite marjı en fazla 3.50 olacaktır.
- Fırlatma aracının ve her aşamanın stabilite marjı en az 1.75 olacaktır.
- Üst kademe kanatçıkları ayırma sistemine fiziki olarak müdahale etmeyecektir.

2) Burun Konisi



- The National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) tarafından yayınlanan bu tabloya göre $X^{1/2}$ şekli, süpersonik hızlarda potansiyel olarak daha düşük bir sürtünme seçeneği sunsa da üretim aşamasının zorluğu ve mevcut imkanlar dahilinde bu burun konisinin hazır satın alınmasının mümkün olmamasından ötürü referans takımımız bu burun konisini tercih etmemiştir.
- Genel olarak burun konisinin en-boy oranı olarak adlandırılan incelik oranı, roket için kritik Mach sayısına ulaştığında yaşanan sürüklenme olan “dalga sürüklenme katsayısı” değerini azaltmak için önemlidir. NACA tarafından yapılan testler, burun konisinin uzunluğunun çapına oranı olan incelik oranının süpersonik hızlar için yaklaşık 5:1’lik bir oranda ideal olduğunu belirtmiştir. Ayrıca 5:1 oranlık burun konisi 5.5:1 oranlık burun konisine kıyasla daha hafif olduğundan dolayı seçim olarak en uygun opsiyon olarak belirlenmiştir.
- Bunlara ilave olarak, yapılan NACA araştırmaları Haack Serisi profillerin 1.2 Mach’daki hızlar için en verimli olduğunu belirtirken, yapılan uçuşun tamamının bu hızda olmadığını altını çizmekte fayda vardır. Bundan dolayı takımların OpenRocket gibi uygulamaları ve matematik formüllerini kullanarak hesaplamalar yapmaları gerekmektedir. Referans takımımızın yaptığı araştırma sonuçlarına göre Von Karman tipi bir burun konisi; sürüklenme, irtifa, maliyet, üretim kolaylığı açısından en uygun burun konisi tercihi olacaktır.
- Üretim malzemesi olarak fiberglass ya da karbon fiber tercihleri yapılabilir. Karbon fiber malzeme olarak daha hafif olmasına rağmen roket içerisindeki cihazların iletişimine engel olma sorununu da beraberinde getirmektedir. Bu tarz bir görev tanımı olmadığı takdirde karbon fiber gayet iyi bir tercihtir.

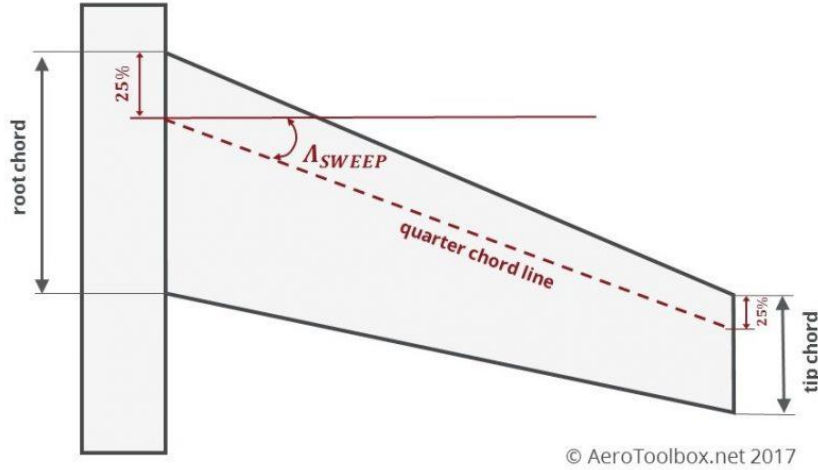
Nose Cone Design	Altitude (ft)	Max Drag (lbf)	Max Velocity (ft/s)
Conical	26,829	192.1	1,233
Ogive	28,251	180.3	1,270
Ellipsoid	27,856	174	1,263
Power Series	28,855	169.1	1,288
Parabolic Series	28,516	174.2	1,279
Haack Series (Von Karman)	28,869	169.3	1,289

Burun Konisi Ucu:

- Süpersonik uçuşlarda takımlar roketin uç kısmında izantropik bir akış varsayar. Yüksek hızın da etkisiyle burun konisinin yanması gibi bir durumun söz konusu olmaması için burun konisinin uç kısmının ısıya daha dayanıklı bir malzemeden yapılması uygun görülmüştür. Bu malzeme de alüminyum olarak belirlenmiştir. Yapılan testlerde 1.2 Mach hızında dahi bir sıkıntı teşkil etmeyeceği gözlemlenmiştir.

3) Kanatçıklar:

- Daha fazla kanatçık demek, daha fazla ağırlık ve daha fazla sürtünme anlamına gelmektedir. Bu sebeplerden dolayı da referans takımımız her kanatçık seti için üç adet kanatçık kullanmayı uygun görmüştür. Ayrıca takım sürtünmeyi azaltmak ve gövde üzerinde daha düzgün hava akışını teşvik etmek için her iki kanat setini de radyal olarak hizalı tutulacak şekilde tasarlamıştır.
- Kanatçık tasarımında “sweep angle” yani tarama açısı arttıkça, fırlatma aracının direnci azalır, ancak bununla beraber stabilite değerimiz de azalır. Bu nedenle, sürtünmeyi mümkün olduğunca azaltırken yeterli bir stabilite marjının korunmasını sağlamak için uygun bir tarama açısı bulunmalıdır.



- Bu tarama açısı için yapılan araştırmalarda OpenRocket ve RockSim simülasyon yazılımları 70 derecenin üzerindeki tarama açılarında genel roket tasarımının stabilite marjında bir düşüş göstermiştir. Bu nedenle ekip, mümkün olduğunca dik, ancak her iki etap için 70 derecenin altında bir öncü tarama açısı kullanmayı planlamıştır. Bunu

kullanarak takım, yarışma ve uçuş için belirlenen stabilite gereksinimleri dahilinde kalırken, süpürme açısını da mümkün olduğunca artırmaları gerektiğine karar vermiştir.

- Yüksek hızlardaki uçaklar incelendiğinde bu tarama açısının olabildiğince büyük tutulduğu da bu araştırmayı bir bakıma doğrulamaktadır.

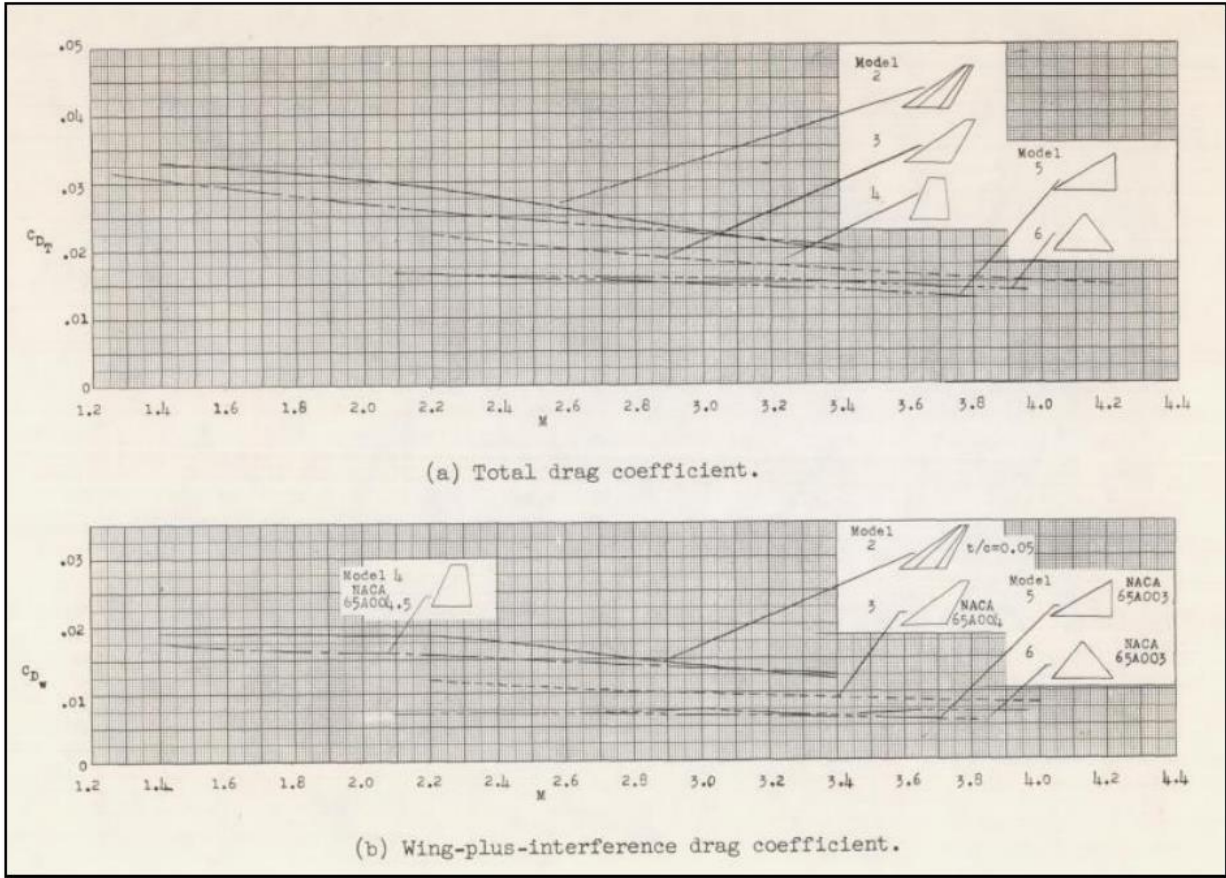


Figure 12 - NACA fin testing results for supersonic speeds

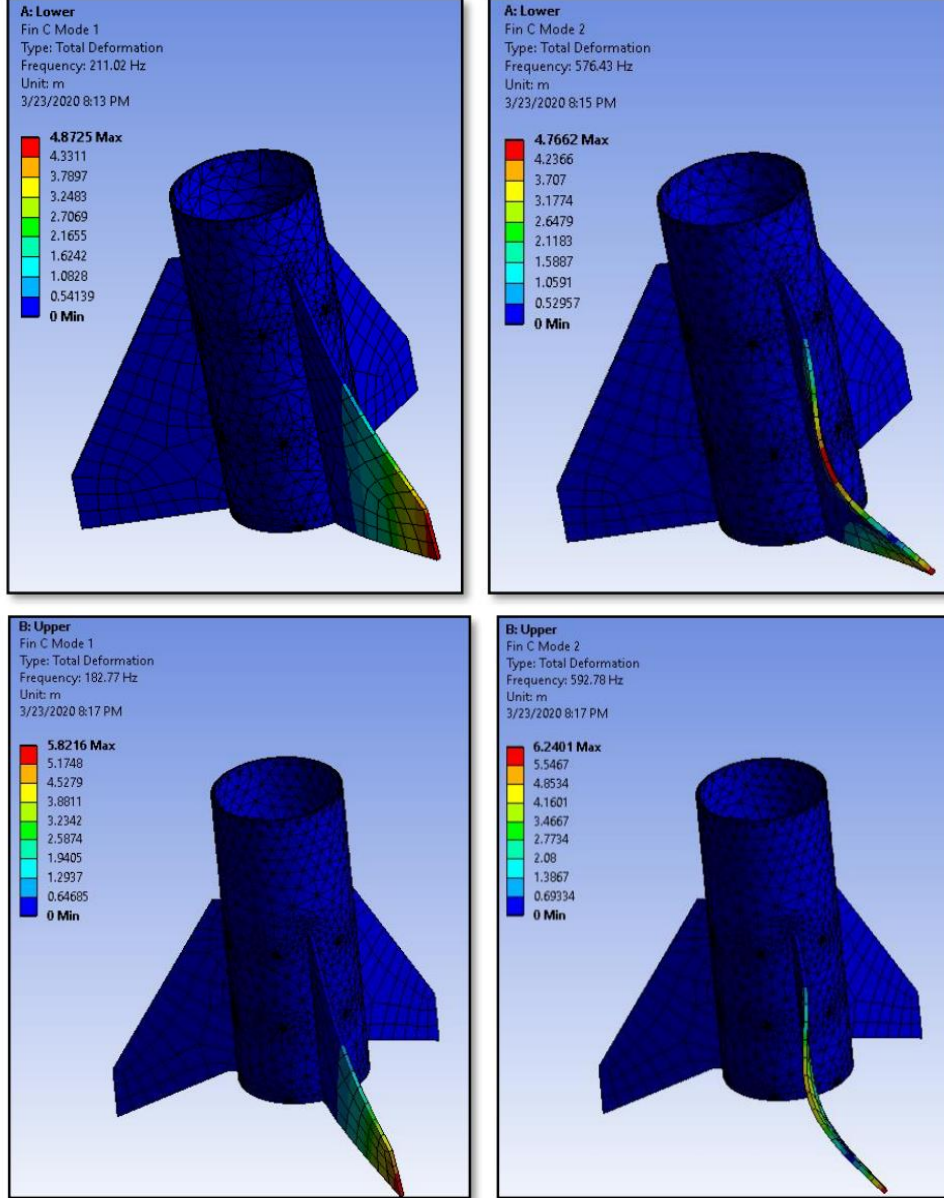
- Referans takımımızın yaptığı araştırmaya ve OpenRocket'teki uçuş simülasyonlarına dayanarak, arka kenar taramasının irtifa veya sürüklenme üzerinde önemli bir etkisi olmadığına, ancak stabiliteyi etkileyeceği öngörülmüştür. Uygun kanatçık olarak aşağıdaki iki şekil arasında kalan takım, üretim kolaylığı ve istikrar için ikinci aşamada kullanılacak tasarım için daha çok kırpılmış delta kanat tasarımına yönelmiştir. Bunun yanı sıra kırpılmış delta tasarımı, roketin kurtarılması sürecinde kanatçığın yere çarpıp kırılması veya yamulması gibi olasılıklara karşı da gayet güvenli bir tercihtir. Kanatçığın kesitinin airfoil olması durumunda bu tasarım sürüklenmeyi oldukça azaltacak olmasına rağmen üretimi imkansızca yakındır.



- Roketlerin yerel hızı, ses hızına ulaştığında, önemli miktarda sürtünmeye neden olacaktır. Bunun nedeni normale yakın bir şok dalgasının oluşmasıdır. Böylece roket için belirlenen kritik Mach sayısının değeri ne kadar yüksek olursa veya araç yerel akışı Mach hızına ulaşmadan ne kadar hızlı gidebilirse, roketin karşı karşıya kalacağı sürtünme de o kadar az olacaktır.
- Bunu belirlemek için ekip, ANSYS Workbench ve Fluent'e iki uçuş profili kurdu ve yerel akışın ses hızına ulaştığı noktayı buldu. Yukarıdaki iki kanatçık tipi de bu analize tabi tutuldu.
- Bununla birlikte, görselleştirme, hangi tasarımın daha optimal olduğu konusunda bariz bir seçim vermediği için takım roketin yüzeyindeki hızlarını ile giriş hızlarını karşılaştırıp gelen sayısal sonuçları araştırmak zorunda kaldı. Ve bu araştırmalar sonucunda iki tasarımın da kritik Mach sayısının birbirine oldukça yakın olduğu görüldü. Bundan dolayı hangi kanatçığın tercih edileceği sürüklenme açısından çok da önemli değildi. Bu da kırpılmış delta seçiminin en doğrusu olduğunu netleştirmiş oldu.

Kanat Çarpıntısı:

- Kanat çarpıntısı, geometri, malzeme ve akışkan özelliklerinden dolayı kanatların aerodinamik kararsızlığıdır. Daha az roket stabilitesi ve ek ağırlık için daha küçük kanatçıklar ve daha güçlü malzemelerden tasarlanarak rokete dahil edilebilir. Bu kanatçıkların tıne ANSYS üzerinden doğal frekans testine tabii tutulması gerekmektedir.



- Referans takımımızın yaptığı sonuçlara bağlı olarak elde edilen doğal frekanslar, bir sonik patlama zorunlu frekansının maksimum aralığının çok üstünde ve iki katından fazladır. Bu nedenle, sonik patlama bu yapıların frekans nedeniyle rezonansa girmesine neden olmaz. Bu, ekibin kanat tasarımlarına olan güvenini daha da artırmıştır.

Kanat Çırpıntısı Formülü:

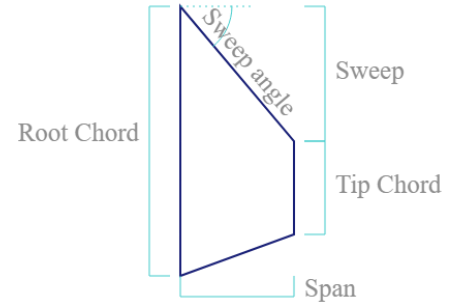
$$\star V_f = \alpha \sqrt{\frac{G}{\frac{1.337(AR)^3(P)(\lambda + 1)}{2(AR + 2) \left(\frac{t}{C_r}\right)^3}} \text{ ft/s} \star$$

Değerlerin tek tek ayrı hesaplamaları aşağıda mevcuttur. Önce hesaplanmaların yapılması ardından da bu değerlerin yukarıdaki formüle konulması gerekmektedir. **Formüldeki birimler AMERİKAN STANDARTLARINA GÖREDİR ! (inch, feet, lb, psi, Fahrenheit)**

C_r (Root Chord) : Kanatçığın gövdeye temas eden kenarının uzunluğu (in.)

C_t (Tip Chord) : Kanatçığın en dış kenarının uzunluğu (in.)

A single fin:



t (Thickness) : Kanatçık kalınlığı (in.)

b (Semi - Span) : Bir kanatçık açıklığı (in.)

G (Shear Modulus of Aluminum) : Alüminyum kayma modülü (psi)

h (Height of Maximum Velocity) : Maksimum hıza ulaşılan yükseklik (ft.)

$$S = \frac{(C_r + C_t)}{2} b \text{ in}^2$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$

$$T = 59 - 0.00356(h) \text{ } ^\circ F$$

$$\alpha = \sqrt{1.4(1,716.59)(T + 459.7)} \text{ ft/s}$$

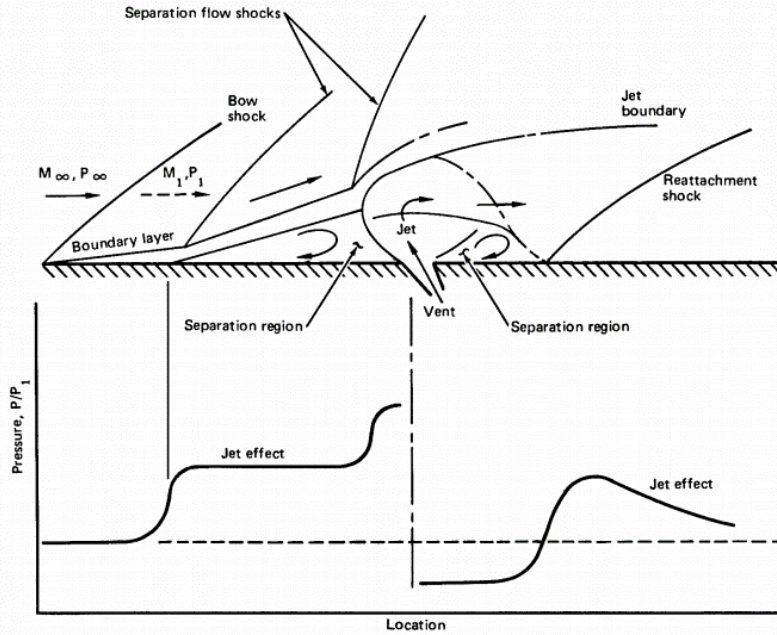
$$P = \frac{2116}{144} \left(\frac{T + 459.7}{518.6} \right)^{5.256} \frac{\text{lb}}{\text{in}^2}$$

4) Hava Tahliye Delikleri

Bir roket süpersonik hızlarda uçuşlar gerçekleştirdiğinde, roket gövdesinin ciddi bir basınca maruz kalacağı unutulmamalıdır. Buna ilave olarak yüksek irtifalarda oluşan basınç azalmasından dolayı da roketin üzerine binecek ekstra bir yük mevcuttur. Roketin iç ve dış basınç farklarından etkilenerek zarar görmemesi ve eğer faydalı yük taşıyan bir roket kullanıyorsanız roketin burun konisinin erken açılmaması için bu basınçların roketin iç ve dış kısmında eşitlenmesi gerekmektedir. Bu da roketlerin tasarımlarına hava tahliye delikleri açılarak gerçekleştirilebilir.

Deliklerin boyutları roket tasarımına ve uçuş hızına göre analitik olarak hesaplanmalıdır. Eğer deliğimiz mevcut koşullar için çok küçük kalırsa, iç ve dış basıncın arasındaki dengeleme sağlanamaz ve basınç boşalmasının kritik seviyelere (Yaklaşık 1 Mach) gelmesi sonucunda akış boğulması dediğimiz durum gerçekleşir. İzentropik bakış açısından bu durum herhangi bir sorun yaratmıyor gibi görünse de, aslında birtakım şok dalgalarına yol açacaktır. Bundan dolayı da mühendislik hesaplamalarında boğulmuş akışlar istenmeyen durumlardır ve gerekli hesaplamalar yapılarak bu gibi durumların önüne geçilmelidir.

Bir diğer önemli husus ise deliklerin konumudur. Bu bahsedilen konum her roket tasarımında farklı bir yerdedir. Ancak hepsinde ortak olan husus bu deliğin açılacağı yüzeydeki basıncın minimum olması gerektiğidir. Eğer roketinizin gövdesinde bulunan akış lineer değilse, bu durumda roketin hava tüneli testine veya detaylı HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) yani CFD analizlerine sokulması gerekmektedir. Bu test ile beraber yüksek basınca sahip olmayan ve şoktan arındırılmış konumlar tespit edilmeli ve roketin havalandırma delikleri de bu konumlara açılmalıdır. NASA 1970 yılında yayınladığı eski bir araştırmada, havalandırma deliğinin açılacağı konumda bulunan faydalı yükün kaplama yüzeyi üzerindeki statik basınç ve aynı konumdaki ortam basıncı arasındaki farkın sifıra yakın olmasını önermiştir.

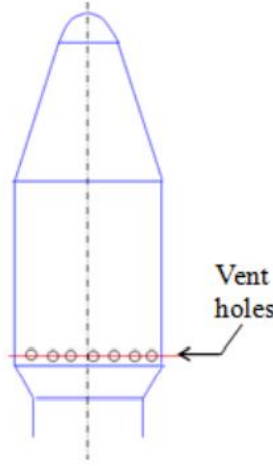


Havalandırma Deliklerinin Yüzeydeki Akışa Etkisi

Bu durumu yüzeysel bir örnekle de açıklayabiliriz:

- Mesela uçan bir roketin burun konisindeki dış basınç, iç basınçtan daha büyüktür ve eğer biz burun konisi üzerine hava tahliye delikleri açmışsak bu durumda roketin içine tek yönlü bir giriş başlar ve akışımızda ciddi bozulmalar meydana gelir. Ancak dediğimiz üzere bu oldukça yüzeysel bir örnektir. İşin asıl kısmında çok daha farklı ve kompleks sorunlar ortaya çıkacaktır. Çünkü roketin bulunacağı hızda, hava tahliye deliklerinin davranışını kesin olarak tahmin etmek zordur. Havalandırma deliklerinde bulunan akış oldukça kompleks durumdadır. Birkaç varsayım üzerinden teorik olarak yaklaşık tahminler yapılabilse de akışın izlediği yolları ve akış karakteristiğini, deneysel veriler olmadan saptamak hatalı sonuçlar elde etmemize sebep olacaktır. Bunlara ilave olarak çevre sıcaklığı ve zaman içerisindeki hız değişiminin bu deliklerin davranışını değiştirebileceği de unutulmamalıdır.

R. C. Mehta



NASA 1970'te yayınladığı aynı makalede, hava tüneli deneylerinde öncelikle ölçeklendirilmiş deneyler yaptıklarını ancak bu ölçeklendirilmiş analizlerin birebir boyuttakilerle uyuşmadığını belirtmiştir. Çünkü bu ölçeklendirme sürecinde, ölçeklendirilmesi unutulabilecek birçok etken ve gerçek hesaplamalarda ortaya çıkabilecek ancak ölçeklendirildiği için gözle görülemeyecek boyutta kalan bazı etkileşimler de vardır. Sadece roket boyunu küçültüp hızını da o ölçüye tekabül eden değerde değiştirmeniz size hatalı sonuçlar verir. Delikler arası mesafelerin küçük ölçeklerde daha kısa olmasına bağlı olarak deliklerden çıkan gazların birbiriyle etkileşmesi, sınır tabaka kalınlığının değişmesi, basınç oranlarının değişmesi, kütle akış hızının değişmesi gibi pek çok durumun es geçilmesi bu ölçeklendirilmiş analizlerde hatalı sonuçlar almanıza sebep olacaktır. Saydıklarımızın yanı sıra, yapılacak olan analiz zamana da bağlı olacağı için roketi ölçeklendirmeye çalışmak ciddi bir dikkat ve karışık hesaplamaları beraberinde getirecektir.

Bu tarz hava tahliye deliklerinin analizi, dördüncü dereceden bir Runge-Kutta yöntemi kullanılarak birinci dereceden doğrusal olmayan diferansiyel denklemin çözülmesiyle gerçekleştirilir ve çözümler elde edilen deneysel sonuçlarla desteklenir. Ve bu şekilde doğru delik tasarımı elde edilmiş olur.

Boşaltma Katsayısı Ve Delik Boyutları

Hava tahliye delikleri için bir diğer önemli değer olan boşaltma katsayısı (Coefficient of discharge - Cd), bir nozulda veya başka bir daraltmada, fiili deşarjın teorik boşaltma oranıdır. Yani nozulün boşaltma ucundaki kütle akış hızının, özdeş bir çalışma sıvısını genişleten ideal bir nozulünkine oranıdır.

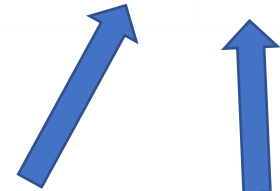
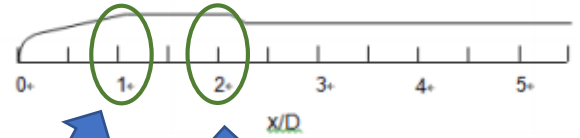
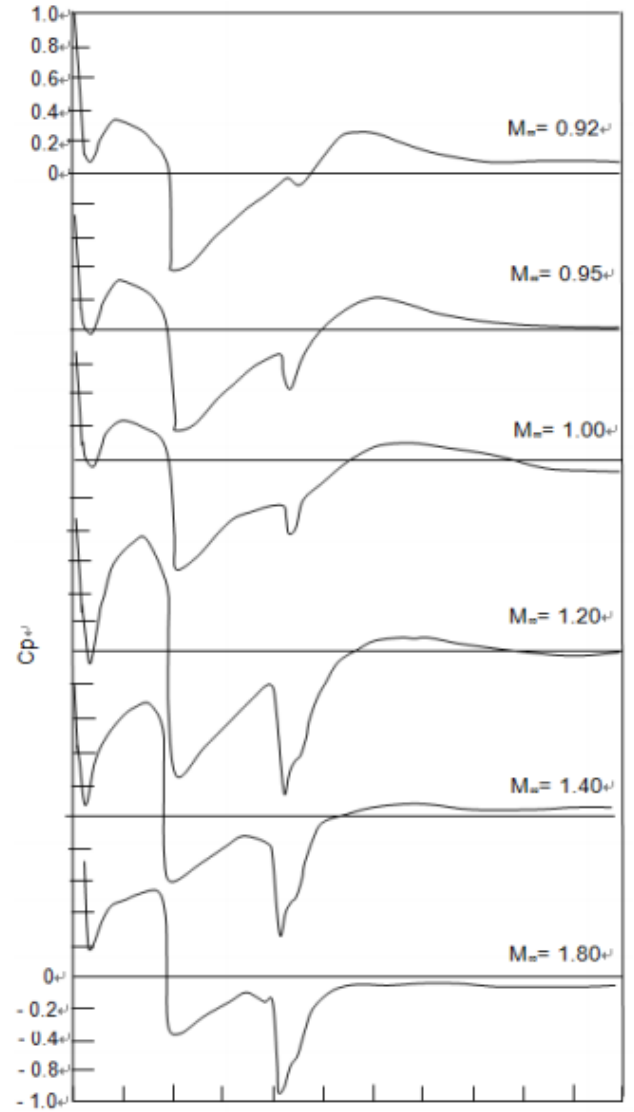
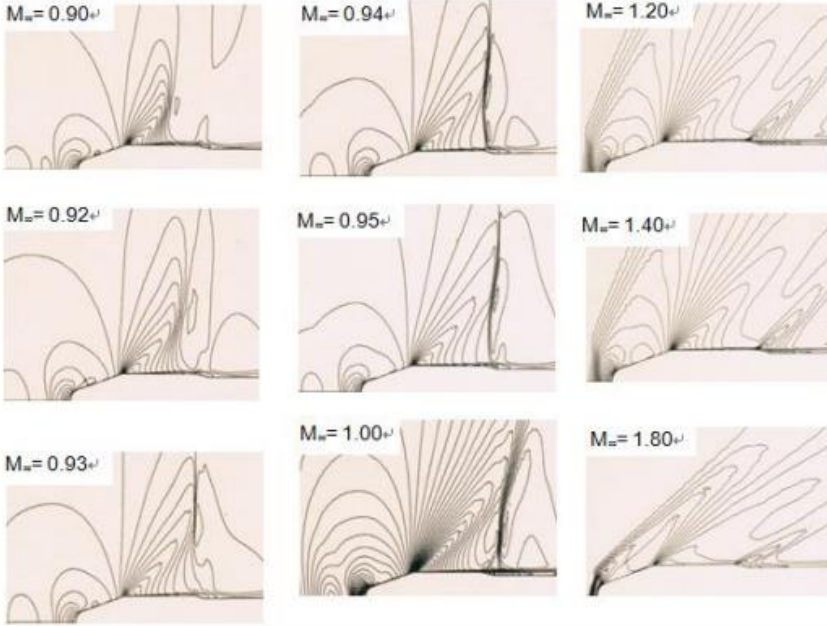
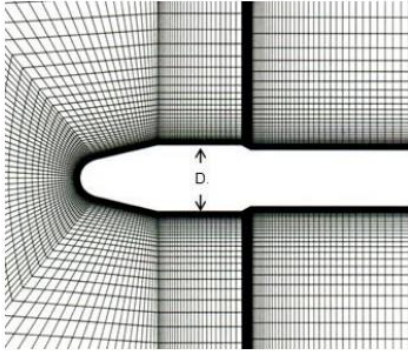
Basınç farkıyla birlikte, akış yukarısının kesit alanı ve nozül alanının bilinmesiyle, kütle ve momentum korunumu kullanılarak bir boru boyunca teorik bir akış hızı hesaplamak mümkündür. Ancak bu teorik akış hızları, sürtünme ve türbülans gibi faktörlerden dolayı, çoğunlukla nozul bölgesinde bulunan borudaki momentum kayıplarını hesaba katmaz. Cd dediğimiz değer de devreye girdiği yer tam olarak burasıdır. Boşaltma katsayısı, gerçek akış ölçer cihazları için bir düzeltme faktörü olarak düşünülebilir. Verilen bir sayaç üzerinden gerçek düzeltilmiş akış hızını hesaplamak de için korelasyon denklemleri kullanılabilir. Cd değeri aynı zamanda Reynolds sayısının veya ilgili akışın giriş ve çıkış kesit alanlarının oranının bir fonksiyonudur. Nozul geometrisi ve ölçülen basınç farkı ile birlikte bu deşarj katsayısı değerlerini kullanarak debiyi hesaplamak da mümkündür.

Yani kısaca özetlemek gerekirse; roketimizin içinde deliklere giren ve çıkan havayı ölçecek bir debi ölçer olmadığı için bu hesaplamaları boşaltma katsayısı kullanarak kolaylıkla yapabiliriz. Bu değerler de bize uçuş süresi boyunca geçilen Mach hızlarına göre delikten giren ve çıkan, ister hacimsel ister kütsel akış hızlarının ne kadar olduğunu gösterecektir. Veya daha ilginç bir kullanım yaparsak, farklı boyuttaki hava tahliye delikleri açılmış ancak aynı tasarıma sahip roketler eş zamanlı olarak HAD (CFD) analizlerine sokulabilir ve boşaltma katsayısına bağlı olarak en uygun delik boyutunu da elde edebiliriz. Boşaltma katsayısı ne kadar büyükse sürtünme ve türbülans gibi etkenlerden kaynaklanan kayıp da muhtemelen o kadar az olacaktır. İdeal delik boyutlarını belirlemek için bu yöntem oldukça kullanışlı durmaktadır.

Basınç Katsayısı Ve Delik Konumlandırılması

Delik boyutuyla beraber deliklerin konumu da HAD (CFD) analizleri ile belirlemek mümkündür. Mevcut roket tasarımının delik açılmamış halini dış akış analizine sokarsak, roket gövdesi üzerinde basınç katsayısı değerlerinin en az olduğu bölgeler NASA'nın belirttiği üzere bizim ideal delik bölgelerimizdir. Delikler seçilecek ideal bölgelere eşit açılarla simetrik olarak açılmalıdır.

Aşağıda Noorul Islam Üniversitesi'nin yaptığı bir analiz örneği mevcuttur. Görüldüğü üzere değişen Mach sayılarına göre deliğin açılacağı konum da kısmen değişmektedir. Basınç katsayısı (Coefficient of pressure - Cp) değerinin minimum olduğu bölgeler bizim için ideal bölgelerdir. Bu bölgeleri daha kolay anlaşılması için sağ taraftaki grafikte roketin üzerinde işaretledik:



Hava Tahliye Delikleri İçin İdeal Konumlar

5) Referanslar

Linkler:

https://ideaexchange.uakron.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2100&context=honors_research_projects

https://en.wikipedia.org/wiki/Supersonic_aircraft

<https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter68.pdf>

http://everyspec.com/NASA/NASA-SP-PUBS/download.php?spec=NASA_SP-8060.00000228.pdf

http://www.techno-press.org/fulltext/j_aas/aas4_4/aas0404005.pdf

https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwixh-fQ9rjyAhUbhv0HHWoJC-00FnoECCIOAQ&url=http%3A%2F%2Fwww.qats.com%2FQpedia-Article%2FQpedia_Feb08_Discharge_coefficient_in_flow_calculation_and_measurement&usg=AOvVaw3ak9-VsxZZQGP2f_t9IBbr

Bölüm: Aerodinamik

Araştırma, Analiz, Rapor: Halit Yusuf Genç

Yönlendirme: Umut Engin, Muhammet İkbâl