

TRANSONİK HIZ BÖLGESİ İÇİN HIZ VE YÜKSEKLİK ÖLÇÜM SİSTEMİ; PİTOT-STATİK PROB TASARIMI VE RÜZGAR TÜNELİ TESTLERİ

Esra KOÇ¹ ve Bülent ÜNSAL²
TÜBİTAK Ulusal Metroloji Enstitüsü, Kocaeli

Hasan TABANLI³ ve K. Bülent YÜCEİL⁴
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

0,5 ile 0,95 Mach aralığında uçuş hızına sahip hava taşıtlarında kullanılabilecek bir pitot-statik prob hız ve yükseklik ölçüm sisteminin, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri yolu ile tasarımı ve İTÜ Trisonik Rüzgar Tüneli'nde yapılan akış testleriyle karakteristiğinin belirlenmesi çalışmaları gerçekleştirildi. Tasarım çalışmalarının hedefi, hem hız hem de yükseklik ölçümlerinde, kabul edilebilir, düşük hata seviyelerine ulaşabilmektir. Rüzgar tüneli akış testlerinin amacı HAD analizlerinden elde edilen sonuçların doğrulanması ve tasarlanan probun gerçek akış şartları altındaki davranışının tespit edilmesidir. Bu çalışmada tasarımda kullanılan önemli parametreler ve bu parametrelerin performansa etkileri tartışılmıştır. Bu çalışma kapsamında HAD ve deneysel yolla elde edilen sonuçlar karşılaştırılmış ve irdelenmiştir. Ayrıca yüksek doğrulukta yükseklik ölçümü için duyarga doğruluğu gereksinimleri ve pitot-statik prob statik basınç doğruluğuna göre uygun duyarga seçimi konusunda bilgiler örnek tasarım üzerinde verilmiştir. Tasarlanan örnek sistemin HAD sonuçları ve yükseklik ölçümü konusunda doğruluk hesapları özetlenmiştir.

GİRİŞ

Pitot-statik prob 1 m/s'den daha düşük hızlardan süpersonik hızlara kadar olan çok farklı uygulamalarda ve onlarca farklı geometrilerde yaygın olarak kullanılan ve oldukça eski bir hız ölçüm tekniğidir. Bernoulli denklemine dayanan ölçüm tekniğinde dinamik basınç Şekil 1'de gösterildiği üzere akış yönüne dik konumda bulunan tüp ortasındaki açıklıktan ölçülen toplam basınç ile akışa paralel konumdaki tüp dış duvarında genelde birden fazla olan açıklıklardan ölçülen statik basınç farkından elde edilir.



Şekil 1: Pitot-statik tüp şematik gösterimi

Havacılıkta, pitot-statik prob yardımıyla ölçülen statik basınç bilgisi aynı zamanda yükseklik bilgisini (İng. Pressure Altitude) elde etmek için de kullanılmaktadır. Ancak yüksek hızlardan dolayı (örneğin bazı özel jetlerde maksimum hız 0,9 Mach seviyelerine çıkabilir) probun ön kısmında

¹ Uzman Araştırmacı, Akışkanlar Laboratuvarı, E-posta: esra.koc@tubitak.gov.tr

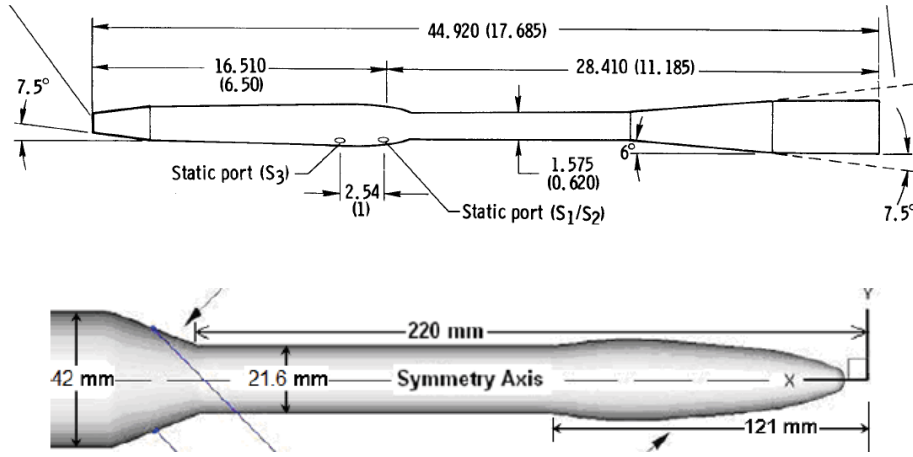
² Başuzman Araştırmacı, Akışkanlar Laboratuvarı, E-posta: bulent.unsal@tubitak.gov.tr

³ Araştırma Görevlisi, Uzay Müh. Bölümü, E-posta: hasantabanli@itu.edu.tr

⁴ Yard. Doç. Dr., Uzay Müh. Bölümü, E-posta: yuceil@itu.edu.tr

hızlanan akıştan ve bazı durumlarda oluşan şok dalgalarından dolayı statik basınç ölçümleri yeterli doğruluklara ulaşamamaktadır. Bu nedenle özellikle sivil havacılıkta statik basınç ölçümü hava aracının gövdesine uygun konumlarda yerleştirilen statik basınç prizlerinden yapılmakta ve pitot probdan sadece toplam basınç ölçümleri gerçekleştirilmektedir. Bu şekilde hem uçuş hızı hem de uçuş yüksekliği bilgileri yeterli doğrulukta ölçülebilmektedir.

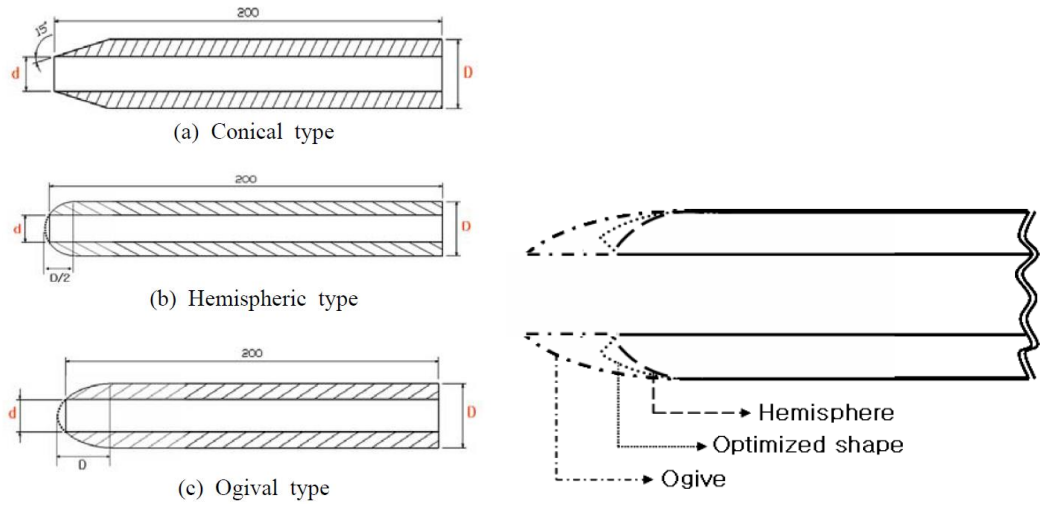
Askeri havacılıkta özellikle savaş uçakları gibi hem transonik hem de süpersonik hızlarda uçan araçlar için yukarıda bahsedilen probdan ayrı olarak aracın gövdesine yerleştirilen statik basınç prizi çözümü, süpersonik hızlarda uçağın çevresinde oluşan şok dalgalarının hem statik basınç hem de toplam basınç ölçümlerini etkilemesinden dolayı uygun olmamaktadır. Bu tip araçlarda kullanılan pitot-statik problar aracın burun kısmına konumlandırılır böylece aracın çevresinde oluşan şok dalgasının gölgesinde kalması önlenmiş olur. Ayrıca düz bir profil yerine, Şekil 2’de gösterildiği üzere, probun uç noktasında bombeli bir geometri (kompense edilmiş geometri) ile yüksek transonik ve süpersonik hızlarda oluşacak şokun statik basınç ölçümlerine etkisi kabul edilebilir doğruluklara ulaşabilmek amacıyla azaltılır [Webb, ve Washington, 1972; Sheikh, ve Qazi, 2016].



Şekil 2: Transonik ve süpersonik hızlar için pitot tüp geometri örnekleri [Webb, ve Washington, 1972; Sheikh ve Qazi, 2016]

Hava araçlarında hız ve irtifa için doğru ölçüm oldukça kritik bir konudur. Yüksek doğruluklu pitot-statik problar ile toplam ve statik basınç ölçümü yapılarak hız ve irtifa istenilen doğrulukta saptanabilir. [Kim, Cheon, Myong, Park, Cho, Park, Young-Min; Choi, 2008] hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizi ve optimizasyon tekniklerini kullanarak pitot tüp tasarımını gerçekleştirdikleri çalışmalarında, özel bir Navier-Stokes HAD kodu kullanarak pitot-statik tüp etrafındaki akış alanının karakteristiğinin analizini yapmışlardır. Çalışmalarında, Şekil 3’te yer verilen yarı küresel, konik, mermi ucu geometrisine benzer üç farklı burun profili değerlendirilmiş ve optimum tasarımın toplam basınç hatasının karşılaştırılması aracılığı ile burun kesit şeklini ve koniklik açısını içeren tasarım parametreleri yanıt yüzeyi metodu (response surface method) kullanılarak elde edilmiştir.

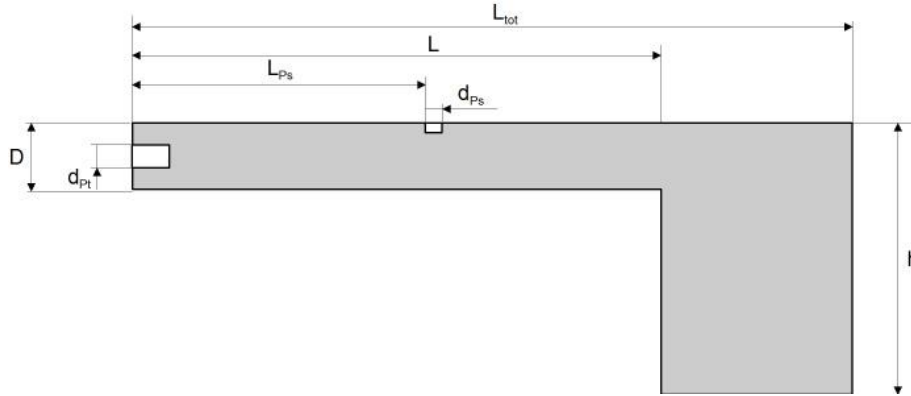
Bu çalışmada minimum uçuş hızı 0,5 Mach ve maksimum uçuş hızı 0,95 Mach olan ve gövde üzerinde statik basınç ölçümünün mümkün olmadığı hava araçları için pitot-statik prob ile hız ve yükseklik ölçüm sistemi tasarımının ilk aşamaları anlatılmaktadır. Ayrıca tasarım çalışmasında elde edilen sonuçlar ile üretilen pitot-statik probun İTÜ Trisonik Rüzgar Tüneli’nde yapılan akış testleriyle karakteristiği belirlenmiş ve bu çalışma kapsamında aktarılmaktadır. Gizlilik koşullarından dolayı incelenen ya da tasarlanan geometrilerin ayrıntılarına yer verilememekte ancak önemli bazı sonuçlar özetlenmektedir.



Şekil 3: a) Pitot statik tüp HAD analizde kullanılan burun profilleri, b) yanıt yüzeyi methodu ile burun geometrisi optimizasyonu sonrası elde edilen burun geometrisi. [Kim, Cheon, Myong, Park, Cho, Park, Young-Min; Choi, 2008]

YÖNTEM

Şekil 4'te bu çalışmada tasarlanan bir pitot-statik probun temel geometrik tasarım bileşenleri gösterilmektedir (bu çalışmada Pitot-Statik Prob şeklinde isimlendirilmiştir). Şekilde, burun kısmı başta olmak üzere, form parametrelerine ait ayrıntılar gösterilmemiştir.



Şekil 4: Temel tasarım parametrelerinin Pitot-Statik Prob geometrisi üzerinde gösterimi

Tasarımda en önemli parametrelerden bir tanesi toplam basınç açıklığı çapı (d_{Pt}) ve bu çapın tüp çapına oranıdır (d_{Pt}/D). Bu oranın mümkün olduğu kadar küçük olması, burunda yavaşlayan ve sonrasında hızlanan akışın statik basınç ölçüm noktasını etkilememesi açısından önemlidir. Ancak doğru bir toplam basınç ölçümü için d_{Pt} çok küçük seçilemez ve ayrıca uçuş esnasında karşılaşılabilecek katı taneciklerin (örneğin aşırı soğumuş buz kristalleri ve su damlacıkları) olası boyutları ve etkileri de göz önüne alınmalıdır.

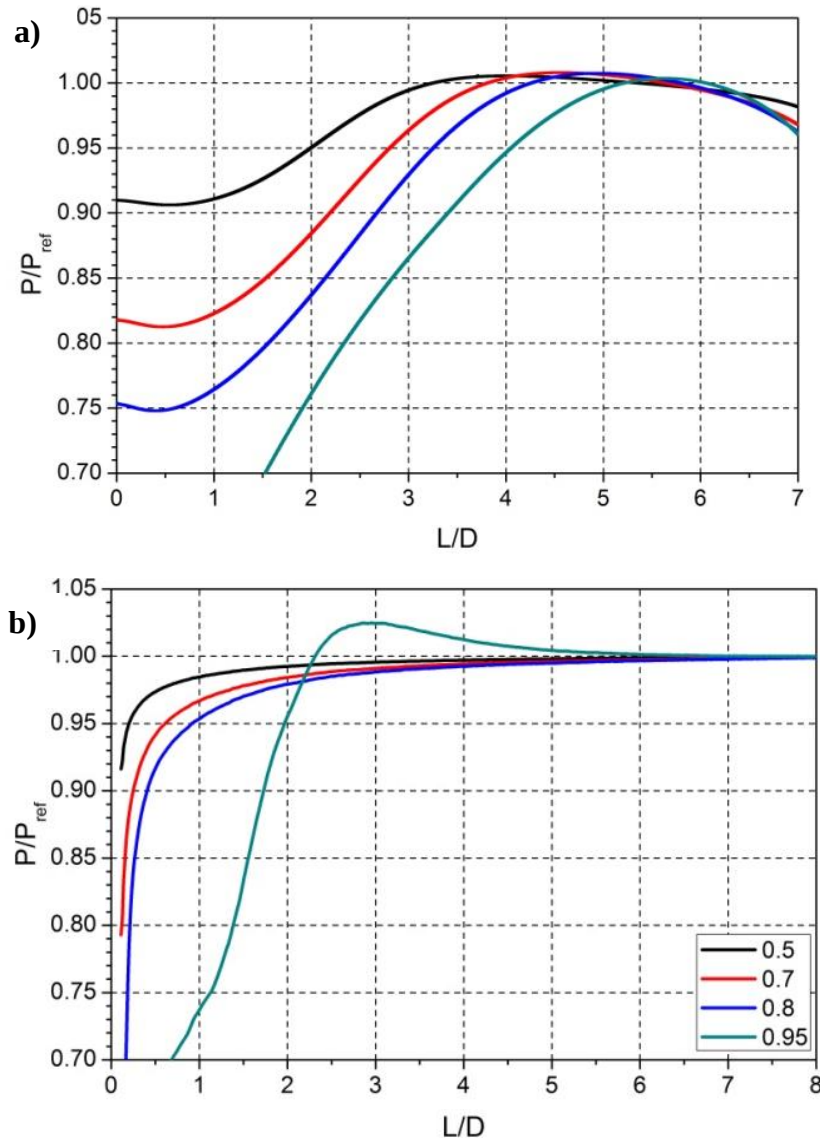
Statik basıncın doğru ölçülebilmesi için burundan olan uzaklığının (L_{PS}) doğru seçilmesi gerekmektedir. Bu seçimde bu uzaklığın tüp çapına oranı (L_{PS}/D) esas alınmalıdır. Şekil 5'de iki farklı geometri (TP1 ve TP2) için uygulamalar bölümünde detaylı olarak anlatılan HAD analizi ile elde edilen farklı Mach sayılarında hesaplanmış duvar statik basıncının tüp duvarı boyunca (L uzunluğu) değişimi gösterilmiştir. Bu sonuçlardan görüleceği üzere, burun geometrisinin doğru olarak tasarlandığı durumda L_{PS}/D en az $6D$ olarak seçilmelidir.

Prob boyunca duvar statik basıncı değişimleri Şekil 5'te verilen iki tasarım arasındaki en önemli fark d_{Pt}/D oranı ve burun formudur. Sonuçlardan görüleceği üzere bu iki tasarım parametresinin etkisi oldukça önemlidir. TP1 için burun ayrıntılarından dolayı akışın hızlanması yaklaşık $5D$

uzunluğu boyunca gerçekleşmekte ve sonrasında statik basıncın tekrar azalmaya başladığı görülmektedir. TP2 durumunda ise, akışın hızlanması $1D$ uzunluğunda çok hızlı bir şekilde gerçekleşmekte ve sonrasında yavaş artan bir eğilimle yaklaşık $5D$ uzunluğunda ortamın statik basıncı değerine eşitlenmekte ve sonrasında sabit kalmaktadır. TP2'de $M = 0,95$ hızında şok dalgasının etkisi açıkça gözlemlenmektedir. Aslında TP1'de de meydana gelen bu şok, TP2'de olan statik basınç değişiminde net olarak fark edilmemektedir. Bunun temel nedeni TP2'deki şokun, TP1 durumuna göre, dar bir bölgede gerçekleşmesidir.

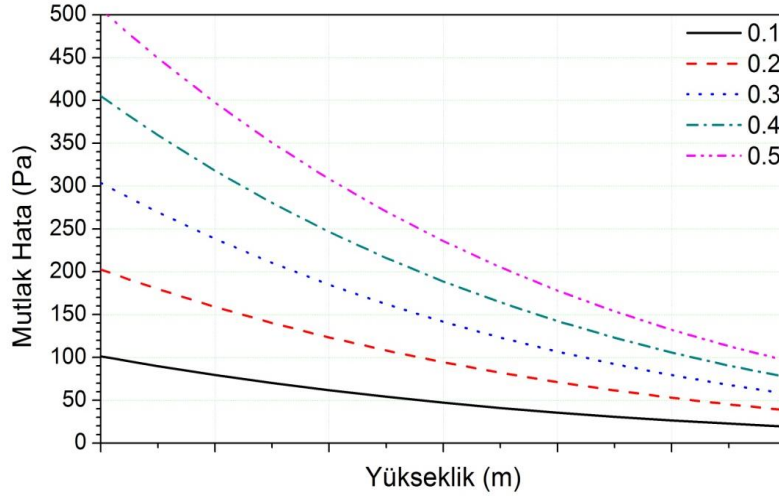
Statik basınç deliği çapının (d_{ps}) gereğinden büyük olması durumunda, delik içerisinde meydana gelecek girdap akışlarından dolayı, ölçüm doğruluğu önemli miktarda etkilenecektir. Bu noktada diğer bir önemli parametre ise probun et kalınlığı (t) ve dolayısıyla t/d_{ps} oranıdır. Bu oran mümkün olduğu kadar büyük tutulmamalıdır. Bu çalışmadaki hız aralığı düşünüldüğünde d_{ps} 1 mm'den büyük olmamalı ve mümkünse daha küçük bir çap seçilmelidir.

Probun uzunluğu (L), özellikle statik basınç ölçüm noktasının prob tutacağından kaynaklı ani yavaşlamadan dolayı oluşacak akışlardan etkilenmemesi için yeterli uzunlukta olmalıdır. Benzer şekilde probun araç gövdesinden uzaklığı da (h) gövdenin akış içerisinde yarattığı değişikliklerden probun etkilenmemesini sağlayacak şekilde seçilmelidir.



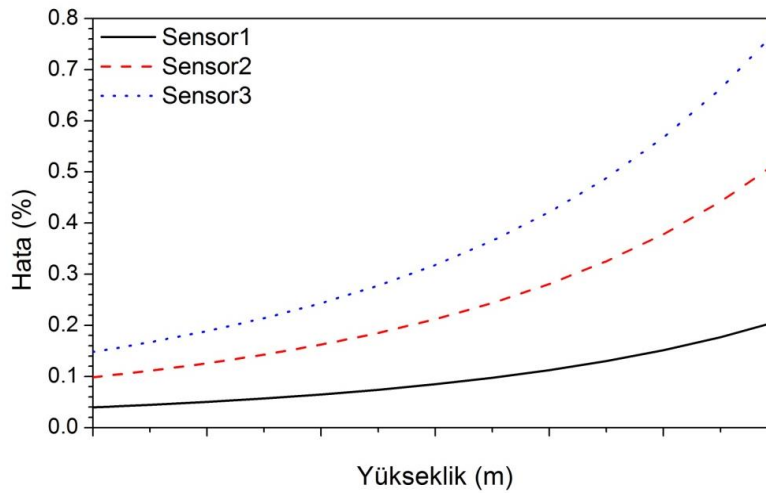
Şekil 5: a) TP1 pitot-statik prob geometrisi için dış duvar üzerindeki statik basınç profilinin farklı Mach sayıları için değişimi, b) TP2 pitot-statik prob geometrisi için dış duvar üzerindeki statik basınç profilinin farklı Mach sayıları için değişimi

Hem uçuş hızı hem de uçuş yüksekliği ölçümlerinde hedeflenen doğruluğa ulaşmakta tasarım geometrisinin önemi kadar doğru basınç sensörlerinin seçimi de önemli rol oynamaktadır. Yapılan incelemeler sonucunda, basınç duyargalarının seçiminin, özellikle yükseklik ölçümü için daha kritik olduğu görülmüştür. Şekil 6'da beş farklı ölçüm hatası için (%0,1 ile %0,5 arası) yüksekliğe göre gerekli olan basınç duyargası doğruluğu değişimi gösterilmektedir. Grafikte gösterilen veriler var olan [Gracey, 1979] basınç ve yükseklik formüllerinden elde edilmiştir. Şekil 6'da görüleceği üzere %0,1 hata seviyesini tüm uçuş yüksekliklerinde korumak için, statik basınç duyargasının mutlak doğruluğu (olası tüm etkilerin dahil edildiği hata) 100 Pa'dan iyi olmalıdır.



Şekil 6: Yükseklik ölçümünde %0,1 ile %0,5 hata seviyelerine ulaşmak için gerekli basınç sensörü doğruluğunun (mutlak hata) yükseklik ile değişimi

Şekil 7'de üç farklı duyargadan elde edilebilecek toplam hatanın yükseklik ile değişimi gösterilmektedir.



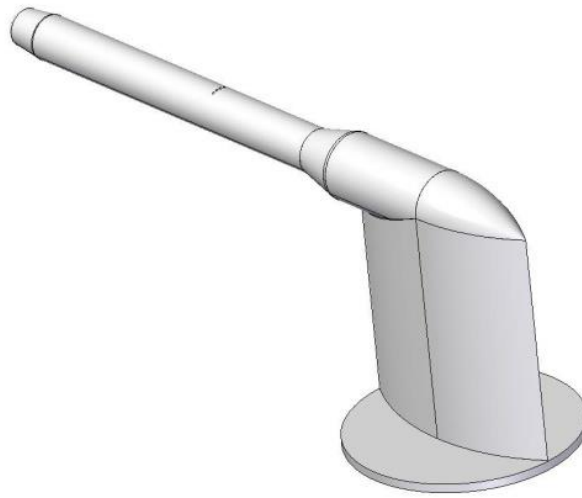
Şekil 7: Üç farklı basınç duyargasından elde edilebilecek yükseklik ölçüm hatasının yükseklik ile değişimi

Bu duyargalar sırasıyla 40 Pa, 100 Pa ve 150 Pa doğruluğa sahiptir. Bu doğruluk değerleri, basınç-irtifa denklemi [Munson, B. R., Okiishi, T. H., Huebsch, W. W., ve Rothmayer, A. P., 2013] ile birlikte ele alındığında Şekil 7'de verilen eğriler elde edilmiştir. Duyarga-1 ile maksimum hata %0,2 düzeyinde iken diğer bir duyarga ile %0,8 seviyelerine çıkmaktadır. Grafikte verilen verilerin Pitot-Statik Prob, akış özelliklerinde dolayı, elde edilebilecek hatalar ile karşılaştırılması ve uygun duyarga seçimin yapılması gereklidir. Örneğin, eğer prob ile statik basınç hatası en iyi durumda %0,5 düzeylerinde ise, Şekil 7'de verilen Duyarga-1 ihtiyacın üstünde doğrulukta ve Duyarga-3 yetersiz doğrulukta olmaktadır.

UYGULAMALAR

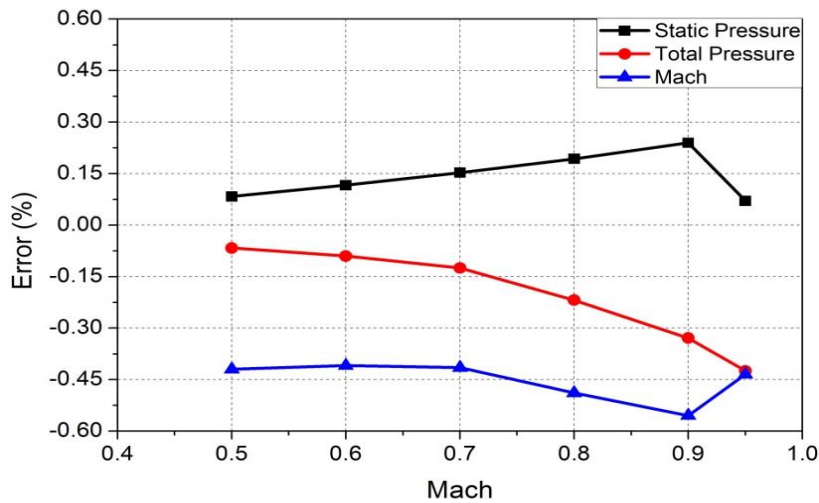
HAD Analizleri

Çalışmada Pitot-Statik Prob tasarımı için ANSYS FLUENT programı kullanılarak oluşturulan farklı geometrilerin akış özellikleri belirli bir metot ile analiz edilmiştir. Hesaplamalar $M = 0,5 - M = 0,95$ hız aralığında transonik bölgede gerçekleştirilmiştir. Sıkıştırılabilir akış ve uygun sınır koşulları ile birlikte 2D türbülanslı akış modellemesi yapılmıştır. Türbülans modeli olarak SST k -omega, Transition k -kl omega modelleri uygulanmış ve sonuçların değerlendirilmesiyle SST k -omega modelinde karar kılınmıştır. Şekil 8’de tasarlanan Pitot-Statik Prob geometrilerden birinin üç boyutlu görüntüsü verilmiştir. Şekil 9’da verilen grafiklerde, HAD analizde serbest akış bölgesinde tanımlanan toplam ve statik basınç değerleri ile prob geometrisindeki ölçüm istasyonlarından elde edilen değerler arasındaki değişim miktarı hata hesabında kullanılmıştır. Grafiklerden görüleceği üzere, yapılan HAD analizlerine göre statik basınç ölçümlerinde maksimum %0,2 hata seviyelerine ulaşılmaktadır. Bu değer amaca uygun olan en iyi duyarga ile karşılaştırıldığında (Şekil 7) oldukça tatmin edicidir.



Şekil 8: Örnek bir Pitot-Statik Prob tasarımının üç boyutlu görünümü

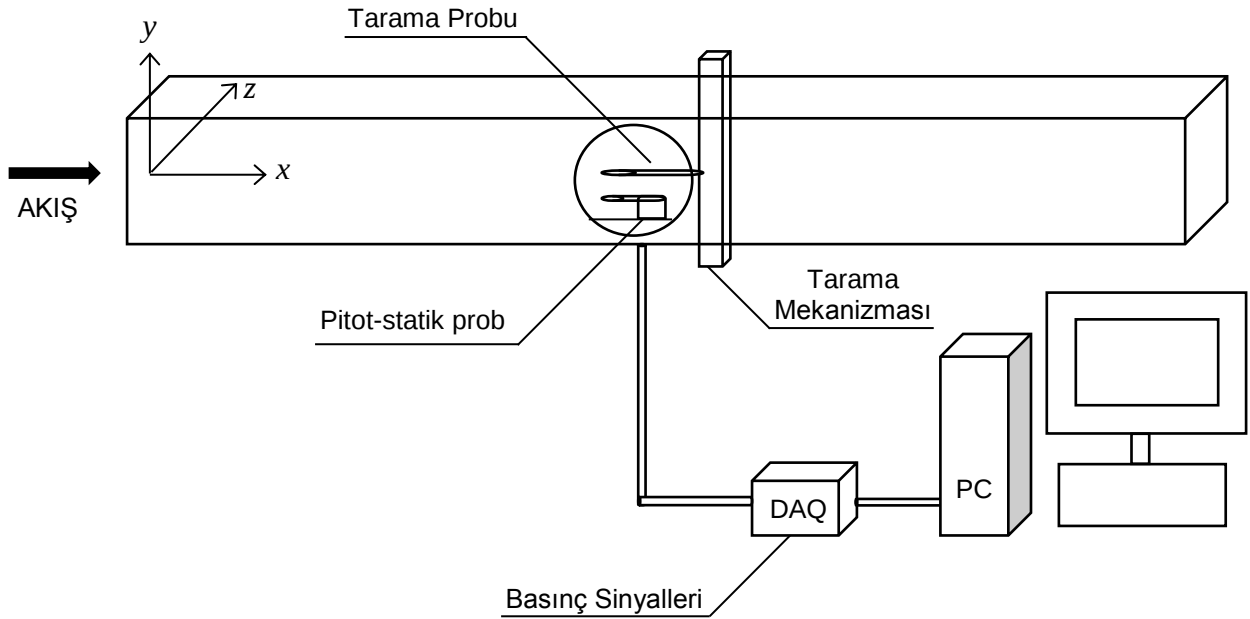
Şekil 9’da görüleceği üzere, toplam basınç ölçümleri hatası uçuş hızı ile artmaktadır. Ancak Mach sayısındaki hata $M = 0,5$ ile $M = 0,7$ hızları arasında %0,45 civarında sabit kalmakta ve $M = 0,9$ hızında hata %0,55 değerlerine ulaşmaktadır. Diğer taraftan $M = 0,95$ olan maksimum hızda hata tekrar %0,45 seviyelerine düşmektedir. Bu sonuçlara göre, hız için kullanılacak bir düzeltme katsayısı (k faktörü) ile hız hatası kolaylıkla $\pm\%0,05$ gibi oldukça düşük seviyelere indirilebilir.



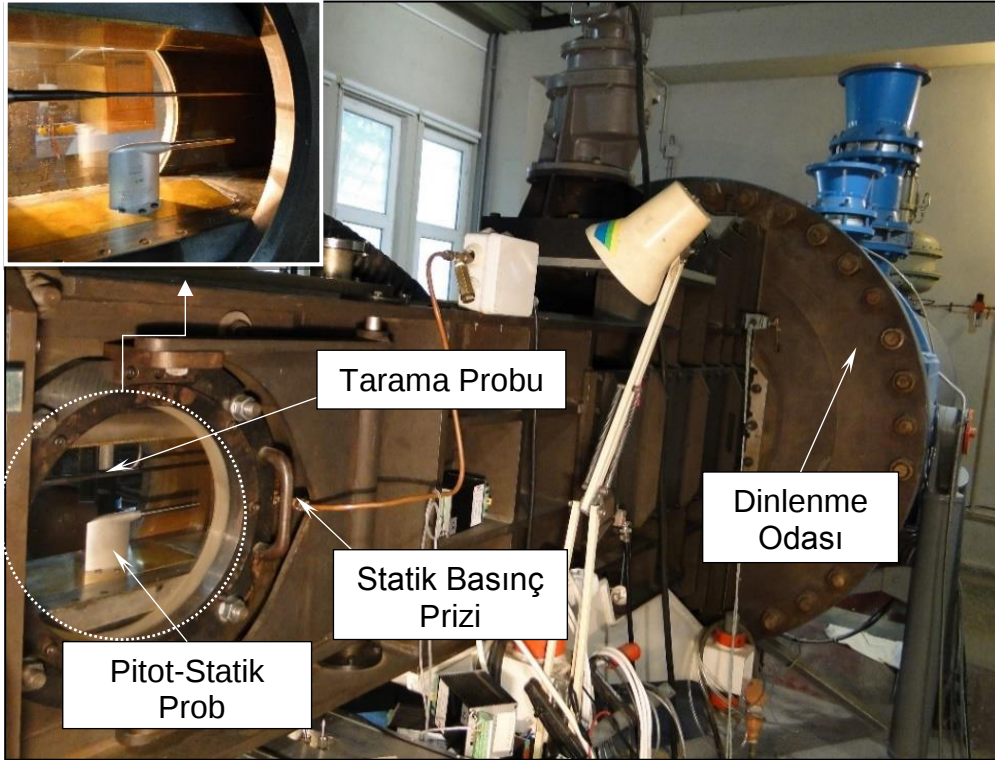
Şekil 9: Örnek bir tasarım için elde edilen statik basınç, toplam basınç ve hız ölçümleri hatalarının Mach sayısı ile değişimi

DeneySEL Çalışma

Çalışma kapsamında kullanılan İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde bulunan Trisonik Rüzgâr Tüneli deney odasının ve deney düzeneğinin şematik görünümü ve fotoğrafı Şekil 10'da verilmiştir.



(Tünel Statik ve Toplam, Statik Tarama Probu ve Pitot-statik Prob Statik ve Toplam basınç sinyalleri)



Şekil 10: Trisonik Rüzgâr Tüneli deney odası ile deney düzeneğinin şematik görünümü ve fotoğrafı

Trisonik Rüzgâr Tüneli deney odası kesit alanı 150 mm x 150 mm ve uzunluğu 400 mm olan üflemlili tipte bir rüzgâr tünelidir. Bu tünel, iki farklı deney odası-lüle bloğu kullanılarak 0,4 – 2,2 Mach ve 2,4 – 4,0 Mach hız aralıklarında çalışabilmektedir. Bu çalışmada 0,4 – 2,2 Mach deney odası-lüle bloğu kullanılmıştır. Deney odası ile difüzör arasına takılabilen tarama mekanizması sayesinde deney odasının içinde tünele ait standart statik veya toplam basınç probu ile y- ve z- ekseninde tarama yapılarak ölçüm yapılabilmektedir. Bu çalışmada, Pitot-Statik Prob ve Tarama

Probu'nun ölçüm noktalarının x-ekseni ve z-eksenindeki konumları tüm deneylerde aynı tutulmuştur. Serbest akış Mach sayısının tespit edilmesi için tünelin dinlenme odasından toplam basınç ve deney odasının girişinde bulunan statik basınç prizinden statik basınç ölçülmektedir. Trisonik Rüzgar Tüneli'nin toplam basıncı dinlenme odasından 0-13 Bar ölçüm aralığına sahip duyarga ile ve tünelin statik basıncı ise deney odasının yan duvarında bulunan prizden 0-3 Bar ölçüm aralığına sahip duyarga ile ölçülmüştür. Bu duyargalar TUBİTAK UME tarafından sağlanan yüksek doğruluklu bir referans basınç duyargası ile kalibre edilmiştir. Ayrıca, Pitot-Statik Prob ve onunla eş zamanlı ölçüm yapan tarama probunda kullanılan yüksek doğruluklu duyargalar TUBİTAK UME tarafından sağlanmıştır.

Pitot-Statik Prob'un karakteristiğinin belirlenmesi amacıyla $M = 0,5$ ile $M = 0,95$ nominal hız aralığında en az iki tekrarla, sonuçların tekrarlanabilir olduğu görülerek deneyler gerçekleştirilmiştir. Duyargalardan gelen sinyaller bir bilgisayarda bulunan veri toplama kartı ve NI LabView yazılımı kullanılarak hazırlanmış program ile deney süresi boyunca kayıt edilmekte ve bu veriler eşzamanlı bir biçimde işlenerek Tünel, Tarama Probu ve Pitot-Statik Prob ölçümleri ile elde edilen Mach sayıları deney süresince gözlenmektedir. Deneyler sırasında akış istenen Mach sayısına ulaştığında anlamlı bir ortalama alacak veri sayısını sağlayacak süre boyunca basınç verisi alınmıştır. Karakteristik belirleme deneylerinde tüm basınç sinyalleri 100 Hz örnekleme frekansı ile kaydedilmiştir.

Yapılan deneylerde Mach sayısı üç farklı şekilde ölçülmüştür ve aşağıda verilen izentropik bağıntı ile hesaplanmıştır:

1. Mach_Tünel; Tünelin dinlenme odasından ölçülen toplam basınç ve deney odası yan duvarından ölçülen statik basıncın kullanılmasıyla hesaplanmıştır.
2. Mach_Pitot-Statik Prob; Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü toplam ve statik basınçlarla hesaplanmıştır.
3. Mach_Tarama; Tünelin dinlenme odasından ölçülen toplam basınç ve tünel standart statik tarama probu ile ölçülen statik basıncın kullanılmasıyla hesaplanmıştır.

$$M^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (1)$$

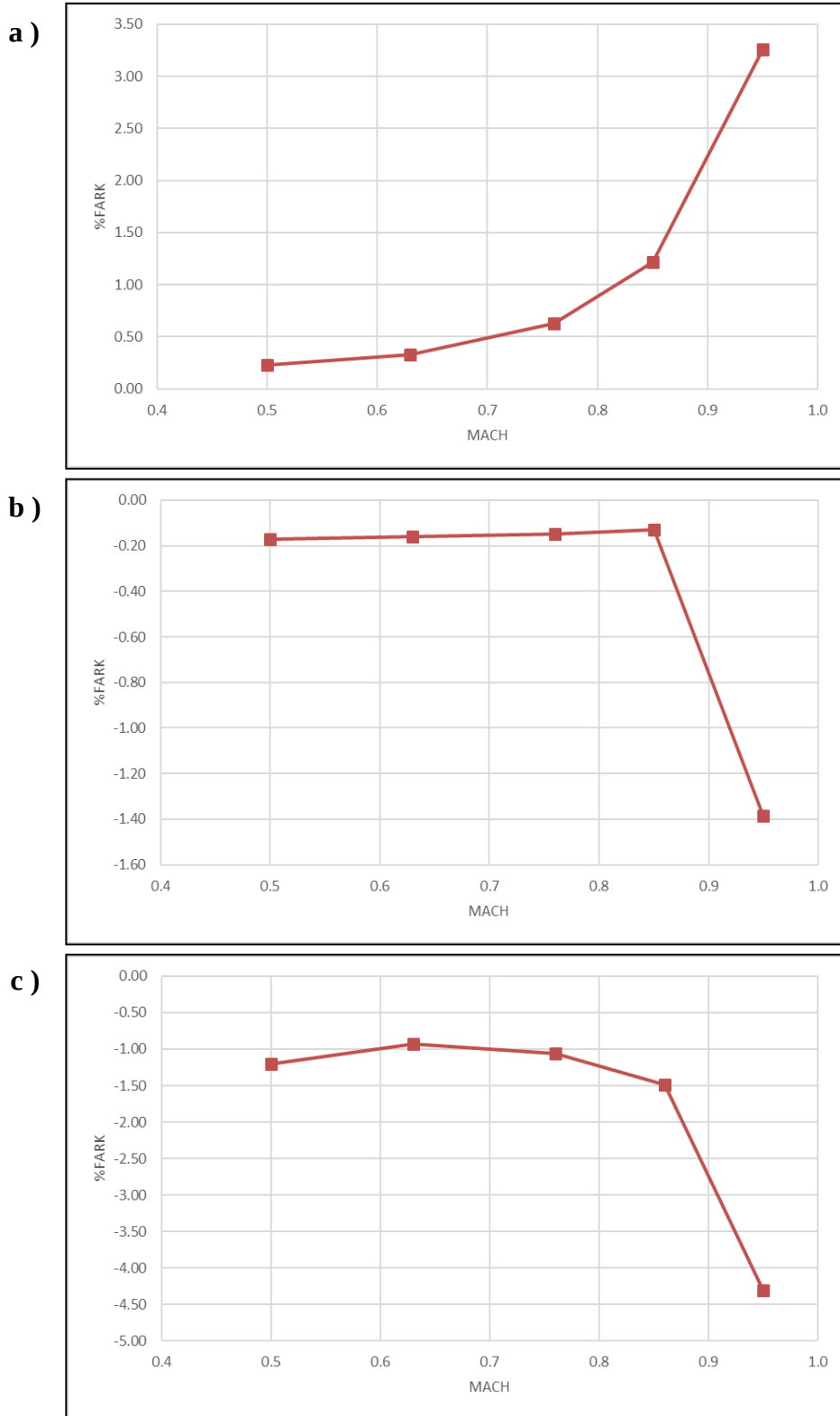
SONUÇ

$M = 0,5$ ile $M = 0,95$ transonik hız aralığında hız ölçümü yapabilen ayrıca statik basınç ölçümün prob üzerinde yapılması gereken bir pitot-statik prob için önemli bazı tasarım kriterleri oluşturulmuş ve bu kriterler hem HAD hem de deneysel yöntemlerle analiz edilmiştir.

HAD çalışmaları sonucunda tasarlanan geometrilerden verilen bir örnek üzerinde, statik basınç ölçümlerinde maksimum %0,2 hatalara ulaşılabileceği gösterilmiş ve elde edilen bu hata değerlerinin yükseklik ölçümleri için kullanılabilecek en iyi sensör ile uyumlu olduğu gösterilmiştir. Hız ölçümlerinde ise %0,45 ile %0,60 seviyelerinde hata değerleri bulunmuş ve yapılabilecek bir düzeltme ile hız ölçümü hatasının $\pm 0,05$ aralığında olabileceği belirtilmiştir.

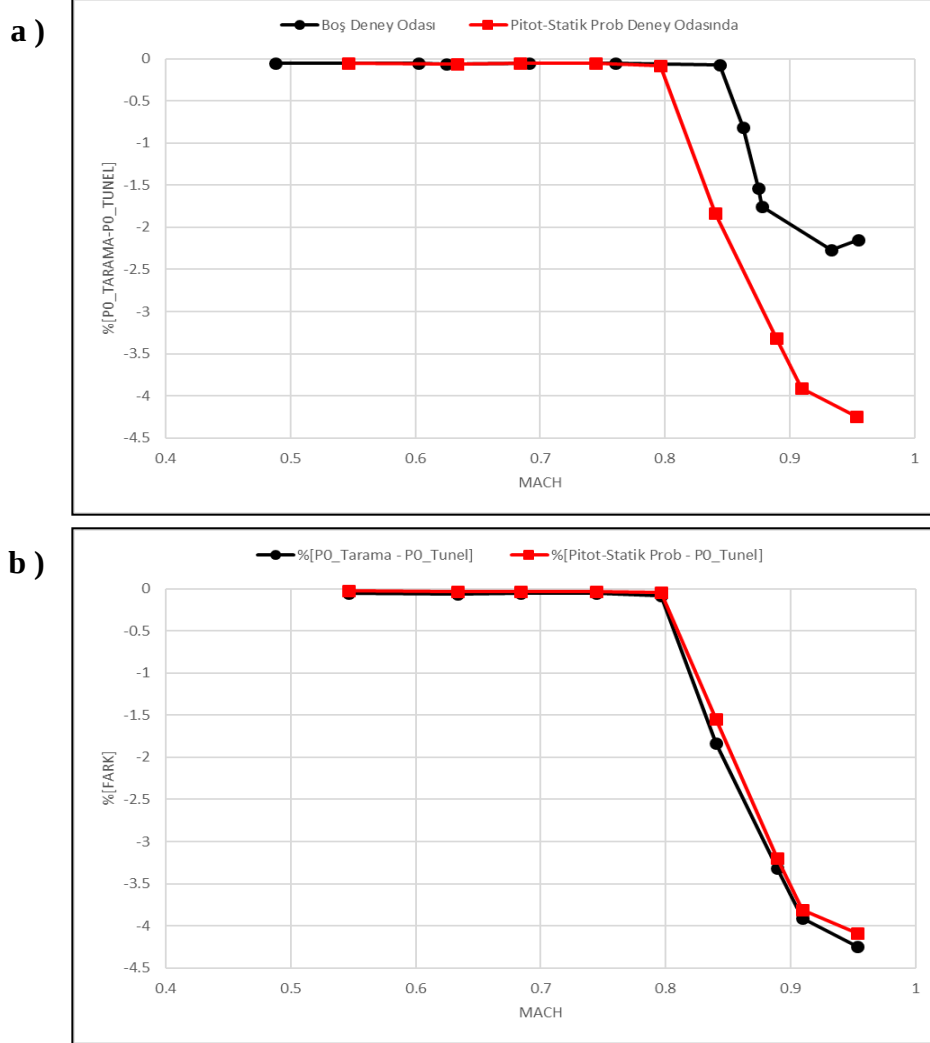
Pitot-Statik Prob'un ölçüm performansı Şekil 11'de verilmiştir. Statik basınç ölçümleri için verilen grafik (Şekil 11-a) incelendiğinde Mach sayısı arttıkça Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü statik basınç ile akış statik basıncının arasındaki farkın arttığı gözlenmektedir. Özellikle $M = 0,8$ 'den daha yüksek hızlarda statik basınç ölçümlerindeki fark önemli ölçüde artmıştır. Toplam basınç ölçümlerinin (Şekil 11-b) $M = 0,5$ - $M = 0,8$ hız aralığında oldukça doğru olduğu görülmektedir. Ancak bu hızdan büyük hızlarda ve özellikle $M = 0,95$ hızında Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü toplam basınç değeri dinlenme odası toplam basıncından küçüktür ve aralarındaki fark Mach sayısının artması ile artmaktadır. Yapılan deneyler sonucunda Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü Mach sayısının (Şekil 10-c), yaklaşık $M = 0,80$ hızına kadar, tünel duvar prizi ve problemleri ile ölçülen Mach sayısına oldukça yakın olduğu görülmektedir. $M = 0,80$ hızına kadar Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü Mach sayısındaki yaklaşık %1'lik hata, hem toplam basıncın tünel değerine göre düşük ölçülmesi hem de statik basıncın Tarama Probu değerine göre daha yüksek ölçülmesine bağlıdır. $M = 0,8$ 'den daha büyük hızlarda Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü Mach sayısındaki hata toplam basınç ölçümündeki hatanın ani

artmasına bağlıdır ayrıca statik basınç ölçümündeki hatanın artması da Mach sayısı hesabında etken olan oranı küçültmektedir ve Mach sayısındaki hatanın artmasına katkı sağlamaktadır.



Şekil 11: a) Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü statik basıncın Tarama Probu ile ölçülen statik basınç arasındaki ortalama yüzde farkın tünel Mach sayısı ile değişimi, b) Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü toplam basıncın tünel dinlenme odası toplam basıncı arasındaki ortalama yüzde farkın tünel Mach sayısı ile değişimi, c) Pitot-Statik Prob'un ölçtüğü Mach sayısının Tarama Probu ile ölçülen tünel Mach sayısı arasındaki ortalama yüzde farkın tünel Mach sayısı ile değişimi.

Deneylerde $M = 0,8$ 'den büyük hızlarda, Pitot-Statik Prob ile ölçülen toplam basıncın tünel dinlenme odası toplam basıncından düşük olduğu ve aynı zamanda Pitot-Statik Prob ile ölçülen statik basıncın tarama probu ile ölçülen statik basınçtan yüksek olduğu gözlenmiştir. Bu durumun anlaşılması için tünel deney odasında Pitot-Statik Prob'un bulunduğu ve bulunmadığı iki farklı durum için toplam tarama probu ile toplam basınç ölçümleri yapılmıştır ve elde edilen sonuçlar Şekil 12'de verilmiştir.



Şekil 12: a) Boş deney odasında ve Pitot-Statik Prob'un varlığında toplam tarama probu ile $M = 0,5$ ve $M = 0,95$ nominal hız aralığında toplam basınç ölçümleri, b) toplam tarama probu ile Pitot-Statik Prob'un aynı akış şartları altında ve aynı anda ölçtükleri toplam basınçlar.

İlk olarak boş deney odasında toplam tarama probu ile $M = 0,5$ ve $M = 0,95$ nominal hız aralığında toplam basınç ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Daha sonra toplam tarama probunun yanı sıra deney odasına Pitot-Statik Prob takılmıştır ve yine aynı hız aralığında hem toplam tarama probu ile hem de Pitot-Statik Prob ile aynı anda toplam basınç ölçülmüştür. Şekil 12-a'da verilen sonuçlar incelendiğinde, boş deney odasında sadece toplam tarama probu mevcut iken yaklaşık $M = 0,85$ hızından daha büyük hızlarda toplam tarama probu ile ölçülen basınç tünel dinlenme odası basıncından daha azdır. $M = 0,95$ hızına ulaşıldığında tünel dinlenme odası basıncı ile toplam tarama probu ile ölçülen basınç arasındaki farkın %2'den büyük olduğu görülmektedir. Pitot-Statik Prob'un deney odasında bulunduğu durumda ise toplam tarama probunun ölçtüğü basınç ile dinlenme odası basıncı arasındaki fark $M = 0,80$ 'den itibaren hızla artmaktadır ayrıca bu durumda $M = 0,95$ hızına ulaşıldığında aradaki fark %4'ten fazladır. Şekil 12-b'de toplam tarama probu ile Pitot-Statik Prob'un aynı akış şartları altında ve aynı anda ölçtükleri toplam basınçlar

karşılaştırılmıştır. Pitot-Statik Prob ile toplam tarama probunun $M = 0,5$ ve $M = 0,95$ hız aralığında hemen hemen aynı basınçları ölçtükleri görülmektedir.

Bu sonuçlar dikkate alındığında Pitot-Statik Prob'un $M = 0,85$ ve $M = 0,95$ hız aralığında toplam basıncı yanlış ölçmediği, tünelin toplam tarama probuyla benzer ölçümler yaptığı anlaşılmaktadır. Ancak literatür göz önüne alındığında [Kost, F., 2009; Pope, A. ve Goin, K.L., 1978] yaklaşık $M = 1,6$ hızına kadar tünel dinlenme odasındaki toplam basınç ile deney odasındaki toplam basıncın aynı olması gerektiği belirtilmektedir. Bu çalışmada $M = 0,80$ 'den büyük hızlarda, tünel dinlenme odası ile deney odası toplam basınçları arasında gözlemlenen toplam basınç farkının, problemlerin hemen arkasında ses hızına ulaşılmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Tarama ve Pitot-Statik Problemleri bulundukları konumda akış alanını efektif olarak az da olsa daraltmaktadırlar. Deney odasının girişinde 22500 mm^2 olan deney odası kesit alanı problemlerin bulunduğu konumda yaklaşık 21375 mm^2 'ye düşmekte ve bu daralmanın bir çeşit daralan-genişleyen lüle etkisi yarattığı düşünülmektedir. Bu nedenle problemlerin hemen arkasında ses hızına ulaşılması mümkündür. Alan-Mach sayısı bağıntısı [Anderson, J. D., 2002] incelendiğinde de bu durumun mümkün olabileceği görülmektedir. Yukarıdaki hipoteze ek olarak deney odasında toplam basıncın düşük ölçülmesine neden olabilecek diğer etkenlerin, akışın transonik hızlarda olması nedeniyle etkin türbülans seviyesinin yükselmesi ve sıkıştırılabilirlik etkisi olduğu düşünülmektedir.

Kaynaklar

- Anderson, J. D. , 2002. *Modern Compressible Flow*, McGraw-Hill Education; 3rd edition.
- Gracey W., 1979. *Measurement of Aircraft Speed and Altitude*, NASA reference publication 1046.
- Kenneth G., Merriam and Spaulding, E. R., 1935 *Comparative Tests of Pitot-Static Tubes*, NACA Technical Notes No.546.
- Munson, B. R., Okiishi, T. H., Huebsch, W. W., ve Rothmayer, A. P., 2013. *Fundamentals of Fluid Mechanics*, John Wiley&Son; 7th edition.
- Pope, A., Goin, K.L.,1978. *High-Speed Wind Tunnel Testing*, Krieger Pub Co.
- Do-Jun, K., Young-Seong, C., Rho-Shin, M., Chan-Woo, P., Tae-Hwan, C., Young-Min, P., In-Ho, C., 2008. *Design of Pitot-Tube Configuration Using CFD Analysis and Optimization Techniques*, Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers, Volume 32, Issue 5, pp.392-399.
- Kost F., 2009. *The Behaviour of The Probes In Transonic Flow Fields of Turbomachinery*, 8th European Conference on Turbomachinery.
- Salter, C., M.A., Warsap, J.H. and Goodman, D.G., 1965. *A Discussion of Pitot-Static Tubes and Their Calibration Factors with a Description of Various Versions of a New Design*, Ministry of Aviation.
- Sheikh, S. ve Qazi, O., 2016. *Novel Aerodynamic Compensation Pitot – Static Tube for Application in Subsonic and Supersonic Flight Regimes*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- Webb, L. D. ve Washington, H. P, 1972. *Flight Calibration of Compensated and Uncompensated pitot-Static airspeed Probes and Application of the Probes to Supersonic Cruise Vehicles*, Nasa technical Note, NASA TN D-6827.