

ÇOK FONKSİYONLU ENTEGRE HAVA ARACI PROBU BENZETİM VE SİMULASYON YAKLAŞIMI

M. Berat Dikmen¹ ve Tolga İnal²
Türk Havacılık Uzay Sanayi, İstanbul

Şeref Naci Engin³
Elektrik Elektronik Fakültesi,
Yıldız Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Hava araçlarındaki teknolojik ilerlemelerle birlikte, çok fonksiyonlu entegre problemlerin kullanımı önem kazanmıştır. Bu problemler, birden fazla ölçüm veya algılama işlevini tek bir cihazda birleştirerek ağırlığı ve sistem karmaşıklığını azaltırken hava aracı performansını artırır. Özellikle akıllı prob modelleri, hava aracının güvenliği ve etkinliği için kritik öneme sahiptir. Bu çalışmada kullanılan prob, hücum açısı, statik ve toplam basıncı ölçerek hava hızı, rakım ve Mach sayısını hesaplar ve otomatik olarak hava koşullarına göre kalibre ederek uçuş kontrol bilgisayarına iletir. Bu davranışın benzetim modeli simülasyon ortamında gerçekleştirilmiştir. Entegre çok fonksiyonlu problemlerin kullanımı, havacılık endüstrisinde önemli bir ilerleme sağlar ve gelecekte daha güvenli, daha verimli ve daha sürdürülebilir hava araçlarının üretilmesine olanak tanır.

GİRİŞ

Geliştirilen hava araçları modern toplumun temellerinden biri haline gelmiştir. Sivil ve askeri havacılık, insan ve kargonun hızlı ve etkin bir şekilde taşınması, keşif ve takip yapılması, acil durumlarda destek sağlanması gibi birçok önemli işlevi yerine getirmektedir. Ancak hava aracının güvenliğini, verimliliğini ve performansını sağlamak için devamlı gelişime ihtiyaç duyulmaktadır. Havacılık sektörü bu hedefe ulaşmak için ileri teknolojiyi kullanmakta ve sürekli olarak yeni ve yenilikçi çözümler aramaktadır. Bu sensörler atmosferden ölçtüğü çeşitli parametreleri, motor performansını, uçuş koşullarını ve diğer önemli verileri izlemek için kullanılır. Ancak bu sensörlerin belli başlı amaçlar uğruna geliştirilip hava araçlarına ayrı ayrı monte edilmesi ve çalıştırılması hem hava aracının ağırlığını hem de sistem kompleksliğini ve bakım maliyetlerini artırdığı görülmektedir.

İlerleyen teknoloji ile birlikte hava araçlarında tek amaçlı problemler yerine birden fazla işlevi yapabilen çok fonksiyonlu entegre problemler kullanılmaya başlanmıştır. Entegre çok fonksiyonlu problemler birkaç farklı ölçüm veya algılama fonksiyonunu tek bir cihazda birleştirir. Bu, tek bir problemin aynı anda birden fazla parametreyi ölçmesine veya izlemesine olanak tanıyarak ağırlığı ve sistem karmaşıklığını azaltırken hava aracı performansını artırır. Bu çalışmada kullanılan akıllı prob hücum açısı, statik ve toplam basıncı ölçerek hava hızı, rakım ve Mach sayısını hesaplar ve otomatik olarak hava koşuluna göre kalibre ederek uçuş kontrol bilgisayarına iletir. İniş takımı sistemi, iklimlendirme sistemi, aktarıcı (transponder), ataletsel navigasyon sistemi vb. dahil olmak üzere çeşitli kritik hava aracı alt sistemlerinin düzgün çalışabilmesi için prob tarafından ölçülen ve hesaplanan bu veriler, hava aracının emniyetli ve etkili bir şekilde çalışması için esastır. Bu prob model benzetim yöntemiyle fiziksel olarak modellenmesi hava aracı geliştirme süreçlerinde fayda sağlamaktadır. Model tabanlı tasarım metodolojisi kullanılarak oluşturulan model sayesinde elde edilen sensör kalibrasyon verileri ile tahmini hava parametreleri arasındaki ilişkiyi doğru bir şekilde

¹ Uzman Tasarım Mühendisi, E-posta: muhammedberat.dikmen1@tai.com.tr

² Uzman Lider Mühendis, E-posta: tinal@tai.com.tr

³ Prof. Dr., Kontrol ve Otomasyon Müh. Böl., E-posta: nengin@yildiz.edu.tr

kurarak bu akıllı probun modelinin fiziksel haline yakınsaması amaçlanmıştır. Bu yakınsamayı oluşturmak için ampirik verilerin ve teorik fikirlerin incelenmesi sıklıkla kullanılır. Entegre sistemlerde kullanılan başlıca modelleme türlerinden biri hata modellemesi, diğeri ise sistem tanımlamadır. Hata modellemesi, sistemdeki hataların tespit edilmesi, sınıflandırılması ve tahmin edilmesi amacıyla kullanılır. Bu modelleme türü, sistem güvenilirliğini artırır ve kalite kontrolünü iyileştirir. Ancak, hata modelleri karmaşık olabilir, geniş veri setlerine ihtiyaç duyabilir ve maliyetli olabilir. Öte yandan, sistem tanımlama, bir sistemin matematiksel modelini belirlemek için kullanılır ve sistemin giriş ve çıkış verilerini kullanarak dinamik davranışlarını tanımlar. Bu teknik, yüksek doğrulukta modeller elde edilmesine, adaptif kontrol sistemleri oluşturulmasına ve birçok endüstri alanında uygulanabilir olmasına olanak tanır. Ancak, veri kalitesine bağlı olması, karmaşık algoritmalar gerektirmesi gibi dezavantajları vardır. Güvenilirliğin kritik olduğu ve bakım maliyetlerinin yüksek olduğu sistemlerde hata modellemesini tercih ederken, dinamik ve adaptif sistemlerin gerektiği projelerde sistem tanımlama tekniklerini kullanmak daha doğru yaklaşımdır.

YÖNTEM

Çok fonksiyonlu prob hava aracına monte edilen ve uçaktan yanal olarak uzanan bir payandaya sahiptir. Belli bir açıyla yerleştirilen ve hava aracının radome'unun sol tarafında ve sağ tarafında 2 adet olmak üzere (Şekil:1), uçuş zamanında hava ile doğrudan temas eden bir probdur. Probun belli bir açıyla yerleştirilmesi, doğru hava akışı ölçümü, aerodinamik verimlilik, hava akışı bozulmalarının azaltılması, sensör performansı ve hassasiyet, güvenlik ve yedeklilik gibi nedenlerle kritik öneme sahiptir. Bu faktörler, uçuş kontrol sistemlerinin doğru ve güvenilir veri elde etmesini sağlayarak genel uçuş güvenliğini ve performansını artırır. 2 prob kullanılma amacı ise bu problemlerin yedekli şekilde çalışarak uçuş için gerekli uçuşa elverişliliği oluşturur.



Şekil 1: Hava Aracı IMP Prob Konumlandırması

Çok fonksiyonlu Akıllı Prob Modellenmesi

Prob, başlangıçta belirli bir açıya ayarlanır. Üst ve alt yuvalar arasındaki basınç farkı, prob üzerinde bir aerodinamik moment oluşturur. Motor, kontrol momenti uygulayarak probu döndürür ve basınç farkını nötrlemeye çalışır. Bu süreçte, direnç momentleri de dikkate alınır. Probun açısı, yuvalar arasındaki basınç farkı sıfırlanana kadar ayarlanır. Bu noktada, aerodinamik moment ve kontrol momenti dengelenir. Probun nihai açısı, yerel saldırı açısını temsil eder ve açılal sensör tarafından ölçülür.

Çok fonksiyonlu akıllı prob modellemesi model tabanlı tasarım metodolojisi kullanarak modellenmiştir. Hava aracının gövde(body) eksenindeki dönme ve öteleme hızları YZX sekansı kullanılarak sensör eksenine dönüştürülmüştür ve formül 1'de verilmiştir.

$$Rs2b = \begin{bmatrix} \cos(\psi_{vane}) \cos(\theta_{vane}) & \sin(\phi_{vane}) \sin(\theta_{vane}) + \cos(\phi_{vane}) \cos(\theta_{vane}) \sin(\psi_{vane}) & \cos(\theta_{vane}) \sin(\phi_{vane}) \sin(\psi_{vane}) - \cos(\phi_{vane}) \sin(\theta_{vane}) \\ -\sin(\psi_{vane}) & \cos(\phi_{vane}) \cos(\psi_{vane}) & \cos(\psi_{vane}) \sin(\phi_{vane}) \\ \cos(\psi_{vane}) \sin(\theta_{vane}) & \cos(\phi_{vane}) \sin(\psi_{vane}) \sin(\theta_{vane}) - \cos(\theta_{vane}) \sin(\phi_{vane}) & \cos(\phi_{vane}) \cos(\theta_{vane}) + \sin(\phi_{vane}) \sin(\psi_{vane}) \sin(\theta_{vane}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

Sensör vanası üzerinde etki theta (θ) açısı ile ifade edilir. Hava aracının hareketi sırasındaki prob'un vanadaki hareket değişimi, aerodinamik moment probun sönümlenme etkisi ile gerekli Hücüm Açısı (α_{vane}), Yan Kayma Açısı (β_{vane}) ve gerçek hava hızı (TAS) hesaplamasında kullanılır.

$$\alpha_{vane} = \tan^{-1} \frac{w_{vane}}{u} \quad (2)$$

$$\beta_{vane} = \sin^{-1} \frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2}} \quad (3)$$

$$TAS = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (4)$$

Rüzgâr Tüneli Testleri

Rüzgâr tüneli, hava akışının belirli bir alanda kontrollü bir şekilde oluşturulup incelenmesini sağlayan bir test cihazıdır. Bu tüneller, nesnelere üzerindeki aerodinamik kuvvetleri ve akış özelliklerini incelemek için kullanılır. Temel bileşenleri arasında büyük fanlar, test bölgesi, akış düzelticiler ve sensörler yer alır. Fanlar, hava akışını oluşturur ve hızını kontrol ederken, akış düzelticiler türbülansı azaltarak akışı düzleştirir. Test bölgesinde, incelenen nesnelere yerleştirilir ve üzerlerindeki aerodinamik etkiler ölçülür. Entegre çok fonksiyonlu prob, rüzgâr tünelinde test edilirken belirli bir açıyla yerleştirilir ve kontrollü hava akışına maruz bırakılır. Bu test süreci, probun uçuş sırasında doğru ve güvenilir veriler sağlayabilmesini garanti etmek için hayati öneme sahiptir. İlk olarak prob, rüzgâr tünelinin test bölgesine monte edilir ve probun doğru konumlandırılması sağlanır. Bu konumlandırma, probun doğru hava akışını algılayabilmesi için önemlidir. Ardından, rüzgâr tüneli fanları çalıştırılarak istenen hızda hava akışı oluşturulur.

Prob üzerindeki sensörler, hız, basınç ve sıcaklık gibi aerodinamik parametreleri ölçer. Bu sensörler, probun çevresindeki hava akışının dinamiklerini kaydeder ve bu veriler yüksek hassasiyetle toplanır. Toplanan veriler, probun performansını değerlendirmek için analiz edilir. Sensörlerin doğru çalışıp çalışmadığı, ölçüm hassasiyeti ve doğruluğu kontrol edilir. Test sırasında farklı hız ve açı koşulları simüle edilerek probun çeşitli uçuş senaryolarındaki performansı incelenir. Bu testler, probun uçuş sırasında karşılaşılabileceği farklı aerodinamik durumlara karşı nasıl tepki verdiğini anlamak için kritik öneme sahiptir.

Belli hız rejimlerine göre elde edilen CFD analiz değerleri ve Rüzgâr Tüneli verileri sayesinde aerodinamik moment katsayısı elde edilir.

$$C_m = \frac{M_{Aero}}{q * S * c} \quad (5)$$

q = Dinamik Basınç

S = Referans Alan

c = Aerodinamik Kord Uzunluğu

$$\sum M = 0 \quad (6)$$

$$M_{aero} + M_{motor} + M_{Direnc} = 0 \quad (7)$$

Probun merkezine etki eden aerodinamik kuvvetler, probun merkezine doğru bir M_{aero} (Aerodinamik Moment) oluşturur. Bu moment, basınç farkının yönüne ve büyüklüğüne göre probu döndürür.

M_{motor} (Motor Kontrol Moment), probun içindeki fırçasız DC motor tarafından uygulanan kontrol momenti, probun dönme hareketini düzenler ve basınç farkını nötrler. Motor Kontrol Momenti aerodinamik momentin tersi yönünde etki ederek probun istenilen açıda kalmasını sağlar.

M_{Direnc} (Direnc Momentleri), Probun mekanik yapısından kaynaklanan sürtünme ve direnc momentleri, probun dönme hareketine etki eder. Direnc momentleri, probun dönme hareketini zorlaştırır ve kontrol momentinin bu dirençleri aşması gerekir.

Bu çalışmada Matlab & Simulink ortamı kullanılarak model tabanlı tasarım felsefesiyle fiziksel model simüle edilmiştir. Üretilen modelin benzetimi için askeri-ticari kullanıma hazır ürün (COTS) seçilmiştir. Seçilen bu ürünün parametrik özellikleri Tablo 1’de verilmiştir. Gerçekleştirilen model ile bu parametrelerin yakınsanması hedeflenmiştir.



Şekil 2: IMP Prob

Tablo 1: Seçilen Akıllı Prob Özellikleri

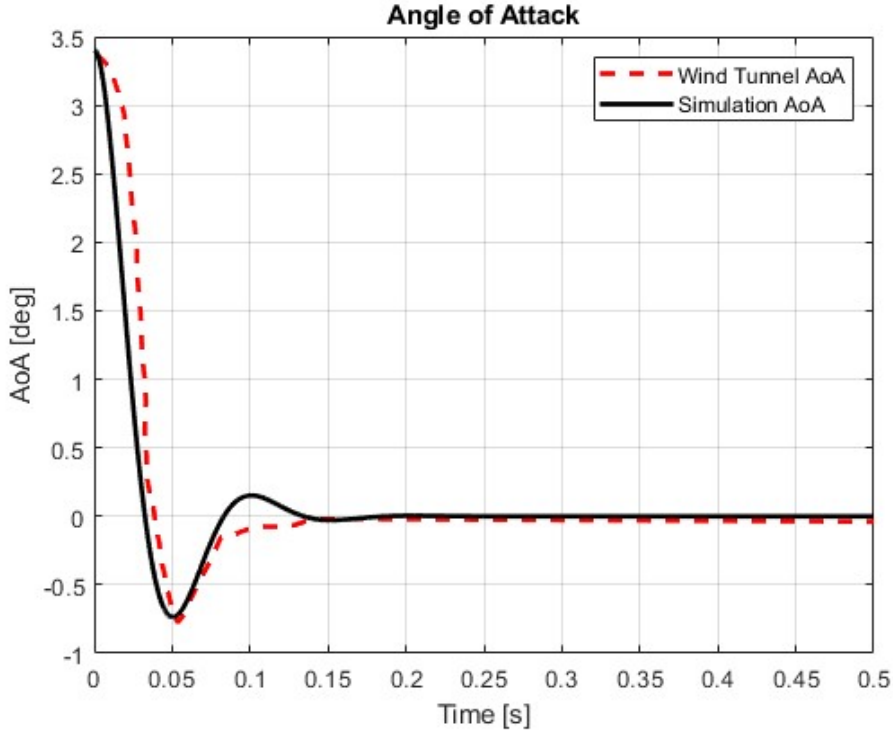
Parametre	Değer
Açısal Aralık	+/- 50°
Çözünürlük	0,04° veya daha az
Kalibre Edilmiş Doğruluk	+/-0,36°
Hız Aralığı	1000+kts
Mekanik Eşik	80-120kts 0,25°;> 120kts 0,1°
Basınç Verisi Doğruluğu	0,005qc
Mach	0,5 ila 3

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Doğrulama Çalışması

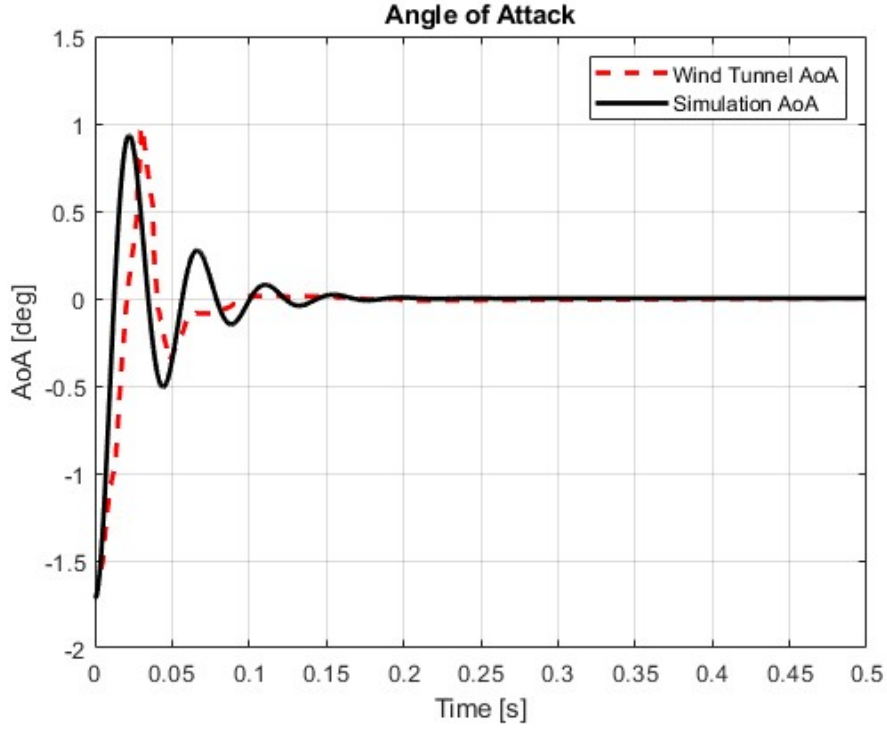
Halihazırda geliştirilen simülasyon yazılımlarının doğruluğu gerçek hayattaki uygulamalara çok yakın olup, prob üretilmeden yapılan tasarım ile probun hakkında geniş yelpazede bilgi edinmemize olanak sağlamaktadır [Sankaralingam L. ,2020]. Bu durum geliştirme sürecinde maliyet ve zaman etkin bir durum ortaya koyar. Bu durum fiziksel modelleme ve benzetimin tasarım geliştirme sürecinde önemini arttırmaktadır.

Matematiksel modelin doğruluğunu sağlamak için, modelin çeşitli senaryolarda test edilmesi gerekir. Bu süreçte, probu gerçek dünya verileriyle karşılaştırılarak modelin hassasiyeti ve doğruluğu değerlendirilir. Doğrulama çalışması için şu adımlar yapılmalıdır. Probun kalibrasyon çalışmaları yapılması gerekmektedir. Kalibrasyon çalışmalarında probun sapma ve gürültü seviyeleri belirlenir. Belirlenen bu değerler model parametreleri üzerinden modele entegre edilir. Ek olarak prob test senaryoları ile belirli manevralarda test edilir. Bu testler sonucunda ölçülen veriler model tarafından hesaplanan verilerle kıyaslanır. Model ile uçuş verileri arasındaki farklar analiz edilir ve hataların kaynağı belirlenerek model güncellenir.



Şekil 3 : Düşük Hız (0.6 Mach) Altında Probun Davranışı

Probun davranışını analiz etmek amacıyla belirli koşullarda rüzgâr tüneli testleri oluşturulmuştur. Tünelde düşük hava hızının ve yüksek hava hızının prob üzerine etkisi incelenmiştir. Aynı koşullar altında geliştirilen fiziksel model de test edilmiş ve düşük hızlarda rüzgâr tüneli testleri ile model testlerinin tutarlılığı, yüksek hızlarda ise milisaniye zamansal olarak farklılıklar tespit edilmiştir. Bunun için belli nedenler olduğu saptanmıştır. İlk olarak pnömotik prob tutucunun ölçüm üzerinde gecikme etkisi saptanmıştır. Ek olarak dijitalleştirilen verinin gecikme zamanı da başka bir etkidir.



Şekil 4 : Yüksek Hız (1.2 Mach) Altında Probun Davranışı

Şekil 3 ve Şekil 4'te probun düşük ve yüksek hızda davranışı verilmiştir. Düşük hızda Simulink modeli ve rüzgâr tüneli verilerinin davranışsal etkisi yakın olmasına rağmen yüksek hızda fark daha fazla olduğu görülmektedir.

SONUÇ

Entegre Çok Amaçlı Prop, yüksek doğruluk ve hassasiyeti ile havacılık endüstrisinde önemli bir rol oynamaktadır. Elektronik ve mekanik tabanlı olan prob; entegre edildiği hava aracına ait hava hızı, hücum açısı gibi temel ve zaruri verileri sunmaktadır. Probun yüksek doğruluk ve hassasiyeti, uçuş güvenliği ve performansını arttırmada kritik bir rol oynar. Probun karakteristik özelliklerini daha doğru gösterebilmek adına, probun davranışı incelenerek farklı uçuş koşulları altında fiziksel modelleme yapılmıştır. Bu uçuş koşulları "Yüksek hız" ve "Düşük hız" olarak iki ana kategoride incelenmiştir. Yüksek hız olarak 1.2 Mach kabul edilirken düşük hız olarak ise 0.6 Mach bu çalışmada nitelendirilmiştir. Prob modellemesi yapılırken fabrika kalibrasyon verileri, rüzgâr tüneli test verilerinden yararlanılmıştır. Hem düşük hızda hem de yüksek hızda rüzgâr tüneli testleri sonucunda elde edilen veriler ile simülasyon sonuçları doğrulanmıştır.

İleriki çalışmalarda entegre çok amaçlı probun hata durumu modellenmesi yapılabilir. Hata modellemesi ile ilgili literatürde birçok yöntem mevcuttur. Bu yöntemler genel olarak istatistiksel yöntemler üzerinde şekillenmiştir. Çalışmanın geliştirme faaliyetlerine ek olarak belli türbülanslar altında, Von Karman veya Dryden türbülansları, nasıl davranacağı modellenenebilir. Bu sürecin modellenmesi yapılırken rüzgâr tüneli verilerine ek olarak hava aracına entegre edilmiş probun belli başlı uçuş zarflarında ve manevralarında davranış analizi edilerek yapılan sistem tanımlama faaliyetleri ile yapılan modelin benzetimi daha ilerilere taşınabilir.

Kaynaklar

- Feuillard, Guy, Et Al., Development of a Flush Ultrasonic Probe for the Measurement of the Velocity and the Angle Of Attack of an Aircraft, Ultrasonics 132,2023
- Greg, A., Dennis, J., John, H., Mark, R., James, A., John, R., and Dana, A., Multi-Function Air Data Sensing Probe Having an Angle of Attack Vane, Patent No. 6941805b2, 2003
- Larson, Terry J., Evaluation of a Flow Direction Probe and a Pitot-Static Probe on the F-14 Airplane at High Angles of Attack and Sideslip. No. Nasa-Tm-84911. 1984
- Lionel, C., and Nikolas, H., Multi-Function Probe with Variable Flexure, Patent No. 7155968B2, 2007.
- Margaret, A., Guntis, U., and David, N., Multi-Function Aircraft Probes, Patent No. 6012331, 2000.
- Moes, Timothy R., And Stephen A. Whitmore. "a Preliminary Look at Techniques used to Obtain Airdata From Flight At High Angles of Attack." High Angle of Attack Technology Symposium. No. Nasa-Tm-101729. 1990
- Montoya, Earl J. Wind-Tunnel Calibration and Requirements for In-Flight Use of Fixed Hemispherical Head Angle-of-Attack and Angle-of-Sideslip Sensors. No. Nasa-Tn-D-6986. 1973
- Park, Y., Choi, I., Lee, Y., Kwon, K., Kim, S., And Hwang I., "Aerodynamic Design of a Multi Function Air Data Sensor by Using Cfd and Wind Tunnel Test," Journal Of Korean Society Of Computational Fluid Engineering, Vol. 15, No. 3, 2010
- Rogers, David F., Wind-Tunnel Investigation of a General-Aviation Differential Pressure Angle-of Attack Probe, Journal Of Aircraft 50.5,2013
- Sankaralingam, L., And C. Ramprasadh, A Comprehensive Survey on the Methods of Angle of Attack Measurement And Estimation In Uavs, Chinese Journal Of Aeronautics, Volume 33, Issue 3,2020
- Sankaralingam, L., And C. Ramprasadh. "Angle of Attack Measurement Using Low-Cost 3d Printed Five Hole Probe For Uav Applications." Measurement 168, 2021