BUZLANMAYA YÖNELİK PİTOT-STATİK TÜP TASARIMI

Bülent Ünsal¹ ve İsmail Sedat Gülle² TÜBİTAK Ulusal Metroloji Enstitüsü, Kocaeli

ÖZET

Bu çalışmada subsonik ve yüksek transonik hız aralığında uçabilen hava araçları için kullanabilecek Pitot-Statik tüplerin tasarımında buzlanma koşullarından mümkün olabildiğince az etkilenmesi veya hiç etkilenmemesi için nasıl tasarlanması gerektiği konusu ele alınmıştır. En önemli güncel standart gereksinimleri olarak AS8006 ve AS5562 dikkate alınmış ve bu standartların belirttiği test gereksinimleri irdelenmiştir. Sivil havacılık kapsamı dışında bulunan hava araçları için hız, yükseklik ve görev süresi gibi değişkinlere göre kritik buzlanma koşullarının oluşturulması ve bu koşullara göre Pitot-Statik tüp tasarımın yapılması bu çalışmanın diğer bir konusudur. Bu konu basit iki farklı burun geometrisi (konik ve küresel) için ele alınmış ve HAD (hesaplamalı akışkanlar dinamiği) analizleri ile farklı koşullar için karşılaştırmalar verilmiştir. Ayrıca bazı koşullar için Fensap-ICE yazılımı kullanarak buzlanma simülasyon sonuçları verilmiştir.

Giriş

Pitot tüp, temeli Bernoulli denklemine dayanan, oldukça eski bir hız ölçüm yöntemidir ve havacılıkta hava araçlarının hem hız hem de yüksekliğini ölçmek için kullanılan en yaygın ölçüm tekniğidir. Birinci yazarın diğer bir bildirisinde [Koç, Ünsal, Tabanlı ve Yüceil, 2016] Pitot tüpler ile ilgili bazı temel bilgiler bulunmaktadır. Bu bildiride belirtildiği gibi temelde L ve I tipi olmak üzere iki farklı geometriye sahip Pitot-Statik (PS) sistemler hava aracının dış gövdesi üzerinde atmosferik koşullara maruz kalmaktadır. Elmajdub Bharadwaj, 2014 ve diğer çoğu kaynakta belirtildiği gibi PS sistemler uçuş güvenliği açısından oldukça önemlidir ve birçok hava aracı kazası bu sistemlerde oluşan arızalardan dolayı olmaktadır. Bu nedenle PS sistemleri değişen atmosferik koşullardan etkilenmeden hız ve yükseklik ölçüm bilgisini iletmelidir.

AS8006 standardı sivil havacılıkta kullanılan ve genelde diğer standartların PS sistemlerinin kalifikasyonu için atıfta bulunduğu en önemli referanstır. Bu çalışmada ilk önce AS8006 tarafından verilen buzlanma test gereksinimleri incelenecek, daha sonra bu gereksinimlerin sivil havacılık dışında kullanılan hava araçlarının PS sistemlerinin buzlanmaya karşı tasarımında ve testlerinde nasıl kullanılabileceği tartışılacaktır. Bu çalışmada 15 mm çaplı basit küresel ve konik burunlu iki PS geometrisi üzerinde yapılan CFD ve buzlanma simülasyonları ile örnekler verilecektir.

BUZLANMA KOŞULLARI

2015 yılında SAE ilk defa AS8006 standardına ek olarak buzlanma koşulları için yeni bir standart olan AS5562 standardını yayınlamıştır. En son Şubat 2020 yılında önemli bir değişiklik yapılmadan güncellenen bu standart daha önce kullanılan FAA TSO-C16a ve EASA ETSO-C16 standartlarına göre çok daha zorlayıcı ve yeni bazı test koşulları getirmiştir. Bu yenilikler aşağıda özetlenmiştir:

¹ Ens. Müd. Yrd., Mekanik Grubu, E-posta: bulent.unsal@tubitak.gov.tr

² Başuzman Araştırmacı, Akışkanlar Laboratuarları, E-posta: sedat.gulle@tubitak.gov.tr

- Yüksek buz parçacık yoğunluğu (IWC "İng. Ice Water Content")
- Karışık test koşulları (sıvı damlacık [LWC "İng. Liquid Water Content"] ve buz parçacıkları beraber)
- Yoğun yağmur koşulları
- İrtifa koşulları
- Yüksek hızlar
- Daha düşük sıcaklıklar
- Nicel geçti/kaldı kriterleri

Tablo 1'de Class2 bir hava aracı için AS5562 temel test koşulları verilmiştir.

Test Türleri					
		Yukseklik (kft)	Hız (m/s)	Sicaklik (°C)	LVVC / IVVC (g/m°)
LWC (Sıvı damlacık testleri)	L1	5	130	-10	0,6 - 2,5 / 0
	L2	10	138	-20	0,3 - 1,9 / 0
	L3	15	150	-30	0,2 - 1,1 / 0
Karma testler (LWC +IWC)	M1	28	175	-20	1,9 / 3,7
	M2	31	172	-30	1,1 / 4,2
IWC (buz parçacıkları testleri)	S1	31	175	-20	0 / 7,6
	S2	31	169	-40	0 / 5,6
	S3	31	162	-60	0 / 3,4
Yağmur testleri	R1a	<10	66,9	<10	2/0
	R2a	<10	51,4	<10	6 / 0
	R3a	<10	51,4	<10	15 / 0
	R1b	<10	128,6	<10	2/0
	R2b	<10	128,6	<10	6/0
	R3b	<10	128,6	<10	15 / 0

Tablo 1: AS5562 Class 2 test koşullar	٦.
---------------------------------------	----

Sıvı damlacık testleri sabit ve değişken sıvı yoğunluğu (LWC) olmak üzere iki farklı test grubundan oluşmaktadır. Sabit sıvı yoğunluğu testlerinde Tablo 1' de belirtilen yüksek LWC değerleri 5 dakika süresince uygulanmaktadır. Değişken sıvı yoğunluğu testlerinde ise önce 12 dakika süresince düşük LWC değeri sonrasında 6 defa 55 saniye yüksek ve 65 saniye düşük LWC olmak üzere 6 defa dönüşümlü olarak sıvı damlacıklar uygulanmakta ve bu 6 dönüşümden sonra test 8 dakika süresince düşük LWC değeri uygulanarak test sonlanmaktadır.

Karma ve buz kristalleri testlerinin süreleri her bir test için 2 dakikadır. Yağmur testlerinde ise en yüksek LWC yoğunluğu için 0,3 dakika, orta yoğunluk için 2 dakika ve düşük yoğunluk için 15 dakikadır.

Tablo 2: AS5562 Class 2 geçti/kaldı kriteri için örnek basınç sapması limitleri.							
Test	P _{T,L} (±Pa)	P _{S,L} (±Pa)	Test	P _{T,L} (±Pa)	P _{S,L} (±Pa)		
L1	240	220	R1a	100	100		
L2	220	200	R2a	100	100		
L3	200	170	R3a	250	250		
M1	140	90	R1b	250	250		
M2	125	70	R2b	250	250		
S 1	130	70	R3b	100	100		
S2	125	70					
S3	120	70					

Bir PS probunun Tablo 1'de verilen testlerden geçmesi için yeterli koşul buzlanma oluşmaması değil aynı zamanda probun toplam (P_T) ve statik (P_S) basınç ölçümlerinin sabit hız ve irtifa

koşullarında belirli bir limit arasında kalması gerekmektedir ve bu AS5562 standardı ile gelen yeniliklerden en önemlisidir. Bu limitler P_T için 3 kt ve P_S için 30 feet/(100 kt) değerlerine karşılık gelen basınç değerleri olarak tanımlanmıştır. Her bir test öncesinde, LWC ve/veya IWC uygulanmadan, probun statik ve toplam basınç ölçümlerinin tünel referans değerleri ile arasındaki fark en az 20 Hz hızında yaklaşık bir dakika süresince kaydedilmekte ve standartta verilen formüllere göre limit değerleri hesaplanmaktadır. Tablo 2'de Class 2 bir hava aracı örnek limit değerleri verilmiştir. Buradan görüleceği üzere 70 ile 250 Pa arasında değişen limitler oldukça zorlayıcıdır ve 2015 yılında yayınlanan AS5562 öncesinde kullanılan probların birçoğunun bu yeni gereksinimleri karşılayamadığı bilinmektedir.

Sivil havacılık dışında kalan bir hava aracında kullanılmak üzere bir PS sistemi geliştirilmesi için hem ısıl hem de mekanik tasarım için buzlanma sınır koşullarının doğru olarak belirlenmesi uçuş güvenliği açısından oldukça önem arz etmektedir. Buzlanma koşulları açısından temel girdi parametreleri uçuş zarfı (yükseklik ve hız değişimi) ve uçuş süresidir (eğer bir süre limiti var ise). Bu parametrelere göre FAA ve benzer diğer kurumların yayınladığı Buzlanma Tasarım Zarfları dokümanlarında verilen bilgilere göre maksimum ve minimum sıcaklık değerleri ve karşılık gelen LWC ve ICW değerleri çıkarılıp, bu bilgilere dayanarak kritik test koşulları oluşturabilir.

YÖNTEM

Bu çalışmada katı model ve iki boyutlu kesitleri Şekil 1'de gösterilen konik ve küresel burunlu olmak üzere iki temel prob geometrisi kullanılmıştır. Her iki probun temel ölçüleri aynıdır (çap 15 mm). Yapılan çalışmalar HAD ve buzlanma çözümlemelerini kapsamaktadır. HAD çözümlemeleri için FLUENT[™] ve FensapICE[™] çözücüleri kullanılmıştır.



Şekil 1: Konik ve küresel burunlu prob katı model ve kesit görüntüleri.

Hesaplamalar Tablo 1'de verilen koşullara ek olarak geniş bir hız aralığında (0,15 ile 0,9 Mach arasında) gerçekleştirilmiştir. Sıkıştırılabilir akış ve uygun sınır koşulları ile birlikte türbülanslı akış modellemesi yapılmıştır. Türbülans modeli olarak SST k-omega, transitional k-kl omega modelleri uygulanmış ve sonuçların değerlendirilmesiyle SST k-omega modelinde karar kılınmıştır. Her ne kadar burada verilen simülasyon sonuçlarının doğrudan deneysel sonuçlar ile doğrulaması yapılmamış olsa da, benzer yöntemlerin kullanıldığı çalışmada [Koç, Ünsal, Tabanlı ve Yüceil, 2016] hem de gizlilik nedeni ile paylaşılamayan farklı geometrilere sahip problara ait buzlanma test sonuçları, kullanılan HAD yöntemlerinin tatmin edici doğrulukta olduğunu göstermektedir.

UYGULAMALAR

Tablo 1'de verilen buzlanma koşullarında L3 test koşulları için basınç dağılımı her iki probe geometrisi için Şekil 2'de verilmiştir. Buradan görüleceği üzere her iki probun burun formunun etkisi ile oluşan basınç dağılımı oldukça eşdeğerdir. Ancak keskin hatlardan dolayı konik prob daha belirgin şok bölgelerine neden olmaktadır ancak, şekilde gösterildiği üzere, küresel prob için daha geniş bir alanda şok oluşmaktadır. Oluşan bu şok bölgelerinde ani sıcaklık düşüşleri olacağından dolayı sıcaklık dağılımında farklılıklara neden olacak ve bu nedenle küresel probun bir miktar daha fazla sıcaklık kaybı söz konusudur.



Şekil 2: Probların L3 koşulunda (0,48 Mach) oluşturdukları basınç dağılımı.



Şekil 3: Probların burunu üzerindeki sıvı damlacık toplama etkinliğinin prob eksenini kesen bir çizginin eğri uzunluğu boyunca değişimi (a) ve küresel prob için sıvı damlacık toplama etkinliğinin burun yüzeyindeki dağılımı (b).

Buzlanma çözümlemeleri FensapICE[™] çözücüsü ile üç aşamada gerçekleşmektedir. Önce klasik HAD çözümlemesi yapılmakta, buradan elde edilen basınç, sıcaklık ve hız dağılımı kullanılarak sıvı damlacık dağılımı hesaplanmakta ve en son buzlanma çözümlemesi yapılmaktadır. Şekil 3'te L3 test koşulu için yapılan sıvı damlacık çözümlemesinden elde edilen Damlacık Toplama Etkinliğinin (DTE) değişimi her iki prob için gösterilmiştir. Birimsiz bir değer olan DTE, birim alana karşılık gelen LWC değerinin ne kadarının yüzeye çarptığı bilgisini vermekte ve bu bilgi buzlanma çözümlemesi için gerekmektedir. DTE maksimum 1 değerini alabilir ve bu da mevcut tüm damlacıkların yüzeye çarpması anlamına gelmektedir. DTE açısından her iki prob karşılaştırıldığında (Şekil 3'te verilen DTE ile eğri uzunluğu integrali açısından), küresel prob %0,2 civarında daha fazla damlacık toplamaktadır ve bu çok önemli bir fark değildir.



Şekil 4: L3 buzlanma koşulları için 30 saniye sonunda probların burnunda oluşan buz şekilleri (mavi renkte gösterilen).

Buzlanma analizi girdilerini HAD çözümlemesinden elde edilen ısı transferi katsayıları, yüzey sıcaklıkları ve sıvı damlacık yoğunluğu analizinden elde edilen DTE oluşturmaktadır. Bu iki çözümleme sonuçlarından elde edilen buzlanma çözümlemesi sonuçları Şekil 4'te gösterilmiştir. Gösterilen bu sonuçlar, L3 koşulları ve ısıtıcı gücü verilmeden elde edilmiş, 30 saniye sonunda oluşan buz şeklini vermektedir. Problar karşılaştırıldığında oluşan toplam buz kütlesi DTE sonuçlarında da olduğu gibi olukça eşdeğerdir.



Şekil 5: Prob yüzey sıcaklığının testlere ve ısıtıcı gücüne göre değişimi.

Buzlanma oluşmaması için tüm test koşulları için yeterli olabilecek ısıtıcı gücünün bulunması ısıl tasarımın en önemli noktasıdır ve bunun için en kritik buzlanma koşulunun tespiti gereklidir. Şekil 5'te prob yüzey sıcaklığının test koşullarına gör değişimi verilmiştir. Buradan görüleceği üzere, ısıtıcı olmadığı durumda her iki probun yüzey sıcaklığı tüm testler için eşdeğerdir. Ayrıca ısıtıcısız durumda en soğuk yüzey sıcaklığı S3 testinde görülmektedir. Probların 50 ve 100 W güçlerde ısıtılması durumunda L3 testinin daha kritik olduğu ve küresel probun konvektiv ısı transferi kaybının konik proba göre daha fazla olduğu görülmektedir.

Kritik test koşulunun tespitinden sonra ısıtıcı güç değerinin belirlenmesi için kritik yüzey sıcaklığının deneysel ve nümerik olarak bulunması gerekmektedir. Kritik yüzey sıcaklığı, verilen koşullarda buzlanmanın olmadığı en düşük sıcaklık olarak tarif edilebilir.



Şekil 6: L3 test koşulu için ısıtıcı gücüne göre prob yüzey sıcaklığı değişimi.

Prob yüzey sıcaklığının 20 ile 30 °C aralığında değiştirilerek yapılan buzlanma çözümlemelerine göre her iki prob için kritik yüzey sıcaklığı, yaklaşık olarak, 25 °C dir. Şekil 6'da L3 test koşulu için prob yüzey sıcaklığının ısıtıcı gücü değişimi verilmiştir. Bu şekilde ayrıca kritik yüzey sıcaklığı ve her bir prob için denk gelen kritik ısıtıcı gücü de gösterilmektedir. Buna göre, kritik ısıtıcı gücü, küresel prob için 82 W ve konik prob için 88 W olarak bulunmaktadır.

Eğer sivil havacılık dışında bir hava aracı için PS sistemi tasarımı söz konusu ise, bir önceki bölümde belirtildiği üzere kritik test kosullarının oluşturulması gerekmektedir. Burada verilen bilgiler göstermiştir ki konvektif ısı kayıpları hıza, sıcaklığa ve aynı zamanda yüksekliğe bağlı ve ısıtıcı gücünün belirlenmesinde en fazla paya sahiptir. Özellikle bazı uygulamalarda, prob sıcaklığı kontrolünün istenmediği ve/veya ısıtıcı gücünün sınırlı olması gerektiği gibi zor durumlar için güvenli sınır test koşullarının oluşturulması ve bu koşullar için aerodinamik, ısıl ve mekanik tasarımın hem isterleri sağlayacak hem de uçuş güvenliğini etkilemeyecek şekilde yapılması oldukça zor olabilir. Örneğin doğru ve gerçekçi buzlanma hız koşulunun önemi Şekil 7'de görülen veriler üzerinden gösterilebilir. Bu şekilde konik prob yüzey sıcaklığının hız ile değişimi verilmiştir. Ortam koşulları L3 testinde verilen yükseklik (15 kft) ve sıcaklık (-30 °C)değerleridir. İsıtıcısız durumda, hız 0,15 Mach'dan 0,9 Mach artarken yüzey sıcaklığının değişimi 35 °C civarındadır. 50 W gücünde ısıtıcı olduğu durumda bu fark yaklaşık 5 °C civarında ve 0,15 Mach hızında daha yüksek yüzey sıcaklığı oluşmaktadır. Bu durum düşük hızdaki düşük konveksiyonsal ısı transferi ve sınır tabakası sıcaklığına karşı yüksek hızda yüksek konveksiyonsal ısı transferi ve sınır tabakası sıcaklığı ile ilgilidir. Şekil 7'den görüleceği üzere, yaklaşık 0,5 Mach hıza kadar konveksiyonel ısı transferinin artan etkisi ile yüzey sıcaklığa düşmektedir. 0,5 Mach hızdan sonra ise artan sınır tabakası sıcaklığı nedeni ile her ne kadar konveksiyonel ısı transferi daha da artsa da yüzey sıcaklığı artmaktadır. Eğer bir hava aracı 15 kft yükseklikteki hız 0,4 ile 0,6 Mach arasında sevir hızına sahip ise buzlanma kosulu icin en soğuk durum olan 0,5 Mach hız secilmelidir. Benzer bir değerlendirmenin LWC ve IWC icin de yapılması gereklidir.



Şekil 7: L3 test koşulu için hıza göre konik prob yüzey sıcaklığı değişimi.

SONUÇ

Pitot-Statik tüp (PS) sistemleri hava araçları için oldukça yüksek öneme sahiptir çünkü doğru çalışmamaları durumunda büyük kaza riskleri oluşmaktadır. Buzlanma PS sistemlerinin doğru çalışmasını etkileyebilecek en önemli sebeplerden biridir ve bu çalışmada bu sistemlerin buzlanmaya karşı tasarım için bazı temel konulardan, iki basit PS geometrisi (küresel ve konik) için yapılan HAD ve buzlanma çözümlemelerinden örnekler vererek, bahsedilmiştir.

Bildiride önce güncel buzlanma standartlarının önerdiği buzlanma koşulları tartışılmış ve sonrasında küresel ve konik PS probları için yapılan analizler sunulmuştur. Verilen bilgilerden şu sonuçlar çıkarılabilir;

- HAD ve buzlanma çözücüleri ile gerekli olan ısıtıcı güç belirlenebilir.
- Verilen örnekler çerçevesinde ısı transferi açısından en kritik koşul L3 testidir.
- Sivil havacılık dışında kalan uygulamalar için buzlanma koşullarının doğru belirlenmesi oldukça önemlidir ve bu konuda bazı temel bilgiler verilmiştir. Örneğin kritik uçuş hızı en düşük ya da en yüksek hız olmayabilir.

Diğer taraftan bu bildiride değinilmeyen ancak buzlanma açısından önemli diğer hususlar;

- Prob içerisine giren suyun tahliyesi için prob içi tasarım.
- Buz kristali ve havada olması muhtemel diğer katı parçacıkların prob içe kolay girmesini önleyici tasarım.
- Prob ve yüzeyinde ısı gereksinimi alanlarının tespiti ve bu alanlara gerekli ısıyı sağlayacak şekilde ısıl ve mekanik tasarım yolu ile ısı transferi optimizasyonu.

Yazarlar şimdiye kadar bu konularda prob tasarımı gerçekleştirmiş ve başarılı sonuçlar almıştır ancak gizlilik nedeni ile bu bildiride örnekler verilememiştir.

Kaynaklar

- Elmajdub, E., F., Bharadwaj, A., K., 2014. *Important Pitot Static system in aircraft control system*, American Journal of Engineering Research (AJER), Volume-03, Issue-10, s-138-144
- Koç, E., Ünsal, B., Tabanlı, H., ve Yüceil, B., K., *Transonik hız bölgesi için hız ve yükseklik ölçüm sistemi; Pitot-Statik prob tasarımı ve rüzgar tüneli testleri*, UHUK 2016, Kocaeli, 28-30 Eylül
- SAE International Aerospace Standard, *Minimum Performance Standard for Pitot and Pitot-Static Tubes*, SAE AS8006, 2015
- SAE International Aerospace Standard, Ice and RainMinimum Qualification Standards for Pitot and Pitot-StaticProbes, SAE AS5562, 2015