12-14 Eylül 2018, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun

DÜŞEY KALKIŞ KABİLİYETLİ HİBRİT ROTORLU MODEL İHANIN ÖN İNCELEMESİ

Ö.Faruk TATLI¹, M.Nuri DURSUN¹, M.Tayyip GÜRBÜZ² ve Sercan ACARER³

İzmir Katip Çelebi Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, İzmir

ÖZET

Hibrit rotorlar, Magnus etkisiyle kaldırma kuvveti üreten uçakların dönen silindirlerinin üzerine çevresel yönde paralel kanatlar eklenmesiyle (cycloidal propeller) oluşturulan itki kapasitesini ifade eder. Bu tip uçaklar ilave bir pervaneye gerek duymaksızın hem kaldırma kuvveti hem de itki kuvvetini birlikte oluşturur. Ayrıca İHA'ya 360° itki kontrolü ve düşey kalkış özelliklerini kazandırır. Bu çalışmanın amacı, böyle bir İHA'ya yönelik ilk çalışmaları bilgisayar simülasyonları ile gerçekleştirmektir.

GİRİŞ

Magnus etkisi, dönen bir silindirin oluşturduğu kuvvettir ve kaldırma kuvveti olarak kullanılarak kanat işlevi görebilir. İki boyutlu bir düzlemde soldan sağa (+x yönünde) akan bir akış altında saat yönünde (-z) dönen silindir, akışı standart kanatlarda rastlanamayacak büyüklükte bir açı ile aşağı (-y) yönlendirerek güçlü akım çizgisi eğriliği sayesinde üstte güçlü bir alçak basınç bölgesi, altta (diğerine göre daha zayıf ve kısmi) yüksek basınç bölgesi oluşturmaktadır. Bu sayede yukarı yönlü (+y) kaldırma kuvveti üretilmektedir. İtki için ise pervaneye ihtiyaç vardır. Ancak dönen silindirlerinin üzerine çevresel yönde paralel kanatlar eklenmesiyle (cycloidal propeller) oluşturulan hibrit rotorda pervane ve silindir bütünleşik olmaktadır. Ayrıca bu, İHA'ya 360° itki kontrolü, düşey kalkış özelliği ve standart pervaneye göre daha sessiz uçuşu sağlar (Şekil 1) [Seifert, 2012].

Bu çalışma, bu konferansta sunulan sade magnus etkisi içeren (bütünleşik pervanesi olmayan) UHUK-2018-070 numaralı çalışmanın [Kırmızıgöl, Gürbüz, İlhan ve Acarer, 2018] devamı niteliğindedir. Saf dönen silindirler, HAD validasyonu, vb. konu ile ilgili birçok detay orada anlatıldığı için burada özet olarak verilecektir ve silindirlere bütünleşik pervanenin eklendiği hibrit rotor kısmına odaklanılacaktır. Tıpkı referans verilen çalışmadaki gibi, bütünleşik pervane hariç tutulursa ve sadece silindirlerin ön tasarımına odaklanılırsa, dönen silindirlerle ilgili deneysel veriler mevcut olduğu için [Swanson, 1961] bunlar kullanılmıştır (bir başka deyişle hibrit rotor tasarımı için önce izole dönen silindir tasarımı yapılmıştır). Daha sonra eklenen bütünleşik pervanenin etkisi (basit modellerle incelenebilse bile) zamana bağlı ve kayan ağ yapısı kullanan HAD simülasyonları ile incelenmiştir. Sade silindirin tasarım parametreleri ve çıktıları, Reynolds sayısı ve dönüş oranı (silindir yüzey hızının serbest rüzgar hızına oranı) ve bu ikisinin fonksiyonları olan kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayılarıdır. Bu parametreler de 4 tane fiziksel

¹ Lisans Öğrencileri, Makine Müh. Böl.

²Yük.Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl.

³ Dr.Öğretim Üyesi, Makine Müh. Böl.

E-posta: omertatli.33@hotmail.com

E-posta: mtayyipgurbuz@gmail.com

E-posta: sercan.acarer@ikc.edu.tr

parametreye ayrılmaktadır: Silindir çapı, silindir uzunluğu, silindir dönüş hızı ve uçuş hızıdır (serbest rüzgar hızı). Silindirlerin kaldırma ve sürüklenme kuvveti bu parametrelere bağlı olarak belirlenmektedir.



Şekil 1. Hibrit rotor konsepti [Seifert, 2012]

SILINDIR PARAMETRELERININ BELIRLENMESI

Silindir seçimleri için farklı çaplar ve farklı açısal dönme hızlarında parametrik hesaplamalar yapılmıştır. Fiziksel kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri (F_L , F_D), deney verilerinde sunulan normalize edilmiş (boyutsuz) kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları (C_L , C_D) cinsinden şu denklemlerle ifade edilmektedir:

$$F_L = \frac{1}{2} C_L V^2 A \tag{1}$$

$$F_D = \frac{1}{2}C_D V^2 A \tag{2}$$

Burada "A" silindirin izdüşüm alanı (çap x uzunluk), "V" Uçuş Hızı ve " ρ " yoğunluktur. C_L ve C_D , Denklem (3) ile tanımlanan dönüş oranına (α) birincil dereceden bağlıdır, ancak Reynolds sayısına (Re) sadece düşük α değerlerinde (α <1) bağlıdır [Swanson, 1961].

$$\alpha = \frac{R_{silindir} \ \omega}{V} \tag{3}$$

Bu denklemdeki " $R_{silindir}$ " silindir yarıçapı, (ω) açısal dönme hızını belirtmektedir. Silindir çapı için 6-12cm aralığı incelenmiştir.Silindir dönme hızı için ise 2000-9000 dev/dak aralığı incelenmiştir. Uçak hedef ağırlığı yaklaşık 1 kg olarak düşünüldüğü için kaldırma kuvvetimizin 10N ve üzeri olmasına çaba gösterilmiştir. Bu çalışmalar sonucunda silindir çapı 10 cm ve silindir dönüş hızı 4000 dev/dak seçilmiştir. Şekil 2'de de görüldüğü üzere 5m/s uçuş hızında kaldırma kuvveti 9.3N yani yaklaşık olarak 1 kg olduğu görülmektedir uçuş hızı arttıkça kaldırma ve sürükleme kuvvetleri de artmaktadır.



Şekil 2. 10 cm çap ve 4000 dev/dak dönüş hızı için farklı uçuş hızlarında kaldırma ve sürükleme kuvvetleri

HİBRİT ROTOR ÖNCÜL SİMÜLASYONLARI

Şu ana kadar yapılan ön tasarımda sadece deney verisi kullanılmıştır ve herhangi bir HAD simülasyonu gerçekleştirilmemiştir. Bu kısımda, ticari bir hücre merkezli sonlu hacim akış çözücüsü olan Fluent yazılımı ile HAD yöntemleri temel silindir deney verileriyle doğrulanacaktır. Bundan sonra silindirlere bütünleşik pervane eklenerek hibrit rotora dönüştürülecektir ve bunun simülasyonları gerçekleştirilecektir.

Doğrulama

HAD analizlerinde endüstriyel standart olan Reynolds-Ortalanmış Navier-Stokes (RANS) çözümleri kullanılmıştır. Bu çözümler, zamana çok küçük adımlarla bağlı ve sınır tabakadaki vorteks oluşumunu ve bunun yayılmasını yakalayabilecek çok ince ağ yapısı gerektiren ancak günümüzün güçlü sunucu bilgisayarlarında bile uygulaması sadece düşük Re sayılarıyla ve basit geometrilerle kısıtlı olan üç boyutlu gerçek türbülanslı akışı, kararlı akış olarak kaba ağ yapısı üzerinde efektif vizkozite yaklaşımı (Boussinesq Yaklaşımı) kullanarak türbülans modelleri ile yaklaşık olarak modelleyebilir. Bu sayede yüksek Re sayılı türbülanslı akışlar, bu yaklaşım sayesinde sıradan bilgisayarlarca yaklaşık olarak çözülebilir hale gelir. Bu sebeple RANS tabanlı HAD analizleri, temsili akışa ait deney verisince doğrulanmaya muhtaçtır.

Doğrulama çalışması yapılmış çözücüye ait en uygun türbülans modeli, 4000 dev/dk silindir dönüş hızı ve 5 m/s uçuş hızı şartlarında uygulanmış olan sayısal çalışmalarda elde edilen sonuçların deney verileri ile karşılaştırılması sonucu elde edilmiştir (Tablo 1). Deney verilerine en uygun sonucu veren türbülans modeli olan k-ɛ RNG seçilmiştir. Diğer modellerin çok daha farklı ve gerçeğe zıt sonuçlar vermesinin incelenmesi gerekmektedir, ancak [Kırmızıgöl, Gürbüz, İlhan ve Acarer, 2018] tarafından da k-ɛ RNG modelinin az farkla en iyi model olarak değerlendirilmesi üzerine bu ek çalışmadan vazgeçilmiştir. Simülasyonlar kararlı akış için gerçekleştirilmiştir. Bu, durağan silindir için geçersiz olsa da (kaba gövdenin üzerinde ve arkasında zamana bağlı art izleri sebebiyle), dönen silindirde art izlerinin ciddi oranda azaldığı, ve akışın durağan silindire göre çok daha kararlı olduğu görülmüştür.

Tablo 1. Deneysel ve farklı RANS türbülans modelleri için kaldırma ve sürükleme katsayıları

	DENEY	k-e Realizable	k-ε RNG	k-ω SST	$k\text{-}\omega~SST + \gamma\text{-}Re_{\theta}$	Spalart-Allmaras
C_L	8.4	97.87	11.51	0.24	427	18
C_{D}	2.83	-14.5	3.64	1.1	234	10.7

Hibrit Rotor Simülasyonları

HAD analizleri doğrulandıktan sonra 6 adet NACA0018 kanat profilinden hibrit rotor oluşturulmuştur. Eklenen kanatlar için 2 ayrı dış çap (D_{kanat} , Şekil 1) denenmiştir. Bunlardan biri 12.5 cm, diğeri 15 cm'dir. Silindir çapı 10cm'de sabit tutulmuştur. Hesaplama alanı ve hesaplama ağı Şekil 3'te verilmiştir. Simülasyonlar hibrit rotor için zamana bağlı gerçekleştirilmiştir. Kanatların ve silindirin olduğu halkadaki hesaplama ağı kaygan ağ (sliding mesh) yöntemi ile dönerek kanat hareketi istenen dönme hızı için modellenmektedir. Dönen alan ile durağan alan arasındaki çember arayüz olarak tanımlanmıştır ve interpolasyon ile veri aktarımı sağlanmaktadır.



Şekil 3. Hibrit rotor hesaplama alanı (üstte) ve hesaplama ağı (altta)

Aşağıda Tablo 2'de temel (sade) silindir ve 2 farklı kanat radyal konumundaki hibrit rotor konsepti için kaldırma ve sürükleme katsayı değerlerinin karşılaştırılmaları yapılmıştır. Buna göre hibrit rotorun sürüklenme kuvveti sıfır civarındadır, bu da pervane gereksiniminin olmadığını göstermektedir. Ancak gövde düşünüldüğünde ek itki kuvvetine ihtiyaç olacaktır. Bunun için bütünleşik pervane ile ilgili gelecekte daha detaylı çalışmalar yapılmalı ve bunları karakteristiği ortaya çıkartılmalıdır. Burada sunulmayan bir sonuç ise, hibrit rotordan silindirleri çıkardığımızda kaldırma kuvvetinin büyük oranda azalmasıdır. Bu da bütünleşik rotor için öncül izole silindir hesabı yapılmasının gerekliliğini ortaya çıkarmaktadır, ve eklenen bütünleşik pervane sadece itki yönünde ciddi bir katkı sağlamaktadır.

Tatlı, Dursun, Gürbüz ve Acarer

	Temel Silindir	Hibrit Rotor	Hibrit Rotor
	(D _{silindir} =10cm)	(D _{kanat} =12.5 cm, D _{silindir} =10cm)	(D _{kanat} =15cm, D _{silindir} =10cm)
CL	11.5	10.1	10.1
CD	3.6	~0	-0.04

Tablo 2. Hibrit rotor sonuçları (uçuş hızı 5m/s uçuş hızı, silindir dönüş hızı 4000 dev/dak)

Şekil 4 ve Şekil 5'te D_{kanat} =12.5cm ve 15cm için hibrit rotorun sırasıyla hız ve basınç alanları verilmiştir. Burada kaldırma kuvveti açıkça görülmekteyken, itkiye dair net bir sonuç çıkarılamamıştır, ancak silindir üstü düşük basınç bölgesinin uçuş yönü tarafına (şekilde sola) kayması, itkiye dair bir bileşen hakkında bize bilgi verebilir.



Şekil 4. Rkanat=12.5cm (sol) ve 15cm (sağ) için hız alanı (m/s, ölçekler ortaktır)



Şekil 5. R_{kanat}=12.5cm (sol) ve 15cm (sağ) için basınç alanı (Pa)

15cm kanat çaplı hibrit rotor için farklı uçuş hızlarında (10m/s ve 15 m/s) simülasyonlar tekrarlanmıştır. Sonuçlar Tablo 3'te paylaşılmıştır. Ancak bu şartlarda kaldırma kuvveti katsayısının ciddi oranda düştüğü gözlemlenmiştir (ancak yükselen uçuş hızından dolayı kaldırma kuvveti artacaktır). Bu şartlardaki hız ve basınç alanı 10 ve 15m/s uçuş hızları için sırasıyla Şekil 6 ve 7'de sunulmuştur. Kaldırma kuvvetinin oluştuğu silindir üstündeki yüksek hızlı/düşük basınçlı alandan anlaşılabilmektedir. Bunun

yanısıra düşük basınç bölgesi silindirin üst bölgesinin ön tarafına doğru oluştuğu için sürüklenme kuvvetinde azalma beklenmektedir. Bu da Tablo 3'de verilen sonucu doğrulamaktadır.

Tablo 3. Farklı uçuş hızları sonuçları (silindir 4000 dev/dak hızla dönmektedir)

	10 m/s	15 m/s
C_{L}	2.8	1.7
C_{D}	0.03	0.01



Şekil 6. 10m/s uçuş hızı için hız (sol, m/s) ve basınç alanı (sağ, Pa)



Şekil 7. 15m/s uçuş hızı için hız (sağ,m/s) ve basınç alanı (sol, Pa)

YAPISAL ANALİZ

Yukarıdaki öncül analizlerden sonra sağlamlık konusunda bir takım çalışmalar yapılmıştır. Ana silindir ve uçak gövdesi, tıpkı öncül UHUK-2018-070 numaralı çalışmadaki gibi [Kırmızıgöl, Gürbüz, İlhan ve Acarer, 2018] üretilebilir. Ancak eklenecek bütünleşik kanatlar için üç boyutlu yazıcılar (hızlı prototipleme) uygun bir imalat yöntemi olarak görülmektedir. Burada hafifliğinden ötürü ABS filament seçildi. Burada en önemli problemin 4000 dev/dak dönüş hızında sentrifüj kuvvetten kaynaklı gerilme olacağı düşünülerek ANSYS Mechanical yazılımı ile yapısal analiz gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar Şekil 8'de sunulmuştur. Buna göre maksimum von Mises gerilmesi 17MPA çıkmıştır, bu da yaklaşık 40MPa olan akma gerilmesinin altındadır. Kanatların maksimum deformasyonu ise 2mm olarak tahmin edilmiştir. Uçağın bilgisayar modeli Şekil 9'da sunulmuştur.



Şekil 8. ABS filament ile üretlilen kanatların 4000 dev/dak dönme hızı için yapısal analizi



Şekil 9. Uçağın bilgisayar ortamında oluşturulmuş modeli

SONUÇ

Hibrit rotor, dönen silindirler ile kaldırma kuvveti oluşturan rotor ve buna paralel yönde entegre edilen bütünleşik (cycloidal) pervaneden oluşmaktadır. Bu uçakların dikey kalkış, 360° itki yönlendirme ve sessiz uçuş özellikleri bulunmaktadır, bu sebeple İHA'larda kullanıma uygundur. Bu çalışmada buna yönelik ön çalışmalar gerçekleştirilerek kayan ağ yapısı kullanan zamana bağlı bilgisayar simülasyonları ile (mevcut ön sonuçlarla gövde hariç) hibrit rotorun ek itkiye, yani ek pervaneye, ihtiyaç duymadığı gösterilmiştir. Yerden ilk kalkışı ile ilgili ek çalışma henüz gerçekleştirmemiştir. Bu bildirinin bu konudaki ileriki çalışmalar için bir başlangıç çalışma olması hedeflenmiştir.

KAYNAKLAR

- Kırmızıgöl, S.F., Gürbüz, T., İlhan, M. ve Acarer, S., "Magnus Etkisi ile Çalışan Model İHA Tasarımı, Simülasyonları ve İmalatı," UHUK-2018-070, Samsun, Türkiye, 2018.
- Seifert, J., "A Review of the Magnus Effect in Aeronautics," Progress in Aerospace Sciences, 55, 2012, sf. 17-45.
- Swanson, W.M., "The Magnus Effect: A Summary of Investigations to Date," Journal of Basic Engineering, 83(3), 1961, sf. 461-470.