

12-14 Eylül 2018, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun

MAGNUS ETKİSİ İLE ÇALIŞAN MODEL İHA TASARIMI, SİMÜLASYONLARI VE İMALATI

S. Fatih KIRMIZIGÖL¹, M. Tayyip GÜRBÜZ², Menal İLHAN³ ve Sercan ACARER⁴^{1,2,3,4} İzmir Kâtip Çelebi Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 35620, Çiğli, İzmir

ÖZET

Bu çalışmanın amacı, dönen gövdelerin (ör. silindir) kaldırma kuvveti olarak bilinen Magnus etkisiyle çalışan bir model uçak (İnsansız Hava Aracı, İHA) tasarlamak, bu uçağın bilgisayar ortamında sayısal benzetimlerini gerçekleştirmektir. Tasarım aşaması, deneysel veriler yardımıyla silindirlerin ve pervanenin temel parametrelerinin tasarlanması, bilgisayar ortamında Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemiyle sayısal benzetimlerin gerçekleştirilmesi ve sonuçlarının deney verileri ile doğrulanması ve elde edilen temel tasarımın üzerine kaldırma kuvveti katsayısını arttırmaya, sürüklenme katsayısını azaltmaya yönelik ek çalışmaları içermektedir. Ayrıca kanatlı uçakla Magnus rotorlu uçakların benzer şartlarda kıyaslamaları gerçekleştirilmiştir. Buna göre Magnus etkisi ile geleneksel uçak kanadı profiline kıyasla küçük boyutlarla ve düşük uçuş hızlarında daha büyük kaldırma kuvvetleri elde edilebilmektedir. Son olarak uçağın gövdesi de tasarlanarak üç boyutlu HAD benzetimleri gerçekleştirilmiştir ve uçağın imalatına dönük konular tartışılmıştır. Çalışmanın bu konuda temel bir kaynak olması amaçlanmıştır.

GİRİŞ

Magnus etkisi, dönen gövdelerin (tipik olarak silindir) akışı yönlendirmesiyle silindirin iki tarafında oluşan basınç farkının sebep olduğu kaldırma kuvvetidir [Seifert, 2012]. İki boyutlu bir düzlemde soldan sağa (+x yönünde) akan bir akış altında saat yönünde (-z) dönen silindir, Şekil 1’de görüldüğü gibi, 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 sayesinde yukarı yönlü (+y) kaldırma kuvveti üretilmektedir. Bununla ilgili deneysel veriler mevcut olduğu için, bir uçağa uygulanacak temel tasarım aşaması, silindir parametrelerinin tasarımı ve uygun pervane seçiminden oluşmaktadır. 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 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. Uçağın kendi ağırlığını kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvvetini ise pervane itkisi yenmelidir. Bunun için uygun bir pervane literatürdeki tipik pervanelere ait deneysel verilere göre seçilmiştir.

¹ Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl.E-posta: sfatihk23@gmail.com^{2,3} Yük.Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl.E-posta: mtayyipgurbuz@gmail.com, menal.ilhn@gmail.com⁴ Dr.Öğretim Üyesi, Makine Müh. Böl.E-posta: sercan.acarer@ikc.edu.tr



Şekil 1. Magnus etkisi (Swanson 1961)

DENEYSEL VERİLERLE MAGNUS UÇAĞI ÖN TASARIMI

Silindirlerin tasarımı için kullanılan deneysel veriler açık literatürden elde edilmiştir [Swanson, 1961]. Bu veriler sayesinde kaldırma kuvveti (F_L) ve sürüklenme kuvveti (F_D), dönme oranı (α) ve Reynolds sayısına (Re) bağlı olarak elde edilmiştir. Parametrik bir inceleme yapmak ve en uygun koşulları belirlemek amacıyla şu adımlar izlenmiştir:

- Silindirin kaldırma ve sürüklenme kuvveti değerlerini elde etmek için silindir dönüş hızı 2000-9000 dev/dk arasında parametrik olarak incelenmiştir (yapısal açıdan düşük hızlar tercih edilmiştir).
- Uçuş hızı için 2.5, 5, 7.5, 10, 15, 20 m/s aralığında parametrik hesaplamalar yapılmıştır.
- Model uçak boyutları gözönüne alındığında 5-15cm çap aralığında ve silindir başına 25-35cm uzunluklarda silindirler için hesaplamalar yapılmıştır.

Bu maddeleri dikkate alarak yapılacak parametrik inceleme ile en yüksek kaldırma/sürüklenme kuvvet oranını ve kaldırma kuvvetini (yük taşıma) sağlayan silindir çapı, silindir uzunluğu, dönüş hızı gibi değerlerin tasarlanması hedeflenmektedir. 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:

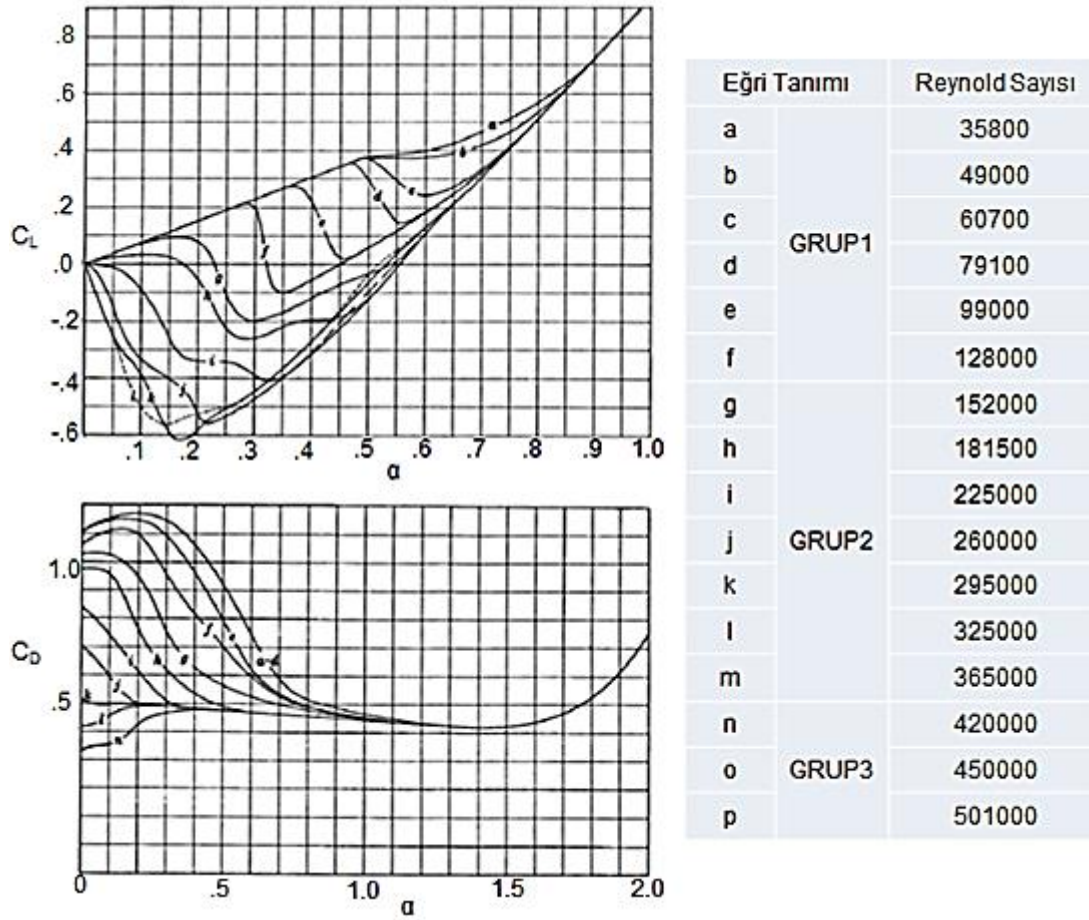
$$F_L = \frac{1}{2} C_L V^2 A \quad (1)$$

$$F_D = \frac{1}{2} C_D V^2 A \quad (2)$$

Burada “A” silindirin izdüşüm alanı (çap x uzunluk), “V” Uçuş Hızı ve “p” yoğunluktur. C_L ve C_D , Denklem (3) ile tanımlanan dönüş oranına (α) birincil dereceden bağlıdır, ancak Reynolds sayısına (Re) Şekil 2’de görüldüğü gibi sadece düşük α değerlerinde ($\alpha < 1$) bağlıdır.

$$\alpha = \frac{r\omega}{V} \quad (3)$$

Bu denklemdeki “r” silindir yarıçapı, (ω) açısal dönme hızını belirtmektedir. Şekil 2’de C_L - α ve C_D - α ilişkisi Re etkisinin güçlü olduğu düşük α değerleri için, Şekil 3’te Re etkisinin güçsüz olduğu büyük α değerleri için sunulmuştur.



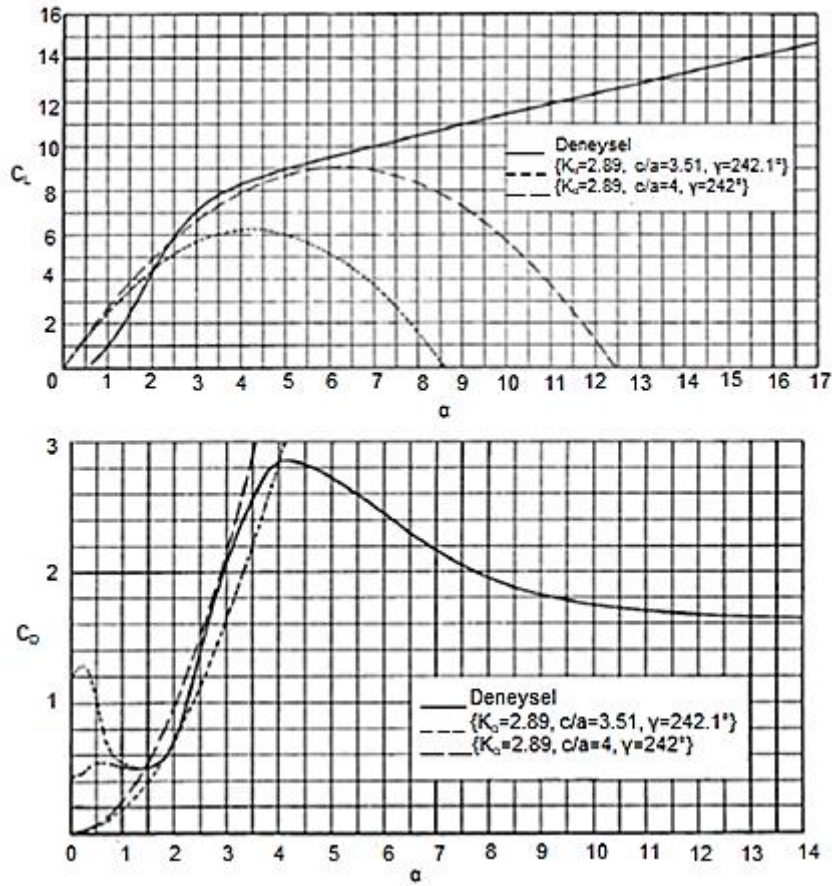
Şekil 2. Düşük α değerleri için α - C_L (Üst) ve α - C_D (Alt) (Swanson 1961)

DeneySEL verilere göre, yukarıda belirtilen faktörler de düşünülerek yapılan parametrik çalışma sonucu silindirin çapı 130 mm ve iki taraftaki toplam uzunluğu 600 mm olarak belirlenmiştir. Silindir dönüş hızı ise 2750 rpm olarak belirlenmiştir. Bunlara göre Denklem (1), (2), (3) kullanılarak kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri uçuş hızına bağlı elde edilmiştir ve Şekil 4'te görüldüğü gibidir. Tasarlanmakta olan Magnus etkisiyle çalışan model uçak, üç boyutlu etkiler hesaba katılmadığında uçuş hızının 5 m/s olduğu anda 9.56 N ağırlık taşıyabilmektedir ve bu durum nominal tasarım noktası olarak belirlenmiştir. En fazla ağırlığı ise uçuş hızı 10 m/s'de 17.2 N olarak taşımaktadır.

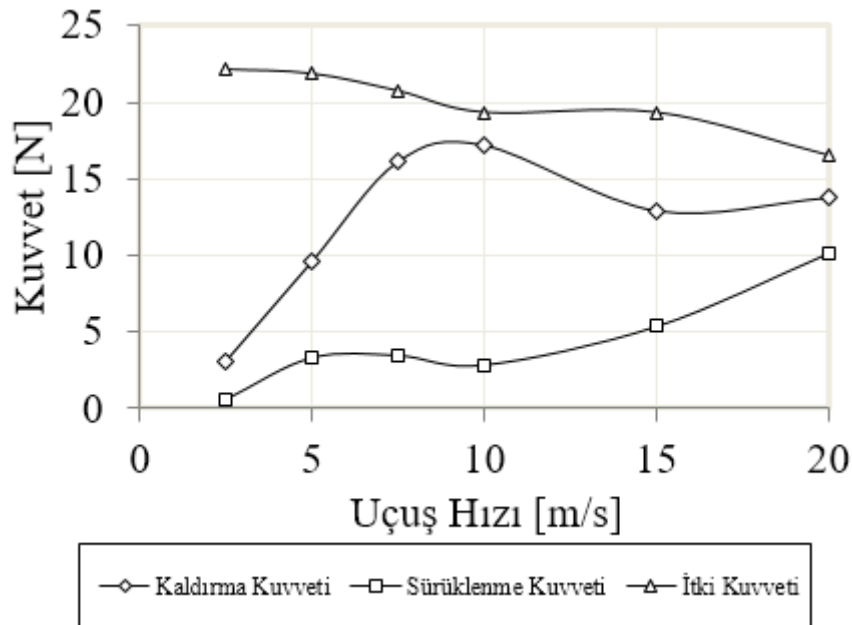
Pervane, düşük miktarda emilen havayı arkaya doğru çok yüksek hızlara çıkaran jetlere kıyasla, önündeki görece yüksek miktardaki havayı uçağın hareket yönüne zıt yönde hafifçe hızlandırır. Bu da ileriye doğru bir itki kuvveti oluşturur. Oluşan bu itki kuvvetinin toplam sürüklenme kuvvetinden büyük olması uçağın ileri doğru ivmelenmesini sağlamaktadır. Tipik bir pervanede iki ana parametre belirleyici etkindir: Çap ve Pervane adım oranı. Akışkanlar mekaniği kitaplarında tipik pervaneler için verilen deney verileri burada temel pervane parametre seçimleri için kullanılmıştır [Fox, Pritchard ve McDonald 2011]. Denklem (4)'e göre çap değeri arttıkça pervanenin itki kuvveti artmaktadır. Pervane adım oranı arttıkça, pervanenin bir tam dönüşünde kat ettiği mesafe artacağı gibi sürüklenme kuvveti de artacaktır. Bu koşullarda seçilen pervane 10 inç (25.4 cm) çapında ve 4,7 inç (11.938 cm) adım büyüklüğünde standart ölçülerde bir pervanedir.

$$F_T = C_T \rho n^2 D^4 \quad (4)$$

Şekil 4'te itki kuvvetinin kaldırma ve sürüklenme kuvveti ile olan ilişkisi karşılaştırılmıştır. Buna göre, gövde ve üç boyutlu diğer etkiler gözardı edildiğinde, pervane, uçuş hızı yaklaşık 20 m/s'ye kadar olan silindir sürüklenme kuvvetini yenebilmektedir.



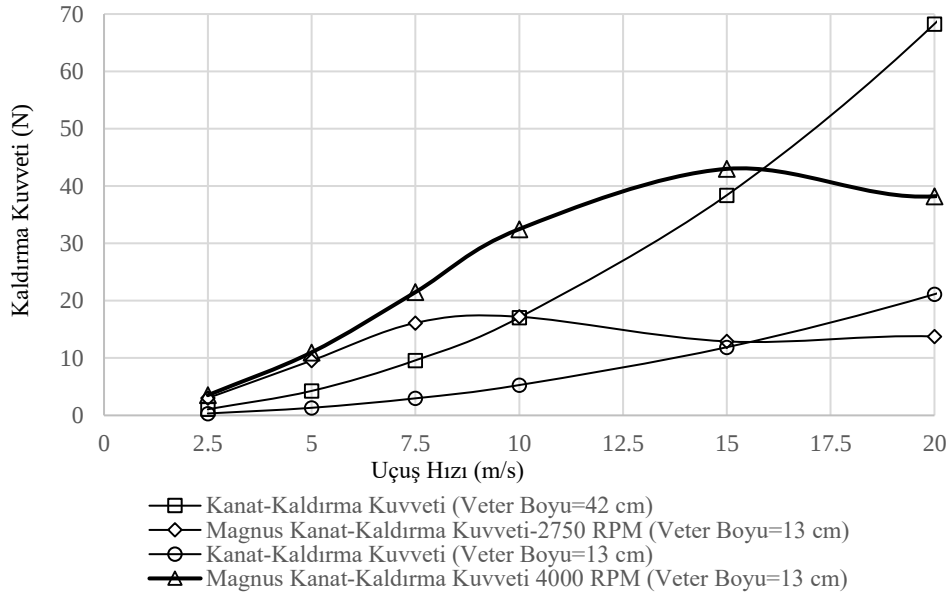
Şekil 3. Yüksek α değerleri için α - C_L (Üst) ve α - C_D (Alt) (Swanson 1961)



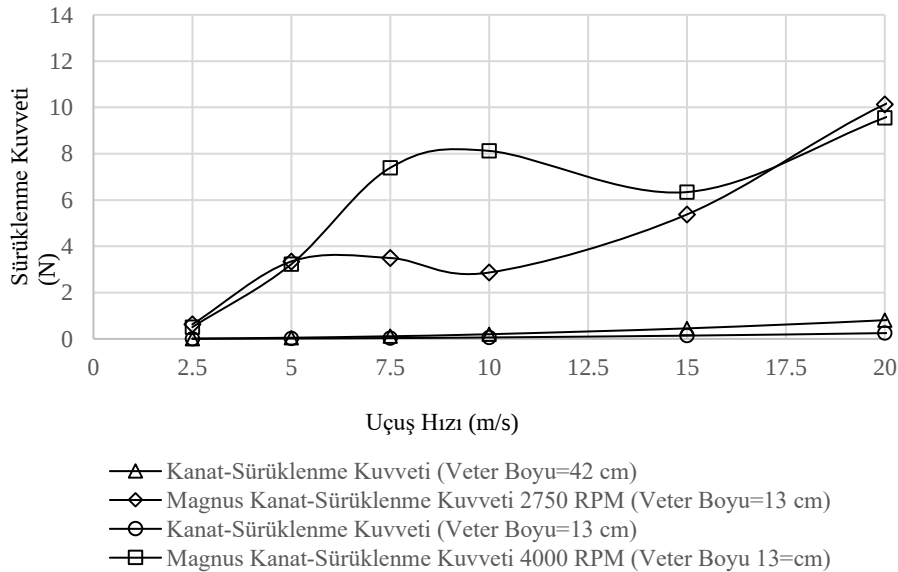
Şekil 4. İtme kuvvetinin sürütünme ve kaldırma kuvvetiyle olan ilişkisi

KANATLI UÇAKLARLA KIYASLAMA

Tipik bir kanat ($C_L=1.106$ ve $C_D=0.013$) ile Magnus rotorların kaldırma kuvvetleri (F_L) karşılaştırması Şekil 5'te, sürüklenme kuvvetleri (F_D) karşılaştırması ise Şekil 6'da gösterilmiştir. Benzer kaldırma kuvvetini, aynı uçuş hızında kanatlı uçağının sağlayabilmesi için, bu çalışmada tasarlanan 13 cm silindir (rotor) çaplı Magnus uçağa karşılık 42 cm veter boyu bir kanada ihtiyaç vardır. 42 cm veter boyu, uçağın uzunluğu ile kıyaslanabilir bir boyut olduğundan üretimi pratik değildir. Buna rağmen 42 cm'lik veter boyu olan uçak, Şekil 5'te gösterildiği gibi düşük hızlarda magnus uçağa göre az kaldırma kuvveti uygulamaktadır. Bu, tasarımı gerçekleştirilen Magnus uçağın ilk avantajıdır. Eğer kanadın veter boyu magnus uçağının çapı ile eşit kabul edilirse ($D_{\text{silindir}}=c_{\text{kanat}}=13$ cm) farklı uçuş hızlarında magnus uçağının daha fazla kaldırma kuvveti uyguladığı belirlenmiştir. Bu da ikinci avantaj olarak görülmektedir. Üçüncü avantaj ise magnus uçağının silindir RPM değeri arttıkça (2750-4000 rpm) kaldırma kuvvetinin arttığı gösterilmiştir.



Şekil 5. Magnus rotor ve tipik kanadın kaldırma kuvvetlerinin kıyaslanması



Şekil 6. Magnus rotor ve tipik kanadın sürüklenme kuvvetlerinin kıyaslanması

Şekil 6'da gösterildiği gibi Magnus rotorlu uçağın temel dezavantajı tahmin edilebileceği gibi sürüklenme kuvvetlerinin kanada göre çok yüksek olmasıdır. Aynı uçuş hızlarında ve aynı çap/veter boyunda (13 cm) magnus rotorlu uçakla kanatlı uçağın temel güç ihtiyaçları (itki ve silindir motoru) Denklem (5) ve (6) kullanılarak hesaplanmıştır ve sonuçlar Tablo 1'de sunulmuştur. Magnus uçağın daha fazla güç ihtiyacı olduğu görülmüştür.

$$P_{Magnus} = F_D V_{Ucus} + T_{Silindir} \omega_{Silindir} \quad (5)$$

$$P_{Kanat} = F_D V_{Ucus} \quad (6)$$

Tablo 1. Magnus uçak ve kanatlı uçağın temel güç ihtiyacı kıyaslaması

Uçuş Hızı (V_{ucus})	MAGNUS ROTOR 2750 rpm / D=13cm					MAGNUS ROTOR 4000 rpm / D=13cm					KANATLI UÇAK		
	F_D (N)	F_L (N)	Tork (Nm)	ω (rad/sn)	Güç (W)	F_D (N)	F_L (N)	Tork (Nm)	ω (rad/sn)	Güç (W)	F_D (N)	F_L (N)	Güç (W)
2,5	0,6	3,0	0,0071	287,98	3,61	0.5	3.5	0.0139	418.9	7.11	0,00	0,33	0,01
5	3,3	9,6	0,0074	287,98	18,83	3.2	11	0.0127	418.9	21.4	0,02	1,32	0,08
7,5	3,5	16,1	0,0086	287,98	28,65	7.4	21.5	0.0139	418.9	61.2	0,04	2,97	0,26
10	2,9	17,2	0,0110	287,98	31,86	8.1	32.5	0.0156	418.9	87.7	0,06	5,28	0,62
15	5,4	12,9	0,0134	287,98	84,41	6.3	43.0	0.0206	418.9	103.	0,14	11,89	2,11
20	10,1	13,8	0,0154	287,98	207,02	9.6	38.2	0.0242	418.9	201.	0,25	21,13	5,00
25	13,4	10,5	0,0169	287,98	340,85	12.8	47.8	0.0264	418.9	332.	0,39	33,02	9,76
30	20,2	4,3	0,0182	287,98	611,54	18.9	60.2	0.0291	418.9	579.	0,56	47,55	16,86
35	27,5	-5,9	0,0195	287,98	968,46	29.3	32.2	0.0349	418.9	1038	0,77	64,73	26,78
40	36,7	-22,9	0,0210	287,98	1473,65	38.2	22.9	0.0328	418.9	1542	1,00	84,54	39,97

BİLGİSAYAR SİMÜLASYONLARI İLE İYİLEŞTİRME ÇALIŞMALARI

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. Bunun amacı, saf silindir harici geometrilerle iyileştirme potansiyeli bulunup bulunmadığını görmektir.

Simülasyon Yöntemlerinin Doğrulanması

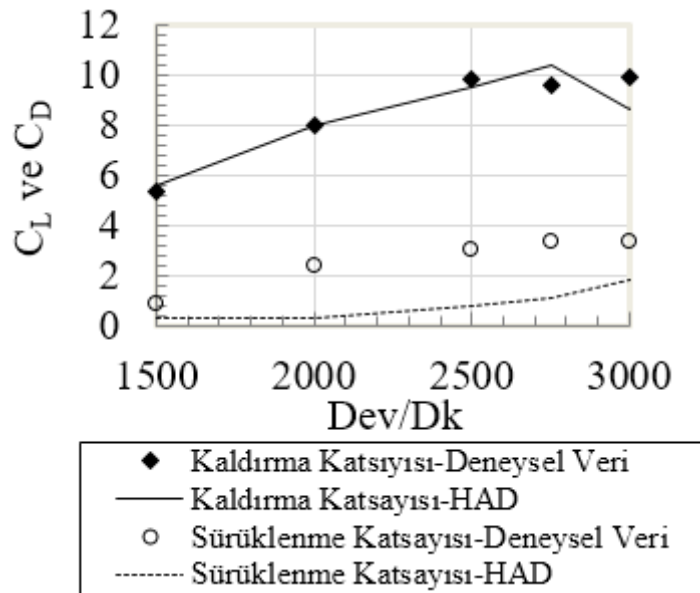
HAD analizlerinde endüstriyel standart olan Reynolds-Ortalanmış Navier-Stokes (RANS) çözümleri kullanılmıştır. Bu çözümler, zamana çok küçük adımlarla bağlı ve sınır tabakadaki vorteks oluşumunu ve bunun yayılmasını yakalayabilecek çok ince ağ yapısı gerektiren ancak günümüzün güçlü sunucu bilgisayarlarında 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, 2750 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 2). Deney verilerine en uygun (C_D düşünüldüğünde) sonucu veren türbülans modeli olan k-ε RNG seçilmiştir. 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 2. Uçuş hızı 5 m/s'de ve Silindir dönüş hızı 2750 dev/dk'da türbülans modelinin etkisi

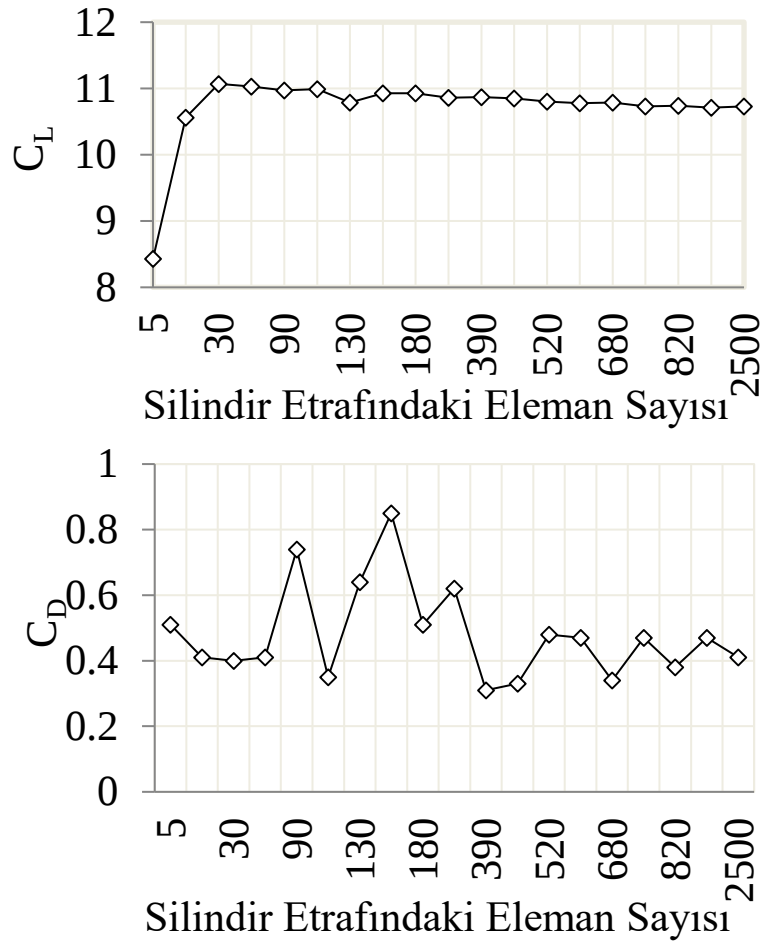
Tasarım Parametreleri = 2750 [dev/dk] / 5 [m/s] Uçuş Hızı					
	k-ε Standard	k-ε Realizable	k-ε RNG	k-ω	Deneysel Veri
C_D	0,76	2,46	1,07	0,77	2,8
C_L	7,75	-0,23	10,42	11,93	8
	Spalart-Allmaras	k-k _t -ω	k-ω SST + γ-Re _θ	-	Deneysel Veri
C_D	1,71	1,55	1,85	-	2,8
C_L	15,8	11,95	16,25	-	8

Bundan sonra seçilen model, farklı silindir dönüş hızlarında test edilmiştir, bununla ilgili sonuçlar Şekil 7'de sunulmuştur. Yukarıda bahsi geçen basitleştirmelerden ötürü, HAD ile deneysel veri kıyaslamasında mükemmel bir uyum yakalanamamaktadır, ancak genel yönelimler göz önüne alındığında mühendislik yaklaşımı olarak farklı geometrilerde görece iyi ile kötüyü ayırt etme anlamında HAD simülasyonlarının işe yarar sonuçlar üreteceği düşünülmektedir.

Çözümlerin ağ yapısına bağımlılığı 19 farklı ağ boyutunda (en kritik parametre olan silindir etrafı eleman sayısı gösterilmiştir) ayrıca incelenmiştir. Tüm ağ yapılarında çalışmada duvara en yakın elemanın hücre merkezinin duvara olan boyutsuz mesafesinin $y^+ < 5$ olmasına ve sınır tabaka ağ büyüme oranının ise 1.3'ten küçük olmasına özen gösterilmiştir [Davidson, 2004]. Sonuçlar Şekil 8'de sunulmuştur. Buna göre, silindir etrafındaki eleman sayısı 130 eleman olarak seçilmiştir. 130 eleman sayısının seçilme nedeni diğer eleman sayılarına göre, kaldırma katsayısını daha az sürüklenme katsayısını ise daha fazla hesaplamasıdır. Bu durum çalışmadaki bir emniyet payı olarak görülmektedir.

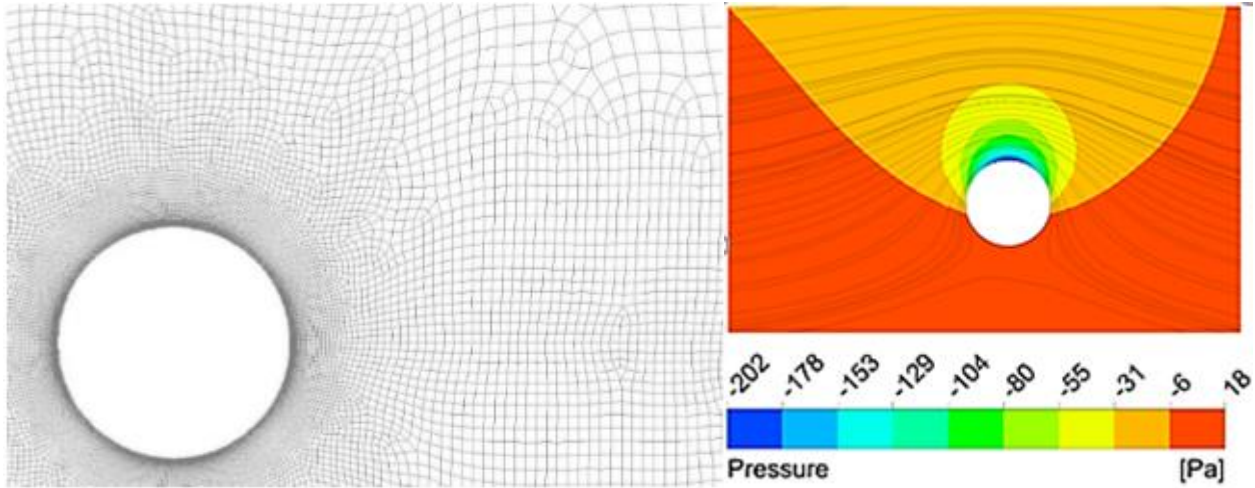


Şekil 7. K-Epsilon-RNG türbülans modelinin farklı dönüş hızlarındaki deneysel verilerle karşılaştırılması



Şekil 8. Ağ bağımlılığı çalışması sonuçları

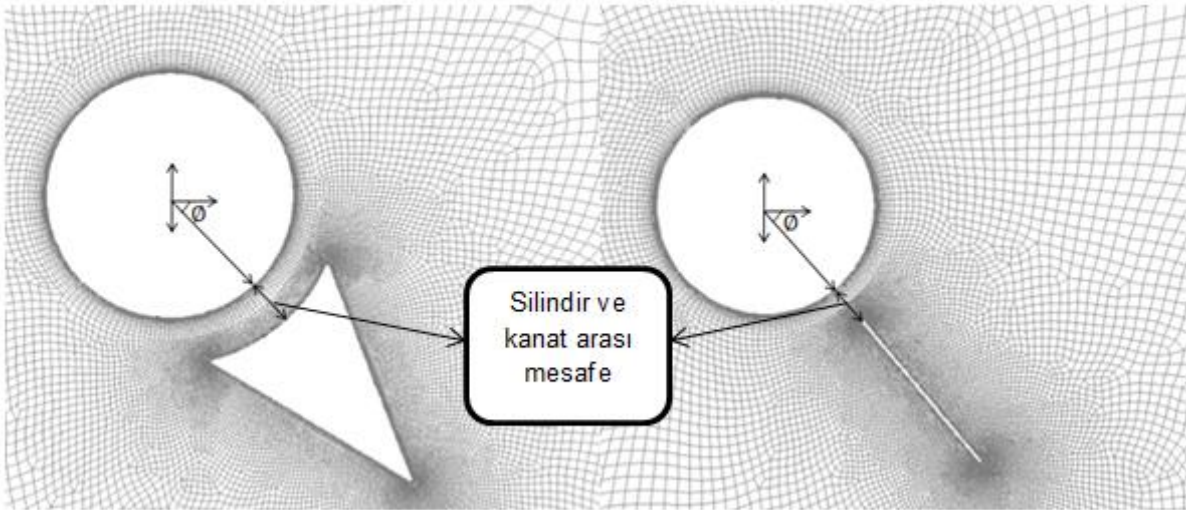
Bu yöntemlere göre yapılan HAD simülasyonları sonucunda tasarım noktasında tahmin edilen basınç alanı Şekil 9’da sunulmuştur.



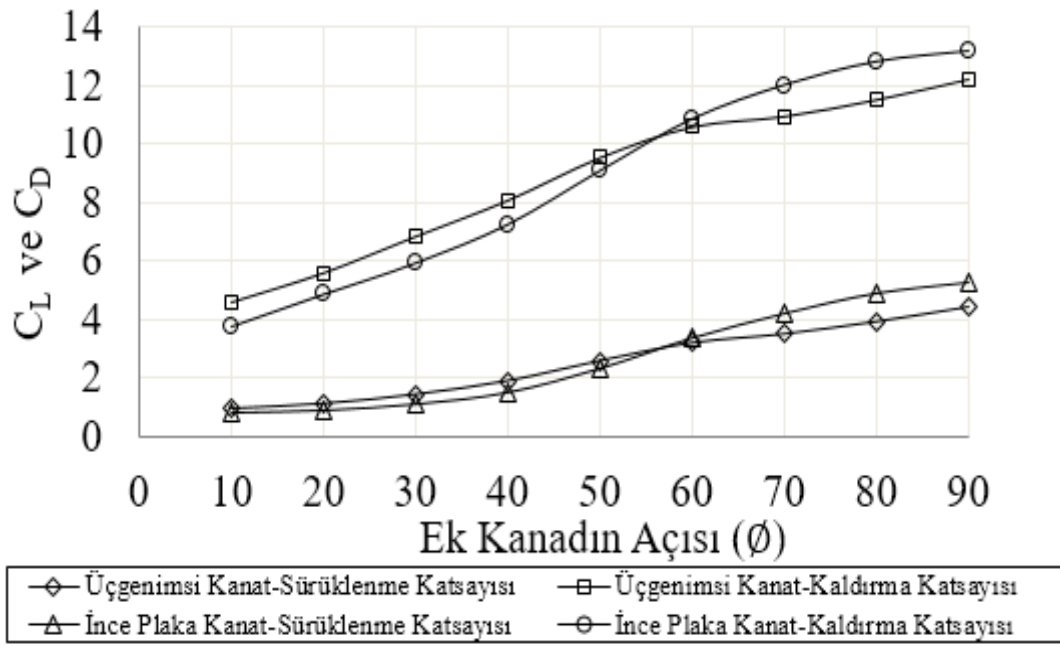
Şekil 9. Ağ yapısı (sol) ve tasarım noktasında silindir üzerindeki basınç dağılımı (sağ)

Silindir Arkasına Üçgen ve İnce Kanatlar Yerleştirilmesi ve Performans Artışı Denemesi

Tasarım noktasında (2750 dev/dk silindir dönüş hızı ve 5 m/s uçuş hızı), her ne kadar yukarıda belirtildiği gibi silindirin dönmesi kararsızlığı ve türbülanslı art izlerini ciddi oranda azaltsa da, silindirin arkasına üçgen ve plaka şeklinde ek kanatlar yerleştirerek, dağılmış akışları önlemek ve akışı daha fazla aşağı yönlendirerek itkiyi arttırma potansiyeli incelenmiştir. Şekil 10'da görüleceği gibi silindirin arkasına üçgen bir kanat (sol) ve ince bir plaka (sağ) yerleştirilmiştir. Bu yapılar parametrik olarak 0° 'den 90° 'ye kadar açılarla yerleştirildiğinde kaldırma ve sürüklenme katsayılarının sonuçları Şekil 11'de görüldüğü gibidir. İnce bir plaka koymaktaki amaç üçgene kıyasla basitlik sağlamaktır. Kanatlar ve silindir arasındaki mesafe 30 ile 70 mm arasında kademeli şekilde arttırılmıştır. Şekil 11'de sadece 30mm mesafenin sonuçlarına yer verilmiştir. Nedeni ise en iyi kaldırma kuvvetinin bu mesafede elde edilmesidir. Kısacası aynı anda maximum C_L/C_D ve C_L elde edilememiştir.

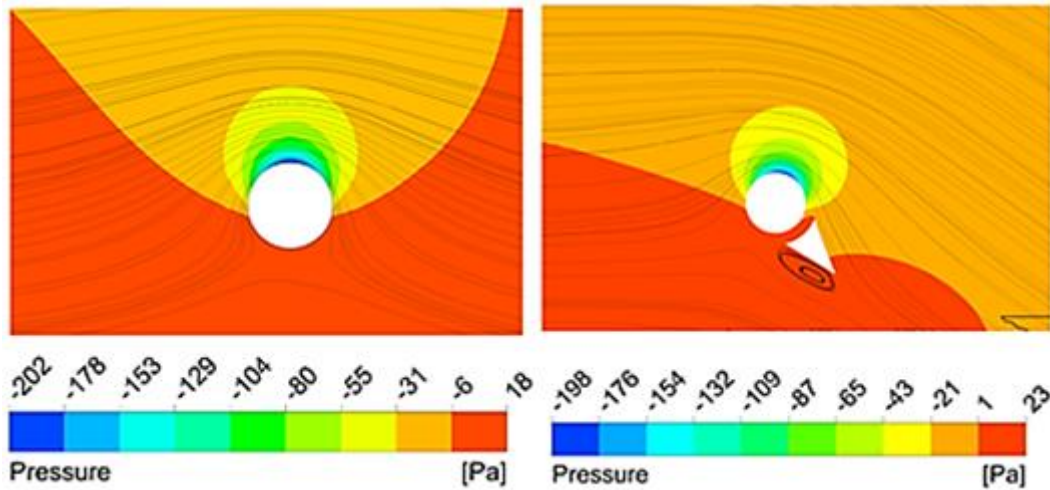


Şekil 10. Silindir arkası üçgenimsi kanat (sol), Silindir arkası ince plaka kanat (sağ)



Şekil 11. Silindir arkası ek kanatların etkisi (tasarım noktasında, 2750 dev/dk ve 5 m/s uçuş hızında)

Şekil 11’de sunulan sonuçlarda, ek kanatların, tahmin edileceği şekilde kaldırma kuvvetini arttırdığı görülmüştür. Yine tahmin edileceği gibi bu aynı zamanda sürüklenme kuvvetini de arttırmıştır. Bu sebeple fiziksel yük taşıma kapasitesi artsa bile, uçağın elektrik tüketimi C_L/C_D oranının artmasından dolayı yüksek pervane gücü gereksinimi dolayısıyla artacaktır. Şekil 12’de 40° açıda duran üçgen ek kanada ait örnek basınç dağılımları görülmektedir. Tek silindir için basınç değerleri ile karşılaştırıldığında, 40° açıda duran üçgen ek kanat için silindir üstündeki alçak basınç değeri atmosferik basınca göre -197 Pa’dan -251 Pa’a düşmüştür. Bu da kaldırma kuvvetindeki artışı açıklar.

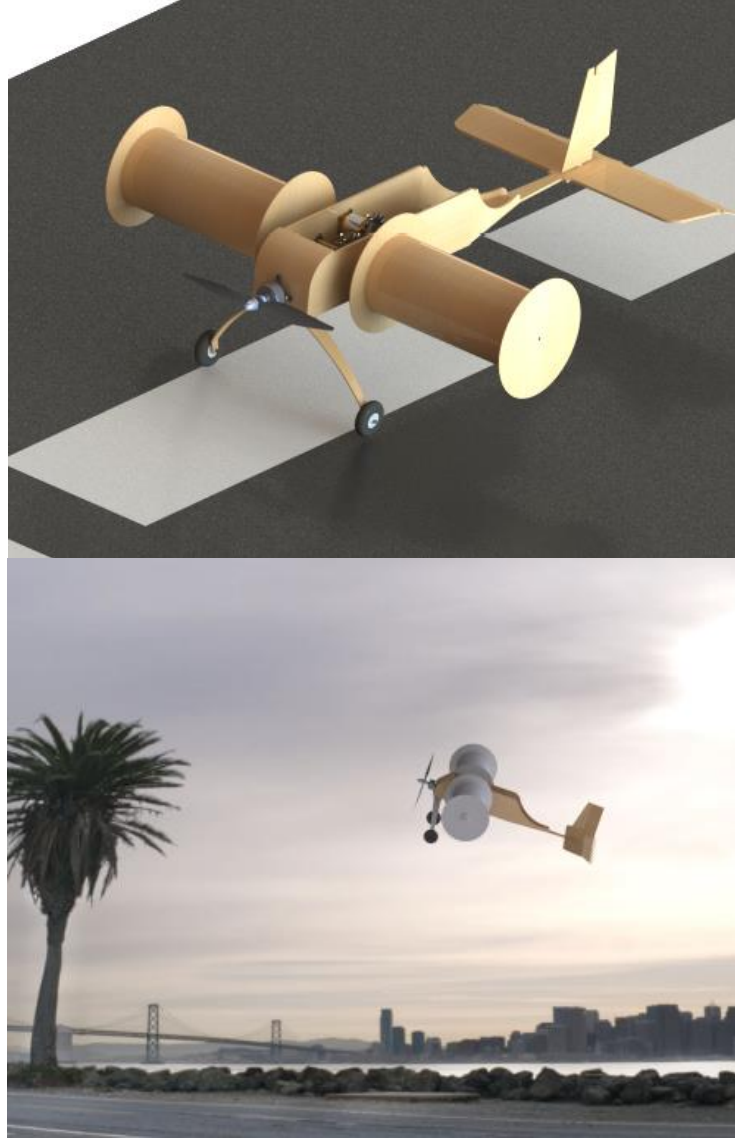


Şekil 12. Silindir (sol) ve üçgen kanat (sağ) basınç alanı

Ek kanatlar ile performans artış denemeleri başarısız olduğu için, çalışmaya tek silindire ait orijinal tasarım ile devam edilmiştir.

TASARLANAN İHA'NIN ÜÇ BOYUTLU HAD SİMÜLASYONU

Tasarlanan model uçak Şekil 13'te görüldüğü gibi pervane, gövde, iniş takımı, silindirler ve kuyruk bölümünden oluşmaktadır. Tasarım üzerinde HAD simülasyonu gerçekleştirmek için, akış alanını ciddi olarak etkilemeyecek şekilde basitleştirilmeye gidilmiştir. Böylelikle model uçak üzerinde fazla ağ boyutundan kaçınılmış olmakla beraber hemen hemen aynı sonuçlar daha kısa sürede elde edilmektedir. Model uçağın analizinde pervane ve silindirler aynı anda dönmektedir. Sonuç olarak uçağın kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve itki kuvveti tahmin edilmektedir.



Şekil 13. Nihai tasarım

Pervane dahil tüm yüzeylere ait toplam sürüklenme kuvvetinin eksi (-) olması itki kuvvetinin sürüklenme kuvvetini yendiğini ve uçağın hızlanarak ilerleyeceğini göstermektedir (pervane gücünü kısarak sabit hızda ilerlemeyi sağlayabiliriz). Sonucun sıfır olması ise uçağın sabit hızda uçtuğunu göstermektedir. Doğru sonuç elde edebilmek için ağ yapısı çok kritiktir. Burada yapılan çalışmada ağ boyutları arası hacimsel büyüme oranının 1.3 ten küçük olmasına ve türbülans modelinin doğrulanmış k- ϵ RNG modeli olmasına özen gösterilmiştir. Ayrıca, literatürde bununla ilgili başarılı sonuçlar mevcuttur [Sharma, Reddy ve Priyadarsini, 2013].

Yapılan simülasyonlar sonucu akım çizgileri Şekil 14’te sunulmuştur. Kaldırma kuvveti, uçuş hızı 5 m/s hızda ve pervane yarı güçte (10k dev/dak) döndürüldüğü zaman 8.1 N (826 gram) olmaktadır. Sürüklenme kuvveti ise -1.8 N’dur. Buna göre seçilen pervane, uçağın sürüklenme kuvvetini yenebilmektedir. Hava hızı 10 m/s olduğunda kaldırma kuvveti 17.1 N ve sürüklenme kuvveti 6.5 N olmaktadır. Bu aşamada pervanenin hızını tam güce çıkarıldığında kaldırma kuvveti 24.1 N ve sürüklenme kuvveti -12.6 N olmaktadır. Sonuç olarak 10 m/s uçuş hızında ve tam güç pervane ile (20k dev/dak) uçak ivmelenmektedir. 20m/s uçuş hızında ise kaldırma kuvveti 31,35N toplam sürüklenme kuvveti -0,38N çıkmaktadır. Yani pervane tam güçte iken (20k dev/dak) hala sürüklenmeyi yenme gücüne sahiptir. Tam güçteki 20k dev/dak çok yüksek olsa da, daha büyük çaplı bir pervane ile daha düşük devirlerde gerekli itkiyi elde etmek mümkündür. Bu sonuçlar Tablo 3’te özetlenmiştir.

Tablo 3. Üç boyutlu HAD sonuçları (silindir devri 2750 dev/dak)

Uçuş hızı	Pervane Durumu	Toplam F_L	Toplam F_D -İtki
5m/s (18km/h)	Yarım güç (10k dev/dak)	8.1N	-1.8N
10m/s (36km/h)	Yarım güç (10k dev/dak)	17.1N	6.5N
10m/s (36km/h)	Tam güç(20k dev/dak)	24.1N	-12.6N
20m/s (72km/h)	Tam güç (20k dev/dak)	31.4N	-0.4N



Şekil 14. Akım çizgileri

Şekil 14’te tasarım şartında (5m/s uçuş hızı, yarım güçte pervane ve 2750dev/dak silindir dönüş hızı) akım çizgileri ve silindir üstü çizgisel hız dağılımı gösterilmektedir. Burada pervane ucu 183 m/s çizgisel hıza ulaşmaktadır (ancak renk ölçeği en fazla 19m/s olan silindir yüzeyine göre ayarlandığı için pervane renk verisi kesilmiş veridir). Bu sonuç 10*4,7 inç bir pervanenin 10k dev/dk ile döndüğünü gösterir niteliktedir. Ayrıca akış çizgileri pervane’ye geldiği anda beklendiği gibi daralma göstermiş ve hızlanmaya maruz kaldıktan sonra tekrar genişlemiştir.

MALZEME SEÇİMİ

Model uçağın tasarımında kullanılması gereken malzemeler hem sağlam hem de hafif olmalıdır. Uçtuğu zaman kırılmamalı ve uçağın taşınması gereken en fazla ağırlığı geçmemelidir. Malzeme seçimi iki ana grupta incelenebilir: Mekanik ve elektriksel malzemeler.

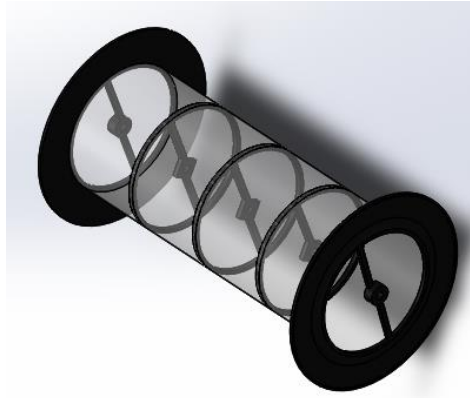
Mekanik Malzemeler

Model uçağın mekanik malzemeleri silindirler, gövde, iniş takımı, rulmanlar ve dişli sistemidir. Üretim için farklı malzemelerin yoğunlukları ve dayanıklılıkları iki önemli tasarım parametresi olarak ele alınmıştır. Gerekli malzemelerin bir kısmı 3D yazıcıdan ABS filamenti ile üretilmiştir. Tablo 4’te görüldüğü üzere ABS filamentin yoğunluğu en hafif, bulunması kolay, ucuz ve dayanımı yeterli seviyededir.

Tablo 4. Üç boyutlu yazıcıdan üretilen filamentlerin özellikleri

	PLA	ABS	PETG	NYLON	TPE-TPU	PC
Sertlik	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Düşük	Orta	Çok Yüksek
Esneklik	Düşük	Orta	Orta	Yüksek	Çok Yüksek	Orta
Dayanıklılık	Orta	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Çok Yüksek	Çok Yüksek
Kullanım Zorluğu	Düşük	Orta	Düşük	Orta	Orta	Orta
Baskı Sıcaklığı	180-230	210-250	220-250	240-260	210-230	270-310
Baskı Yatağı Sıcaklığı	20-60	80-110	50-75	70-100	30-60	90-110
Büzülme	Az	Önemli	Az	Önemli	Az	Önemli
Yoğunluk	1,27g/cm ³	1,05 g/cm ³	1,25 g/cm ³	1,52 g/cm ³	1,3 g/cm ³	1,3 g/cm ³

Silindirler: Silindirlerin çapı ve uzunluğu deneysel ve HAD analizleri sonucu oluşan sonuçlara göre belirlenmiştir (Çap: 130 mm, Uzunluk: 300x2 mm). Bu boyutlarda bir silindir üretimi 3D yazıcıdan üretilmediği halde rotasyona ve darbeye karşı dayanıksızdır. Silindiri tek parça olarak 3D yazıcıdan basmak mühendislik çalışması olarak yetersizdir. Bu sebeple silindir üretimi ABS filamentlerinden üretilen iskelet sistemi, kapaklar (end plates) ve hazır alınan asetat levhadan oluşmaktadır. Kapakların çapı silindirin çapından büyük olacak şekilde tasarlanmıştır ve bunun sebebi üç boyutlu etkileri azaltarak kaldırma kuvvetini arttırmasıdır (S. Mittal 2003). İki silindir uçağın gövdesine mil ile sabitlenmiştir. Şekil 15’te görüldüğü gibi iskelet sisteminin etrafına asetat kağıdı sarılmış ve tek parça üretililecek bir silindirden daha dayanıklı ve daha hafif bir silindir üretimi yapılmıştır.



Şekil 15. İskelet sistemi kapaklar ve asetattan oluşturulan silindir

Gövde: Gövde için kullanılan malzeme balsa ağacıdır. Ağaçlar arasında en hafifidir ve nispeten dayanıklı bir malzemedir. Kolaylıkla kesilip birleştirilebilir bir malzeme olduğu için tercih sebebidir. (G. Nevaz 2014).

Dişli sistemi: Silindirleri gereken dönüş hızına ulaştırabilmek için (2750 dev/dk) kullanılan bir sistemdir. Dişli sisteminde yer alan iki dişli çarktan birisi motora diğeri ise silindirleri döndürecek olan mile bağlıdır. Motor kendisine bağlı dişliyi ve aynı dişli kendisiyle eş olan diğer dişliyi döndürerek milin yani silindirlerin dönüşünü sağlamaktadır. Bilindiği üzere birçok dişli türü vardır. Sistemde kullanılan dişli düz dişlidir. Düz dişliler dişli grupları içinde en basitidir ve paralel miller arasında hız iletimini sağlarlar. Ek olarak, %98-99 oranında verim sağlamaktadırlar [Karaveer, 2013]. Diş sayısı ve modül değeri varsayım yapılarak denklem (7), (8), (9), (10) kullanılarak dişliler deneysel verilere göre tasarlanmıştır [Budynas ve Nisbett, 2015]. Birebir oranda (32:32) dişliler ve modül 1 olduğunda motor silindirleri 2000 dev/dk hıza ulaştırmıştır. Bunun üzerine diş oranı 1.5:1 oranında dişli çark kullanılarak 2750 dev/dk'da dönme hedeflenmiştir.

$$P = \frac{N}{d} \quad (7)$$

$$p = \frac{\pi d}{N} \quad (8)$$

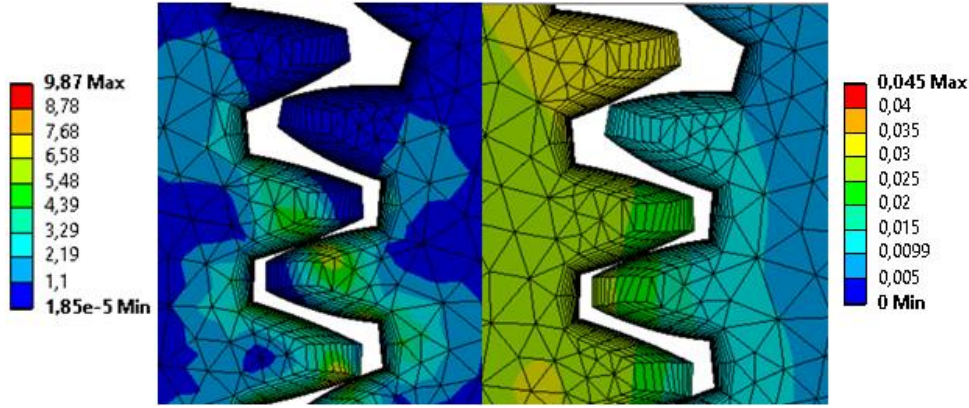
$$m = \frac{d}{N} \quad (9)$$

$$t = \frac{p}{2} \quad (10)$$

Deneysel verilerle hesaplanan dişliler ANSYS mechanical programına aktararak 2750 dev/dk rotasyonunda von-Mises gerilmesi ve toplam uzama analizi yapılmıştır. Von-Mises gerilme değerinin akma gerilmesinden düşük olduğu takdirde dişli çarklar rotasyon sırasında herhangi bir çatlağa veya kırılmaya maruz kalmazlar. Dişliler ABS filamentinden üretilmiş olup, akma gerilmesi değeri tablo 5'te görülmektedir. Şekil 16'da von-Mises gerilme (sol) ve toplam uzama (sağ) analiz sonuçları görülmektedir. Von-Mises gerilme değeri 9,87 MPa ve toplam uzama 0,04 mm'dir. Sonuç olarak dişliler yok denecek kadar az uzamaya uğrayıp, von-Mises gerilme değeri akma gerilme değerinden büyük olduğu için dişliler gerekli dönmeye elverişlidir.

Tablo 5. ABS filamentli akma gerilmesi ve dişli çarkların von-Mises sonucu

Akma Gerilmesi [MPa]	En Fazla Von-Mises Gerilmesi [MPa]	En Fazla Uzama [mm]
~42	9,87	0,04



Şekil 16. Dişli çark von-Mises stres (sol) ve total deformasyon (sağ)

Rulmanlar ve rulman yatakları: Silindirlerin dönüşü için kullanılan milin uçağın gövdesine sürtünmesini en aza indirmek için 608 ZZ rulmanları (2 tane) kullanılmıştır. Bu rulmanlar yüksek rotasyonlara dayanabilmektedir. Rulmanların yüksek dönüş hızlarında yerinden oynamaması için rulman yatağı hafif ve dayanıklı olacak şekilde tasarlanıp üretilmiştir. Deneysel verilerle hesaplanan dişliler ANSYS mechanical programına aktarılarak 2750 dev/dk dönme hızında von-Mises gerilmesi ve toplam uzama analizi yapılmıştır.

Servo Motor: SG 90 Servo mini motor olarak bilinen ve model uçağın kuyruk kısmının aşağı-yukarı ve sağa-sola hareketini sağlayarak model uçağın yönünü kontrol etmemize yarayan parçadır.

Elektriksel Malzemeler:

Elektriksel malzemeler mekanik malzemelere göre seçilmiştir. Gereken güçte motor, gereken akımda ESC ve batarya bu doğrultuda belirlenmiştir. Kuyrukların hareketi için servo motorlar kullanılmıştır. Silindirler ve pervane için 2 tane fırçasız motor seçilmiştir. Gereken güçten aşırı fazla motor, ESC veya batarya seçilmesi fazla ağırlığa sebebiyet verir.

Fırçasız motorlar: Fırçasız motorlar yüksek performans, az güç kaybı, düşük ses ve yüksek emniyet özelliklerine sahiptir [Zhao ve Yu, 2011]. En önemli özelliği yüklü veya yüksüz 10000 dev/dk hızlara kadar ulaşabilmesidir. Fanlarda, model uçaklarda ve elektirkli arabalarda kullanılmaktadır. Silindirlerde fırçasız motor kullanılma sebebi ise yüksek dönüş hızlarında düşük ağırlıklarda yüksek performans elde edebilmek içindir. Ancak genellikle tork-devir karakteristiğini hazır halde bulmak zordur.

$$T = I \times \alpha \quad (11)$$

$$I = mr^2 \quad (12)$$

$$\alpha = \frac{\Delta \omega}{\Delta t} \quad (13)$$

$$P = T \times \omega = 84.1 \text{ W} \quad (14)$$

Motorun silindirleri döndürebilmesi için silindirlerin torkunu yenebilmesi gerekmektedir. Denklem (11), (12), (13), (14)' yi kullanarak silindirlerin 10 saniyede 2750 dönüş hızlarına ulaşabilmesi için 84.1 Watt güce gereksinim vardır. Analizlerden gelen hava sürtünmesini model uçağın yenebilmesi için 3.64 Watt güç gerekmektedir. Toplamda 87,74 Watt güç silindirlerin akış alanı içerisinde dönebilmesi için yeterlidir. 98 Watt'lık bir fırçasız motor silindirler için seçilmiş ve 10,26 Watt fark emniyet payı olarak görülmüştür. İkinci fırçasız motor pervaneyi yüksek devirde döndürebilmek için kullanılmıştır. Seçilen pervane 10x4.7 tipik bir pervanedir. 10 pervanenin çapını ve 4.7 pervanenin adım oranını inç cinsinden belirtmektedir. Pervane çapı büyüdükçe kullanılması gereken motorun dönüş hızı (dev/dk) değeri düşük seçilmelidir. Aksi takdirde pervane fazla akım çekip motor için yanma riski oluşturur.

Tablo 6. Model uçak tipine göre F_T/W değerleri (Victor 2016)

Model uçak Tipi	F_T/W
Başlangıç	0,35-0,55
Alçak uçuş	0,6-0,7
Yavaş Akrobasi	0,7-0,8
Hızlı Akrobasi	0,8-1,0
Jetler	1,0-2,5

Tablo 6, uçak tipine göre F_T / W değerlerini göstermektedir ve pervane motoru seçimi için ilk aşamadır. Tasarlanan model uçak alçak uçuşlu ve ağırlığı 1 kg olacak şekilde tasarlanmıştır. Pervaneyi döndürebilecek gerekli motor gücünü saptayabilmek için ikinci aşama olarak denklem (15), (16), (17) kullanılarak hesaplanan güç değeri (gerekli güç) 193,9 Watt'tır. Pervane için seçilen motorun gücü ise 199,8 Watt'tır.

$$T / W \quad (15)$$

$$\frac{W}{g} = 0,17 \times \frac{Kv}{1000} + 0,09 \quad (16)$$

$$\frac{P}{T} = \frac{W}{g} \quad (17)$$

ESC: Elektronik hız kontrolü fırçasız motorun yüksek performansta çalışmasını sağlar. ESC seçiminde dikkat edilmesi gereken en önemli nokta, ESC'nin en yüksek akım (amper cinsinden) değerinin fırçasız motorların en yüksek akım değerinden fazla olması gerekir. Aksi takdirde motor yüksek performansta çalışmayacak veya yanacaktır. 2 tane fırçasız motor için 2 tane ESC kullanılmıştır (Maksimum akım değeri 20 A).

Batarya: Bataryanın seçimi konusunda dikkat edilmesi gereken husus batarya akım değeridir ve bu değer ESC'nin akım değerinden yüksek olmalıdır. Seçilen batarya 2200 mAh, 25C-45C ve 55A-99A

değerlerine sahiptir. Bataryaların mAh değeri uçuş süresi ile doğru orantılıdır. Uçuş süresi Denklem (18) ile maksimum çekilen akım değerine göre 3,3 dakika olarak hesaplanmıştır.

$$\frac{mAh/1000}{Çekilen Amper \times 60} \quad (18)$$

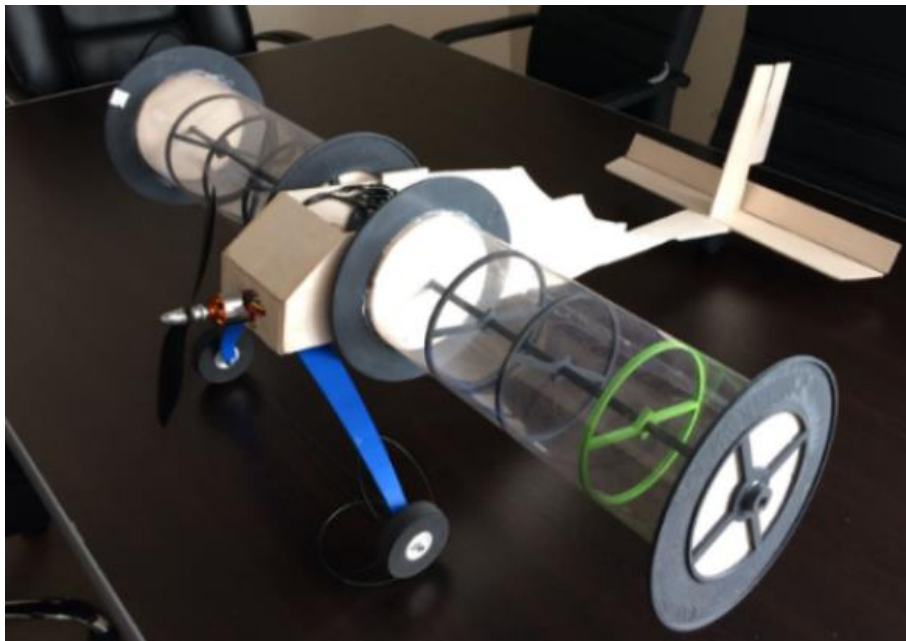
Kısacası motor, ESC ve batarya arasındaki amper cinsinde büyüklük ilişkisi aşağıda Denklem (19)'da sunulduğu gibidir. Bu ilişki korunduğu takdirde motor, ESC ve batarya üçlüsünde amperden kaynaklı yanma görülmesi en aza indirgenmiş olup çalışma mantığı da bu prensibe dayanmaktadır.

$$\begin{aligned} \text{Fırçasız motorlar} &< \text{ESC} < \text{Batarya} \\ 15A, 18A &< 20A+20A < 55A \end{aligned} \quad (19)$$

Özet olarak Tablo 7'de malzemelerin genel özellikleri verilmiştir. İmal edilen uçağa ait bir fotoğraf Şekil 17'de sunulmuştur. Henüz uçuş testleri gerçekleştirilememiştir.

Tablo 7. Malzemeler ve genel özellikleri

Malzemeler	Tanımlama	Adet	Ağırlık	Materyal
Silindirler	D: 13 cm, L: 30 cm	2	180	ABS+ Asetat
Gövde	Komponentleri içeren kısım	1	90	Balsa Ağacı
Dişli Sistemi	Motordan gelen gücü silindirlere aktarır.	1	52	ABS + Karbon Fiber
Rulmanlar	Sürtünmeyi aza indirger	2	14	Vasıfsız Çelik
Rulman Yatağı	Rulmanların ileri geri hareketini engeller	2	5	ABS
Fırçasız Motor	Max. Akım: 15A	1	38	-
Fırçasız Motor	Max Akım: 18A	1	70	-
Pervane	İtke kuvveti	1	19	Karbon Fiber
ESC	20A	2	19	-
Batarya	55A-2200mAh-25C	1	170	Zippy Li-Po Batarya
Servo Motor	Kuyruk kontrolü sağlar	2	9	Plastik dış kaplama
İniş takımı	3 tekerden oluşan kısım	1	100	ABS+ Sünger Teker



Şekil 17. İmal edilen uçak

SONUÇ

Magnus etkisi dönen gövdelerin (silindirleri) oluşturduğu kuvveti ifade etmektedir. Kanat yerine dönen silindir kullanılması durumunda küçük boyutlarla geleneksel kanatlara göre daha fazla yük taşınabilir. Uçakların insansız olması sebebiyle silindirlerin durması sonucu karşılaşılabilecek güvenlik zafiyeti de geçersizdir. Bu çalışma kapsamında model İHA, dönen silindirlere ait deneysel veriler ve bu çalışmada doğrulanan iki boyutlu HAD simülasyonları yardımıyla tasarlanmıştır. Gövdenin de tasarımın yapılmasıyla son şekli verilen nihai tasarımın başarımı, üç boyutlu HAD simülasyonları ile tahmin edilmiştir. Burada elde edilen başarı sonucunda nihai tasarım imal edilmiştir. Uçağın bütün motorları çalışmakla beraber gerekli bazı testler henüz yapılmıştır ve uçuş testi çalışması ile ve son aşamaya geçilmiştir. Bu bildiride ayrıca imalata ve malzeme seçimine dair elde ettiğimiz tecrübeler de paylaşılmıştır. Özet olarak, bu bildirinin gelecek magnus İHA çalışmaları için sağlam bir temel oluşturması amaçlanmıştır.

KAYNAKLAR

- Budynas, R.G., Nisbett, J.K., "*Shigley's Mechanical Engineering Design*," 10.Baskı, McGraw-Hill Education, New-York, 2015.
- Davidson, P.A., "*Turbulence: An Introduction for Scientist and Engineers*," Oxford University Press, 2004.
- Fox, R.W., Pritchard, P.J. ve McDonald, A.T., "*Introduction to Fluid Mechanics*," 7.Baskı, John Wiley & Sons, Inc., Asya, 2010.
- Karaveer, V., "Modeling and Finite Element Analysis of Spur Gear," International Journal of Current Engineering and Technology, 3(5), 2013, sf. 2104-2107.
- Mittal, S., Kumar, B., "Flow Past a Rotating Cylinder," Journal of Fluid Mechanics, 476, 2003, sf. 303-334.
- Nevaz, G., Mayeed, M., Rasul, A., "Characterization of Balsa Wood Mechanical Properties Required for Continuum Damage Mechanics Analysis," Proc. IMechE Part L: Journal of Materials: Design and Applications, 230(1), 2014, sf. 206-218.
- Seifert, J., "A Review of the Magnus Effect in Aeronautics," Progress in Aerospace Sciences, 55, 2012, sf. 17-45.
- Sharma, M., Reddy, T.R. ve Priyadarsini, C.I., "Flow Analysis over F-16 Aircraft Using Computational Fluid Dynamics," International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, 3(5), 2013, sf. 339-343.
- Swanson, W.M., "The Magnus Effect: A Summary of Investigations to Date," Journal of Basic Engineering, 83(3), 1961, sf. 461-470.
- Zhao, J., Yu., Y., "Brushless DC Motor Fundamentals," AN047, MPS Uygulama Notu, 2011.