

Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVi) Mekanik ve Aerodinamik Tasarımı

Ertuğrul Çetinsoy¹, Kaan T. Öner², İlyas Kandemir³, Mahmut F. Akşit⁴, Mustafa Ünel⁵, Kayhan Gülez⁶

¹Sabancı Üniversitesi, Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi,
Orhanlı-Tuzla, 34956, İstanbul

^{1,2}{cetinsoy, kaanoner}@su.sabanciuniv.edu
^{4,5}{aksit, munel}@sabanciuniv.edu

³Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik Fakültesi,
Çayırova-Gebze, 41400, Kocaeli
³kandemir@gyte.edu.tr

⁶Yıldız Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi,
Barbaros Bulvarı-Yıldız, 34349, İstanbul
⁶gulez@yildiz.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada, dört-döner rotorlu ile helikopter gibi dikine kalkış ve iniş yapabilen aynı zamanda da uçak gibi uzun menzilliyat yatay uçuş yeteneğine sahip yeni bir insansız otonom hava aracının mekanik ve aerodinamik tasarımı anlatılmıştır. Ayrıca, donanım seçimi sırasında yapılan deneyler ve sonuçları, aerodinamik ve mekanik tasarım süreci içinde yapılan sonlu elemanlar analizlerinin sonuçları da sunulmuştur. Yapılan hesaplar öngörüldüğü üzere tasarlanan insansız hava aracının başarılı bir şekilde dikey uçuş kipinde yaklaşık 25 dakika, yatay uçuş kipinde ise 2 saat havada kalabileceğini göstermektedir.

1. Giriş

Çeşitli görevlerde kullanılabilen, kompakt yapıya sahip insansız otonom hava araçlarının geliştirilmesinde son yıllarda önemli ilerlemeler sağlanmıştır. Bu insansız hava araçları arasında, dikey uçuş yapan araçların havada asılı kalabilme yeteneği ile yatay uçuş yapan araçların uzun menzilli avantajlarını birleştiren döner-kanatlı araçlar, hareket kabiliyetleri ve çeşitli görevlere adapte edilebilme özellikleri ile birçok araştırma grubunun ilgisini çekmektedir.

Yatay uçuş yapan araçları konu alan araştırmalarda farklı boyutlarda ve farklı kanat yapılarına sahip çeşitli uçak modelleri kullanılmakta iken, dikey uçuş yapan araçları konu alan araştırmalarda genel olarak Draganflyer'ın X-Pro [1] isimli dört-rotorlu hava aracı ve Yamaha'nın R-Max [2] isimli helikopteri test platformu olarak kullanılmaktadır. Yatay ve dikey uçuşu birleştiren döner-rotorlu hava araçları değişik tasarım yaklaşımlarına açık olduklarından dolayı, bu konuda araştırma yapan kurumlar, hava araçlarını hedeflenen teknik özelliklere göre kendileri tasarlamaktadırlar.

Dikey ve yatay uçuşu birleştiren hava araçları arasında, uçuş kararlılığı ve kontrol edilebilirlik açısından uygun olmalarından dolayı, çift döner-rotorlu ve dört döner-rotorlu

araç tasarımları dikkat çekmektedirler. Çift döner-rotorlu hava araçları arasında Boeing V22 Osprey [3] ve Bell Eagle Eye [4] ticari olarak üretilmekte olan büyük boyutlu araçlar iken Arizona State Üniversitesi'nin HARVee [5] isimli aracı ve Compiègne Üniversitesi'nin Birotan [6] isimli aracı ufak boyutlu çift döner-rotorlu araçlara örnektir. Öte yandan dört döner-rotorlu araçlar çift döner-rotorlu araçlara kıyasla daha yüksek manevra kabiliyeti ve daha fazla yük kapasitesi sağladıklarından dolayı günümüzde birçok araştırma grubunun ilgisini çekmektedir. Boeing V22 çift döner-rotor aracının, V44 dört döner-rotor versiyonu üzerinde araştırmalarını yürüttüğü bilinmekte iken Chiba Üniversitesi QTW UAV [7] ismini verdikleri bir dört döner-rotorlu hava aracının tasarımını tamamlamıştır.

Bu çalışmada tasarlanan yeni otonom hava aracı (SUAVi: Sabancı University Unmanned Aerial Vehicle) hem dikey hem yatay uçuş gerçekleştirebilen, dört döner-kanatlı bir yapıya sahiptir. Uçağın sağında ve solunda olmak üzere, iki kanat gövdenin ön kısmında bulunmakta iken diğer iki kanat ise gövdenin arka kısmında yer almaktadır. Hava aracının itki gücü kanatların önüne yerleştirilmiş ve kanatlarla birlikte yatay konumdan dikey konuma getirilebilen dört adet elektrikli motordan oluşmaktadır. Tasarımı yapılan bu araç gerektiğinde üzerindeki GPS alıcısı sayesinde verilen koordinatlara otonom olarak gidip dönebilecek, ya da bir ana konsol yardımıyla kullanıcı tarafından yönlendirilebilecektir.

2. Hava Aracının Tasarımı

Otonom hava aracının tasarımı, içinde rol alacağı görevler esas alınarak şekillendirilmiştir. Hava aracı depo, yüksek binalar ve benzeri kapalı alanların içinde dolaşabilmesi için küçük boyutlu ve elektrikle çalışır, açık hava koşullarına dayanıklı ve hafif karbon kompozit malzemeden üretilen şekilde tasarlanmıştır. Aracın verilen görevlerde etkin gözlem yapabilmesi için yarım saate kadar dikey uçuş ve iki saate kadar yatay uçuş yapabilmesi planlanmıştır. Bahsedilen koşullar göz önünde bulundurulduğunda, aracın tasarım

ölçütleri şu şekilde ortaya çıkmıştır; 1 metre kanat açıklığına sahip araç 1 metre uzunlukta olup, toplam 4 kg ağırlığındadır. Bu ağırlığın önemli bir kısmını Lityum-Polimer (Li-Po) piller oluşturmaktadır. Aracın kapalı alanlarda dikey uçuş kipinde düşük hızlarda seyir etmesi, açık alanlarda ise yüksek hızla ilerleme ve ekonomik hızda gözetleme için yatay uçuş kipinde 40-68 km/h hızda seyretmesi planlanmıştır.

2.1. Hava Aracının Tahrik ve Güç Sistemleri Tasarımı

Hava aracının sessiz, güvenilir ve bilgisayarlı kontrol sistemlerine kolay entegre edilebilir bir tahrik ve güç sistemine sahip olması açısından, tasarımda elektrikli motorlardan ve Li-Po pillerden oluşan ekipmanlar kullanılmıştır. Bu ekipmanların seçimi sırasında, motor sürücüsü ve pervanelerin performansları MotoCalc® programı yardımıyla incelenmiştir (Şekil 1). Bu programda motor, motor sürücüsü, pil, pervane, dişi düşümü, hava basıncı ve sıcaklık değerleri veri olarak kullanılır; hava hızı ve motor güç oranına bağlı olarak pilden çekilen akım miktarı, pil gerilimi, motorun çektiği güç, üretilen itki, motor devri, pervanenin kanada göre ürettiği rüzgar hızı ve verim gibi veriler hesaplanmaktadır.

Şekil 1: MotoCalc®

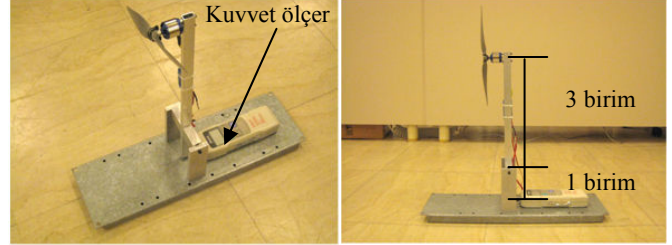
2.1.1. Motor ve Motor Sürücüsü Seçimi

Motor seçiminde önemli kriterler; aracın dikey ve yatay uçuş kiplerinde gereken itki kuvvetlerini mümkün olan en düşük enerji tüketimiyle üretmesi, hafif olması ve uzun süre kesintisiz çalışabilmesi olarak belirlenmiştir. Aracın havada sabit bir noktada askıda kalabilmesi için gereken 4 kg lık itki kuvveti, dikey uçuş kipinde başka bir aerodinamik kuvvet etkisi olmaksızın dört adet motor tarafından sağlandığından, manevra kabiliyeti ve kontrol edilebilirlik kriterleri göz önünde bulundurulduğunda, ürettiği itki kuvveti 1 kg'ı en az %20 geçen bir motor tipinin tercih edilmesinin uygun olacağı düşünülmüştür. Akım, voltaj, statik itki ve dinamik itki gibi faktörler göz önünde bulundurularak yapılan araştırmalar sonucu, itki/ağırlık ve itki/akım oranları yüksek, dayanıklı ve soğutma özellikleri üstün olan Great Planes Rimfire 42-40-800kV motor modeli, aracın itki gücünü sağlayacak ekipman olarak seçilmiştir. Alüminyum gövdeli olması diğer motorlara göre hafif olmasını; dişlisiz, daha düşük devire uygun sargılı ve geniş çaplı olması büyük çapta pervaneleri yüksek torkla çevirerek verimli itki üretmesini, ön ve arkasındaki geniş açıklıklar ise etkili soğumasını sağlayarak bu motoru, tasarlanan hava aracı için uygun kılmaktadır.

Motor sürücüsü olarak ilk aşamada, seçilmiş olan motorun limit akım miktarı olan 35 amperi devamlı sağlayabilecek motor sürücülerini arasından iç direncinin düşüklüğü, geniş soğutma yüzeyi ve kalitesi bakımından Great Planes Electrify Silver Series 45 modeli seçilmiştir.

2.1.2. Pervane Seçimi

Araçta kullanılacak pervane ölçülerinin belirlenmesi için, motorun teknik özelliklerine ve MotoCalc® programında yapılan denemelere dayanarak, 11-14 inç çap aralığında çeşitli boyutlarda pervaneler performansları test edilmek üzere satın alınmıştır. Her bir pervanenin motor üzerindeki performansının incelenmesi için bir kolunda motor, motor sürücüsü ve test edilen pervane, diğer kolunda ise hassas kuvvet ölçer bulunan bir test düzeneği (Şekil 2) kurulmuştur.



Şekil 2: Motor ve pervane test düzeneği.

Bu test düzeneğiyle, her pervanenin statik itki-akım değerleri, olası iki farklı besleme gerilimi olan 11.1V ve 14.8V'ta ölçülmüştür. Yapılan ölçümler sırasında her bir pervanenin ürettiği en fazla itki, bunun için gereken akım ve itki/akım değerleri Tablo 1'de verilmiştir. Buna göre 14x7 ve 13x6.5 boyutlu pervaneler en yüksek itkiyi üreten ve aynı zamanda en verimli pervaneler olarak belirlenmiştir.

Tablo 1: En yüksek itki ve karşılık gelen akım ve itki/akım değerleri

Pervane	11.1 V			14.8 V		
	Akım (A)	İtki (kg)	İtki/Akım (kg/A)	Akım (A)	İtki (kg)	İtki/Akım (kg/A)
11x8	19,1	0,74	0,039	30,2	1,2	0,040
12x8	21,7	0,87	0,040	34,6	1,4	0,040
13x6.5	23,4	1,04	0,044	36,2	1,56	0,043
13x8	24,7	1,02	0,041	39	1,62	0,042
14x7	27,6	1,2	0,043	41,1	1,73	0,042
14x8.5	30,8	1,22	0,040	41,9	1,63	0,039

Pervane seçiminde, üretilen en yüksek itki miktarının yanı sıra bir diğer önemli kriter ise dikey uçuş kipinde motor başına düşen 1 kg nominal itkiyi üretmek için gereken akım miktarıdır. Bu akım miktarının önemi hedeflenen dikey uçuş süresi için pilin, planlanan ağırlık değerlerinde tutulabilmesinden gelmektedir. Seçilmiş olan motorda kullanılması önerilen, 3 ve 4 seri bağlanmış Li-Po pilin gerilimleri olan 11.1V ve 14.8V altında motor başına 1 kg itki üretmek için gereken akım miktarları Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2: 1kg itki için Akım ve itki/akım değerleri

Pervane	11.1 V		14.8 V	
	Akım (A)	İtki/Akım (kg/A)	Akım (A)	İtki/Akım (kg/A)
11x8	-	-	24,8	0,040
12x8	-	-	22,5	0,044
13x6.5	22,8	0,044	20,1	0,050
13x8	24,7	0,040	21	0,048
14x7	21,5	0,047	17,8	0,056
14x8.5	23,6	0,042	19,7	0,051

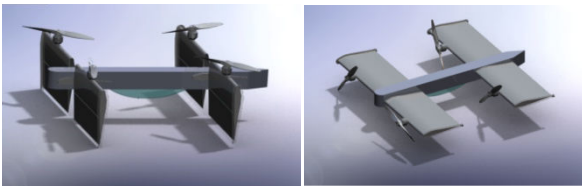
En yüksek itki üretimi bakımından, itki/akım verimleri, yakın bulunan 14x7 ve 13x6.5 pervane çiftinden 14x7 pervane 1 kg itki üretimi sırasında diğer pervanelere üstün verimiyle araçta kullanılması uygun bulunmuştur.

2.1.3. Güç Kaynağı Seçimi

Aracın, en yüksek enerji kapasitesi/ağırlık oranına sahip olan Li-Po pillerden oluşan güç kaynağının konfigürasyonunun belirlenmesinde, en çok güç tüketiminin gerçekleştiği dikey uçuş kipi esas alınmıştır. Tablo 2'deki değerlere bakıldığında 14x7 pervane kullanımı sonucu 11.1V gerilim altında motor başına 21.5A akım kullanılırken, 14.8V gerilim altında motor başına 17.8A akım kullanıldığı görülmektedir. Bu sonuca göre 11.1V gerilim motor başına 238.65W enerji tüketimine neden olurken, 14.8V 263.44W, diğer bir deyişle %10.4 daha fazla tüketime neden olmaktadır. Pillerin, uçağın ağırlığının büyük bir kısmını (%60) oluşturduğu göz önünde bulundurulduğunda, pil ağırlığını azaltarak aracın taşıma kapasitesini arttırmak ve daha uzun uçuş süresi elde etmek için, daha az tüketime neden olan 11.1V gerilim kullanılmasına karar verilmiştir. Buna göre, motorların dikey uçuş sırasında çektiği akımı hedeflenen uçuş süresi boyunca sağlayabilmek için pillerin 36Ah'lık bir enerji kapasitesine sahip olması gerekmektedir. Aracın içindeki elektronik kontrol sistemi, kamera ve servo motorların operasyonu için gereken akım miktarları eklendiğinde 11.1V geriliminde, 40Ah kapasiteli bir pil grubuna ihtiyaç olduğu ortaya çıkmaktadır. Yapılan araştırmalar sonucu bu kapasitede bir pilin ağırlığı yaklaşık 2.4 kg olarak belirlenmiştir. Bu ağırlığa sahip bir pil ile yatay uçuş kipinde aracın havada kalabileceği uçuş süresini hesaplamak için sonlu elemanlar yöntemi ile ANSYS® adlı ticari analiz yazılımı kullanılarak aracın hava akış benzetiminden aerodinamik sürüklenme kuvvetleri elde edilmiş ve bu kuvvetleri dengeleyecek motor itkilerinin uygulanması için gerekli motor akım miktarları MotoCalc® programında hesaplanmıştır. Bu akım değerleri çerçevesinde aracın 2 saatlik yatay uçuş gerçekleştirebilmesi için 35.2Ah'lık bir pil kapasitesine gereksinimi olduğu ortaya çıkmıştır. Böylece 40Ah kapasiteli bir pil ile aracın hem dikey hem yatay uçuş kiplerinde hedeflenen uçuş sürelerini tamamlayabileceği öngörülmüştür.

2.2. Hava Aracının Aerodinamik Tasarımı

Hava aracının aerodinamik tasarımı sonucu ortaya çıkan yapı, aynı zamanda aracın mekanik iskeletini oluşturmaktadır. Bu bakımdan, aracın tasarımı yapılırken aerodinamik verime önem verilmeyle beraber, gövdenin mümkün olduğunca hafif, üretime elverişli ve dayanıklı tasarlanması ön plandadır. Dikey uçuş kipinde bir dört-rotor olarak çalışacak olan aracın kanatları, bu yapıya sahip diğer araçlara benzer bir mekanik yapı oluşturmak için, aracın burun ve kuyruk kısmında olmak üzere, üzerlerine monte edilen motorlarla birlikte dikey ve yatay konuma geçebilecek şekilde tasarlanmıştır.

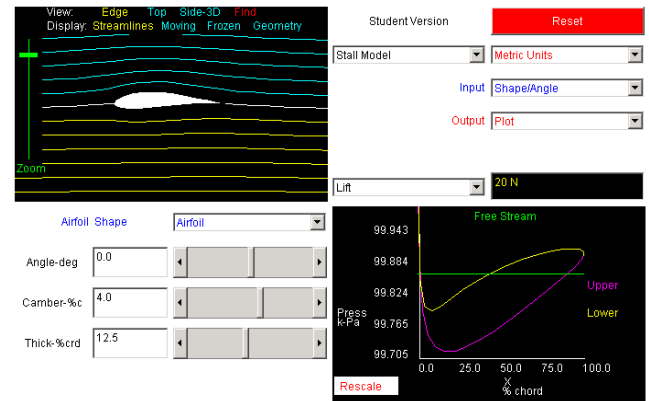


Şekil 3: Aracın dikey ve yatay uçuş konfigürasyonları.

2.2.1. Hava Aracının Kanat Profili Tasarımı

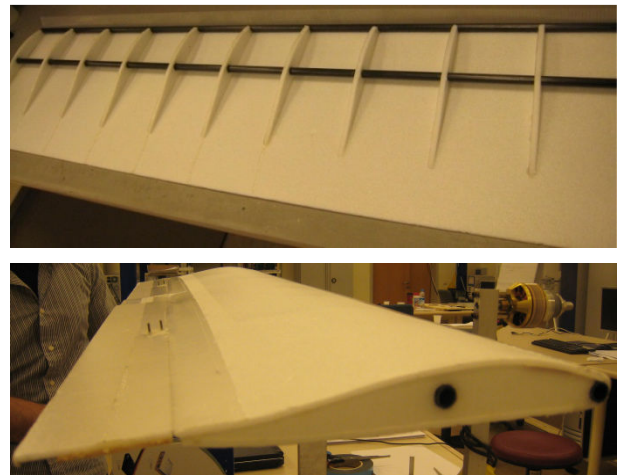
Hava aracının kanat profil tasarımı, hedeflenen en yüksek seyir hızında kanadın oturma açısı 2-3 derece aralığında kalacak, en yavaş seyir hızında ise sürüklemeyi çok arttırmayacak ve havanın kanat üstünden kopması (separation) nedeniyle kaldırma kuvvetinin ani düşmesine (stall) neden olmayacak şekilde yapılmıştır.

Hafif ve mekanik anlamda basit yapıları için kanatlar tek parça olarak tasarlanmış ve kanatların hücum açıları kontrol değişkenleri olarak kullanılarak kaldırma kuvvetinin aracın ağırlığını taşıyacak düzeyde tutulması hedeflenmiştir. Çeşitli hızlarda aracın kanatlar tarafından taşınması için gereken veter uzunluğunun, kanat hücum açısının ve kanat profilinin belirlenmesi için ilk aşamada NASA'nın FoilSim® II programında kanat benzetimleri yapılmıştır (Şekil 4).



Şekil 4: NASA FoilSim II programıyla kanat benzetimi.

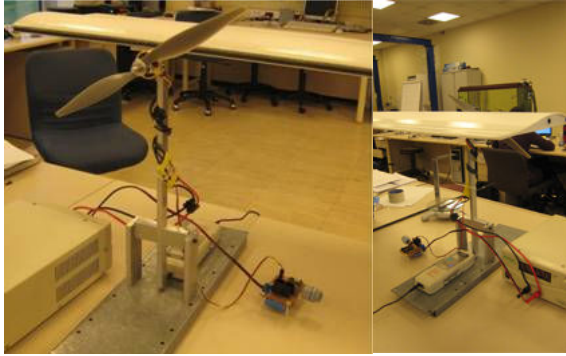
Bu benzetimler sonucunda 25cm veter, %12.5 kalınlık ve %4 kamburluk değerlerine sahip bir kanat profilinin aracı havada tutabilecek yeterli kaldırma kuvvetini üretebileceği öngörülmüştür. Belirlenen profile ve ölçülere sahip bir kanat, karbon ve depron kullanılarak Şekil 5'te görülebileceği şekilde imal edilmiştir.



Şekil 5: Kanadın üretimi ve bitmiş hali

Aracın motorlarının kanatlar üzerinde oluşturduğu kaldırma kuvveti ve sürüklemenin test edilmesi için Şekil 2'de

gösterilmiş olan motor test düzeneğine kanadın ağırlığını ölçen hassas bir tartı, kanadı pervanenin koluna bağlayan bir uzantı ve onun üstüne de kanat eklenmiştir.



Şekil 6: Motorun kanat üzerindeki etkisinin ölçümü

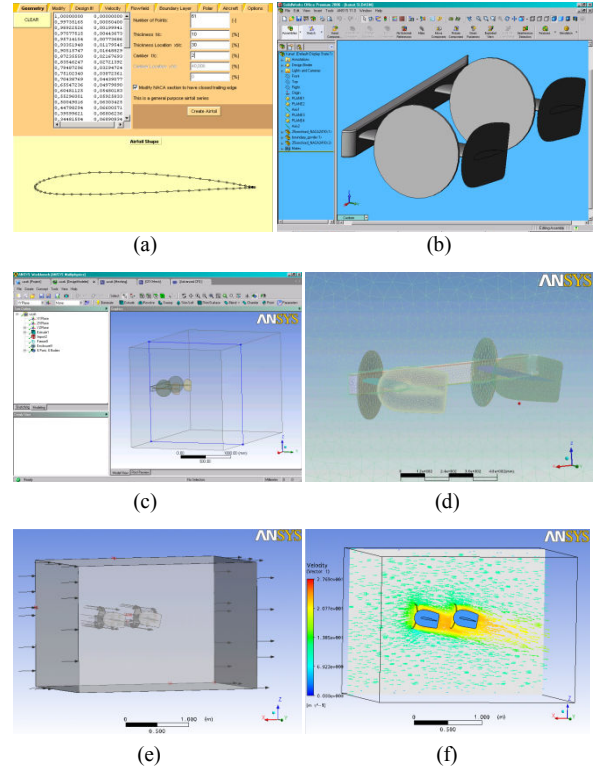
Şekil 6'da görülen bu yeni test düzeneğiyle elde edilen veriler Tablo 3'te görülmektedir. Bu veriler, uçağın dikey uçuş kipindeyken 1kg'lık itki üretecek güçte çalışan motorlarının oluşturduğu hava akımının arkadaki kanattan dolayı etkilenecek miktarını, 1kg'lık itki için gereken akım miktarındaki değişimle göstermek üzere elde edilmiştir.

Tablo 3: Motor arkasında kanat etkisi test sonuçları

14.8 V , 14x7 pervane		
Pervane-Hücum Kenarı Mesafesi (cm)	Pervanenin Arkasındaki Kanat Uzunluğu (cm)	1000 gr İtki Sağlamak İçin Çekilen Akım (A)
4	17,5	17,8
4	22,5	18,3
4	27,5	18,1
4	32,5	18
4	37,5	18,3
8	17,5	18,3
8	22,5	18,2
8	27,5	18,2
8	32,5	18,2
8	37,5	18,2

Tablo 3'teki verilere dayanarak pervane-hücum kenarı mesafesi ve pervanenin arkasındaki kanat uzunluğunun, aynı miktar itki üretmek için gereken akım miktarında %2.2 gibi ihmal edilebilir seviyede bir farka neden olduğu görülmüştür. Böylece, motoru çok öne alarak kanadın hücum açısını kontrol eden servo motorları zorlamamak ve pervaneyi kanada çok yaklaştırıp etkileşimi gereksiz arttırmamak için pervane-hücum kenarı mesafesi ilk aşamada 4cm olarak belirlenmiştir.

Kanatların çeşitli hızlarda ürettiği sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerini, gövde üzerinde oluşturdukları eğme ve döndürme momentlerini, kanat ucuna takılacak vorteks azaltıcı winglet'lerin performanslarını, gövdenin ve kanatların birbirleri üzerindeki etkisini, ard arda dönen pervanelerin birbirine olan etkilerini ve ard arda çalışan motorların hava akışı üzerindeki etkilerini belirlemek için ANSYS® adlı ticari analiz yazılımında hava akış benzetimleri yapılmıştır.



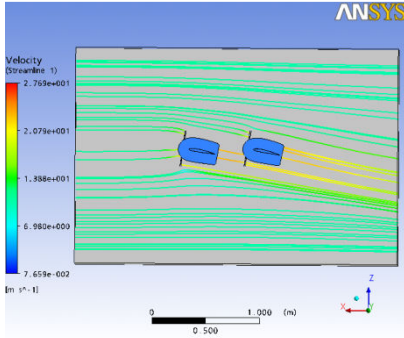
Şekil 7: JavaFoil® (a), Solidworks®'te çizim (b), ANSYS®'te rüzgar tüneli oluşturma (c), örgüleme (d), sınır şartlarının konulması (e), hava akış sonucu (f).

Benzetimleri gerçekleştirmek için öncelikle FoilSim® II programında belirlenen kanat profiline özellikler bakımından yakın ve stall meyili dahil aerodinamik özellikleri iyi bilinen Naca 2412 kanat profilinin koordinat verileri JavaFoil® programı (Şekil 7.a) kullanılarak elde edilmiştir. Bu kanat profiline sahip gerçek ölçülerde kanat, imalat kolaylığı, aerodinamik özellikleri ve donanımların yerleşimi için alan sağlama bakımından uygun görülen bir gövdeyle birlikte Solidworks®'te çizilmiştir (Şekil 7.b). Çizilmiş olan 3-boyutlu yarım uçak CAD modeli, ANSYS® programına aktarılmış, hava akış benzetimi için akacak havanın bulunduğu bir hava tüneli modellenmiştir (Şekil 7.c) ve örgü (mesh) işlemi yapılmıştır (Şekil 7.d). Gövde ortasında simetri, aracın yüzeylerinde sıfır hava akışı, tünel girişinde karşılaşılan hava hızı ve tünel çıkışında genel hava basıncı değeri, pervane yüzeylerinde de üfleyen ve çeken hava hızı giriş ve çıkışı sınır şartları uygulanarak modelin hava akış şartları çözdürülmüştür (Şekil 7.e-f). Bu işlem ekonomik seyir, maksimum hız ve 0 hava hızında, çeşitli kanat hücum açıları ve motor itkileri için defalarca tekrarlanmıştır. Pervanelerin giriş-çıkış hız sınır şartları, MotoCalc® programından elde edilen, motorların itki üretmek için oluşturduğu rüzgar hızı verisine göre uygulanmıştır.

Analizlerden çıkan kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti sonuçlarına göre motorların itki üretirken hava hızını 25-36 km/h arttırmasından dolayı NACA2412'nin gereğinden fazla kaldırma kuvveti ürettiği ama bunun karşılığında sürüklemeyi de arttırdığı ortaya çıkmış, bunun üzerine kanat profili NACA2410'la değiştirilmiş ve hava akım benzetimleri tekrarlanmıştır. Yapılan benzetimler sonucunda NACA2410'a geçince kaldırma kuvvetinin aracı taşımaya yeterli seviyeye

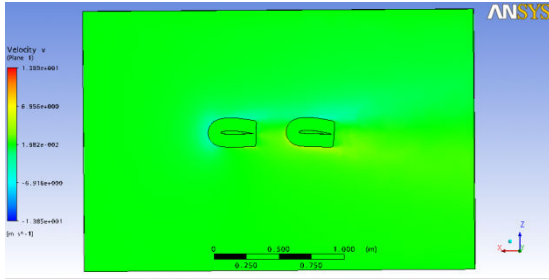
indiği, sürüklemenin de bunun karşılığında bir miktar düştüğü tespit edilmiştir. Bu son kanat konfigürasyonuna göre araç 40 km/h hızla giderken ön kanadın 10.5, arka kanadın 12.5 derece hücum açısına, 68km/h hızla giderken ise ön kanadın 2 arka kanadın 3.7 derece hücum açısıyla aracı taşıyacağı sonucuna ulaşılmıştır. 40 km/h hızla ilerleme sırasında kullanılan hücum açıları normalde havanın üst yüzeyden kopmasına neden olabileceken, motorların yüksek hızla hava üflemesi bu riski ortadan kaldırmaktadır.

Yatay uçuş sırasında, aracın kuyruk kısmındaki kanatların burun kısmındaki kanatların yarattığı hava akımlarından mümkün olan en az şekilde etkilenmeleri için, ilk olarak arka kanatların burun kısmındaki kanatlardan daha yukarıda konumlandırılması düşünülmüştür. Ancak ANSYS® benzetimlerinden elde edilen akış çizgileri (Şekil 8) ve arka kanadı yukarı konumlandırarak yapılan analizler zaten küçük boyutlu olan aracın arka kanadının ancak çok yükseğe konumlandırılması sonucunda bunun bir çözüm olacağını göstermiştir. Bu nedenle imalatı ve kontrolü de kolaylaştırmak adına arka kanadın ön kanatla aynı dikey seviyede ama öndeki kanada göre daha yüksek bir oturma açısıyla kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 8: Kanatların hava akımlarını yönlendirışı

Kanat ucundan köke doğru akarak kaldırma kuvvetini azaltan hava akışının önünü keserek kaldırma kuvveti kayıplarını azaltan wingletlerin etkinliği de bu analizlerde incelenmiştir (Şekil 9).



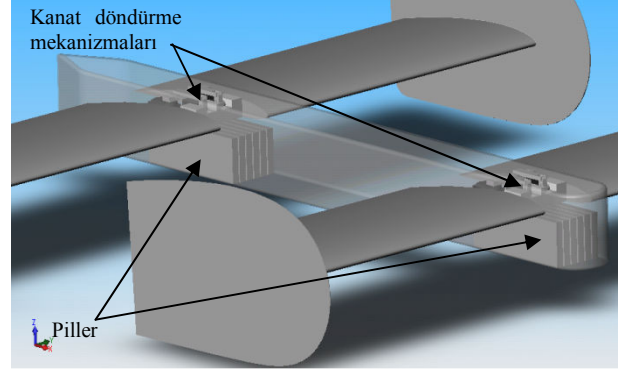
Şekil 9: Kanat ucundan kanat köküne (spanwise) hava akış hızı

Yapılan analizler sonucunda, wingletlerin CAD çiziminde görüldüğü büyük ölçülerde bırakılmasıyla bu kayıpların çok düşük seviyelerde tutulması ve çeşitli denemelerin devamını içeren gelecek analizlerde wingletlerin boyutlarının optimize edilerek gereksiz ağırlığın azaltılması karara bağlanmıştır.

2.2.2. Hava Aracının Gövde Tasarımı

Hava aracının gövdesinin tasarımında hedefler kolay imal edilebilen, hafif, donanımları taşıyabilecek kadar hacimli,

sağlam ve mümkün olduğunca az aerodinamik sürüklemeye neden olan bir yapı elde etmek olarak belirlenmiştir. Gövdenin içine yerleştirilecek olan pillerin, bilgisayar sisteminin, servo motorların düz yüzeyli bir yapıya sahip olmaları, gövdenin gerek imalatı kolaylaştırmak gerek aerodinamik sürüklenme kuvvetinin içindeki çarpanlardan biri olan kesit alanını küçültmek bakımından düz ve yassı tasarlanmasını anlamlı kılmıştır. Sesaltı hızlarda, yassı yapıların sürüklenme katsayısını düşürmenin etkili bir yolu gövdeyi kanat gibi tasarlamak olduğundan ve pilleri gövdede kanat seviyesinden belirli seviyede aşağı konumlandırmak aracın uçuş kararlılığını önemli ölçüde arttıracığından dolayı, gövde tasarımında kanatları üstte tutan dikey bir simetrik kanat şekli benimsenmiştir (Şekil 10). İç yerleşim bakımından ilk prototipe yerleştirilecek bilgisayarın ölçüleri ve gövdenin altına doğru yerleştirilecek pillerin konumları konusunda devam eden geçici belirsizlik nedeniyle gövdenin hacim konusunda sıkıntı vermemesi için ilk gövde tasarımı son üründe olması beklenenden büyük tutulmuş ve 100cm boy, 8cm en ve 10cm yüksekliğe sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. Gövdenin burnu aerodinamik etkiler göz önünde tutularak yuvarlak tasarlanmış; arka kanadın da, firar kenarına kadar, düz bir yüzeye oturması için gövdenin kuyruk daralması son 8.5cm'lik bölgede gerçekleşmiştir.



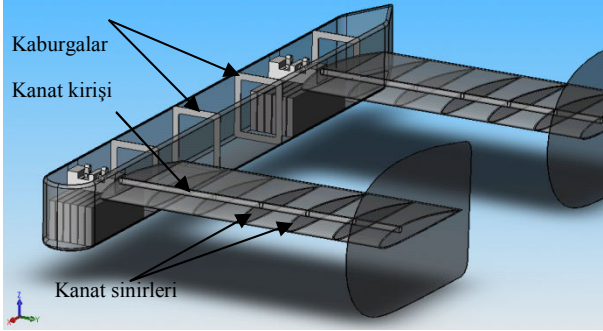
Şekil 10: Gövde tasarımı, ön-sağdan görünüm

2.3. Hava Aracının Mekanik Tasarımı

Aracın mekanik tasarımında gerek dikey, gerek yatay uçuş, gerekse iki kip arasındaki geçiş sırasında oluşabilecek yüklemelere dayanabilecek mümkün olan en hafif yapıyı elde etmek ve sorunsuz çalışan bir sistem kurmak hedeflenmiştir. Şu anda bu konudaki en büyük sorun, karbon kumaşlar örülüşlerine ve malzemelerine bağlı olarak çok farklı dayanım özellikleri gösterdikleri için, sağlıklı bir mekanik analiz yapmanın pek mümkün olamaması ve bu nedenle henüz başlamış olan kompozit gövde imalatı sürecinin daha çok denemelerle ve imalatın yapıldığı malzemenin tabii tutulacağı testlerle yürütülecek olmasıdır.

Karbon kompozit gövdeyi ve kanatları hafif ve normalde kompozit malzemelerin daha zor direndiği basma kuvvetine karşı dayanıklı yapmak için sandviç yapı tercih edilmiş, tasarımda da kuvvetlerin mümkün olduğunca çekme kuvveti olarak yansımaları sağlayacak önlemlere gidilmiştir. Burada kullanılacak sandviç yapı çok ince iki karbon kompozit katmanın arasına, daha kalın ancak çok hafif olan Rohacell köpüğün sıkıştırılmasıyla oluşturulan bir I-kiriş yapısı olduğu için hafiflik ve dayanım bakımından tercih edilmiştir. Kanat yüzeylerinde oluşan basıncı taşıyacak olan sandviç yapı,

oluşan kuvvetleri sinirler yoluyla kanat kirişine (spar) aktaracak şekilde düşünülmüş, kanat kirişinin de kanattaki üst yüzey kamburunun en yüksek olduğu iç duvara yapılandırılması kanat yüzeylerinin büyük ölçüde sadece çekme kuvvetiyle çalışması öngörülmüştür. Kanat üzerinde oluşan yapısal yükler açısından, kanat kaldırma merkezi boyunca uzanan karbon kompozit kiriş dikey yönde oluşan bütün aerodinamik kaldırma kuvvetleri, bunlara bağlı bükülme momentleri ve kesme gerilimlerini güvenle taşıyabilecek şekilde tasarlanmıştır. Gövdede de dış yüzey sandviç yapıyla oluşturulmak üzere tasarlanmış, bu sandviç yapının uzunluktan dolayı burulma ve bükülme eğiliminin azaltılması için de kaburga kullanımı planlanmıştır (Şekil 11).

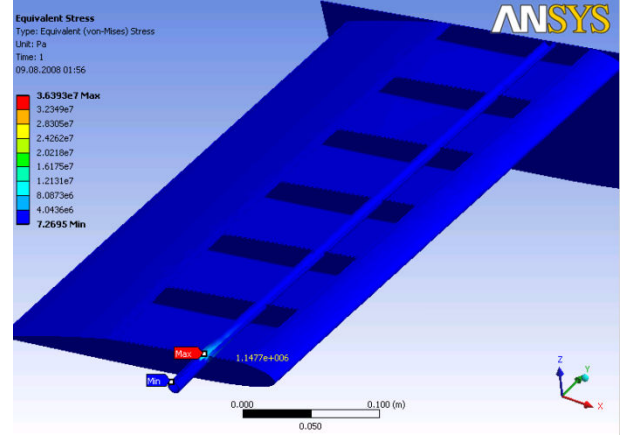


Şekil 11: Aracın mekanik tasarımı

Pillerin gövdenin ortasında eğilmeye yönelik stresler oluşturmaması için ön ve arkada kanatların taşıyıcılarının gövdeye bağlandığı yerin tam altına, aracın uçuş kararlılığını artırmak için de gövde tabanına yakın yerleştirilmesine karar verilmiştir. Gövdenin boş kalan orta bölümü hafif olan ve kontrol hassasiyeti için aracın ağırlık merkezinde bulunması gereken elektronik kontrol sistemine ayrılmış, bu şekilde eldeki hacmin de verimli kullanılması sağlanmıştır.

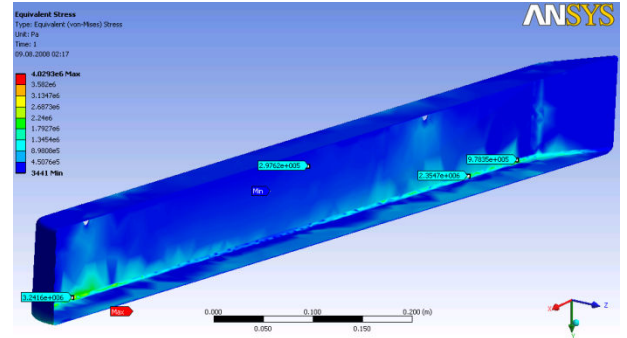
Gövdenin yüklenmesiyle ilgili diğer bir kritik karar ise karbon kanat kirişlerinin, taşıma kuvvetlerini gövdeye aktardıkları ve aynı zamanda kanatların dönmek için içinde hareket ettikleri delrin yatak parçalarının sağ-sol duvarlar arasında tek parça olarak tasarlanması olmuştur. Bu parçalar sağ ve sol olmak üzere iki ayrı parçadan oluşalardı, kanatların gövdeye aktardığı eğme momenti karbon gövdenin çok büyük kuvvetlere maruz kalmasına neden olacaktı. Tek parça olarak tasarlanan ve karbon içinde rahat kaydığı için delrin'den imal edilmek üzere tasarlanan bu yataklar gövdeye hem birer kaburga, hem kanat taşıma kuvvetlerini gövdenin yan yüzeyine dağıtan birer yük iletici, hem de kanatları çeviren servolu mekanizmaların taşıyıcısı olmuştur. Bu parçalar, imalatına başlanan kompozit gövdenin içine perçinle sabitlenecektir.

ANSYS®'te yapılan gövde dayanım analizlerinin sonucuna göre, kanadın havada olası en kötü yüklenmesi olan 68 km/h'le seyir sırasında bir anda ön kanadın 10° hücum açısına çıkartılması durumunda bile kanadın en yüksek stres değeri beklenen yer olan kanat kirişinin kanat köküne yakın bölgesinde yükselmiş, geri kalan bölgelerde ise düşük kalmıştır (Şekil 12). Kullanılacak olan karbon çubuğun bizzat 1m mesafe üstünden yaklaşık 3.7kg'lık kuvveti taşıdığı tarafımızdan test edilmiş olduğundan, analiz için en yüksek dayanım değerleri tam bilinmese de kullanılacak malzemenin bu yüke dayanabileceği bilinmektedir.



Şekil 12: Aracın olası en büyük yüklenmesinde kanat stresleri

Yine ANSYS®'te yapılan gövde dayanım analizlerinin sonucuna göre, 2.5g ivmelenme altında, pil ve kanat yüklemeleri gerçeğine özdeş olarak, gövde mekanik analizi yapılmış, karbonun kalitesine ve örgü şekline göre 2-7 GPa [8] arasında listelenmiş kopma gerilimine karşılık, gövdenin tam pillerin yüklendiği noktaya gelen az bir bölümü yaklaşık 3.2 GPa strese kadar çıkmış olduğu görülmüştür (Şekil 13). Ek kalınlık gerekip gerekmeyeceği, kompozit prototip yapılırken alınacak numune parçaların üzerinde gerçekleştirilecek kopma testlerinin sonucunda belli olacaktır.



Şekil 13: Aracın 2.5g yerçekimi ivmesine maruz kalması durumunda gövdedeki stresler

3. Sonuçlar

Bu çalışmada, dört-rotor gibi dikine kalkış ve iniş yapabilen ve de uçak gibi uzun menzilli yatay uçuş yapabilen kompakt bir insansız otonom hava aracının mekanik ve aerodinamik tasarımı anlatılmıştır. İtki sisteminin performansı ile ilgili deneyler ve analizler sonucu motor, pervane, pil gibi kritik donanımların parametreleri belirlenmiş ve yine yapılan analizlerle aracın kanat yapısına karar verilmiştir. Gerek yerleşim, gerekse stres dağılımlarıyla ilgili karşılaşılan problemlere akılcı çözümler getirilmeye çalışılmış, bu şekilde tasarımın bitirilmesi yönünde önemli yol alınmıştır. Aracın imal edileceği karbon kompozit malzemelerin parametreleri konusunda ortada var olan belirsizliklerin deneylerle aşılması sonucu gövde kanat dayanım analizleri daha tutarlı bir şekilde yürütülebilecektir.

4. Teşekkür

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından “İnsansız Otonom Bir Hava Aracının Mekanik Tasarımı, Prototip İmalatı ve Uçuş Kontrolü” adlı 1001 bilimsel araştırma projesi kapsamında desteklenmiştir.

5. Kaynakça

1. P. McKerrow, “Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter”, *ICRA '04 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, Nisan, New Orleans, LA, ABD 2004
2. A. Bogdanov, E. Wan ve G. Harvey, "SDRE flight control for X-Cell and R-Max autonomous helicopters", *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, vol.2, no., pp. 1196-1203 Vol.2, Aralık 14-17, 2004
3. Boeing, V-22 Osprey, 13 Ağustos 2008
<http://www.boeing.com/rotorcraft/military/v22/index.htm>
4. The Bell Eagle Eye UAS, 13 Ağustos 2008
<http://www.bellhelicopter.com/en/aircraft/military/bellEagleEye.cfm>
5. J.J. Dickeson, D. Miles, O. Cifdaloz, Wells, V.L. Rodriguez ve A.A., "Robust LPV H Gain-Scheduled Hover-to-Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft in the Presence of CG Variations" *American Control Conference. ACC '07* , vol., no., pp.5266-5271, 9-13 Temmuz NY, ABD 2007
6. F. Kendoul, I. Fantoni, R. Lozano, "Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors" *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference*, Aralık 12-15, Seville, İspanya, 2005
7. K. Nonami, “Prospect and Recent Research & Development for Civil Use Autonomous Unmanned Aircraft as UAV and MAV” *Journal of System Design and Dynamics*, Vol.1, No.2, 2007
8. Carbon Fiber, 13 Ağustos 2008
http://en.wikipedia.org/wiki/Carbon_fiber