

## KATI HAL KONTROL YÜZEYİ DENEYSEL ÇALIŞMASI

Mehmet ÇALIKOĞLU<sup>1</sup>

Türk Hava Kurumu Üniversitesi / Türk Havacılık  
ve Uzay Sanayii, Ankara

Mecit YAMAN<sup>2</sup>

Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve  
Uzay Bilimleri Fakültesi, Ankara

### ÖZET

Hava araçlarının sahip olduğu kontrol yüzeyleri hava akışını manipüle ederek istenilen manevraları gerçekleştirir ve bu sistemler hareketli parçalardan meydana gelir. İrtifa dümeni, kanatçık ve yön dümeni birincil kontrol yüzeyleridir. Birincil kontrol yüzeylerinden yön dümeninin görevi hava aracının yönünü tayin etmektir. Çalışmamızdaki amacımız bu kontrol yüzeyini plazma itki sistemi ile değiştirmek ve çıktılarını incelemektir. Plazma itki sistemi havayı yüksek gerilim (~40kV) altında herhangi bir hareketli parçaya ihtiyaç duymadan iyonize ederek itki oluşturmaktadır. Plazma itki sistemi konvansiyonel kontrol yüzeylerinin aksine hareketli parçalara sahip olmadığından bazı avantajlara sahiptir. Bu avantajlar örneğin; hava aracının ağırlığını azaltmak ve mekanik olarak daha basit olmasını sağlamaktır. Bu sistemin uygulanabilirliğini test etmek için bazı deneyler gerçekleştirilerek ve test düzenekleri hazırlanarak gerekli verilere ulaşılmıştır. Gerçekleştirilen testler ise şunlardır; Değişen güç değerlerindeki üretilen itki büyüklüğü, hız ve açısal momentum değerleri laboratuvar ortamında test edilerek veriler toplanmıştır, itki, hız ve açısal momentum büyüklüğü güç ile genel anlamda doğru orantılı olarak artmıştır. Elektrodlar arasındaki mesafenin değişmesine bağlı olarak üretilen itki büyüklüğü test edilmiştir. Kullandığımız model için yaklaşık optimum mesafenin elektrodlar arası 15mm olduğu tespit edilmiştir. Gerekli testlerin ardından, yüksek AR (Aspect Ratio) ve düşük perdovites hızına sahip bir model uçağın yön dümeni yerine plazma itki sistemi entegre edilerek, hava aracının yatay eksende sapma testi planlanmaktadır.

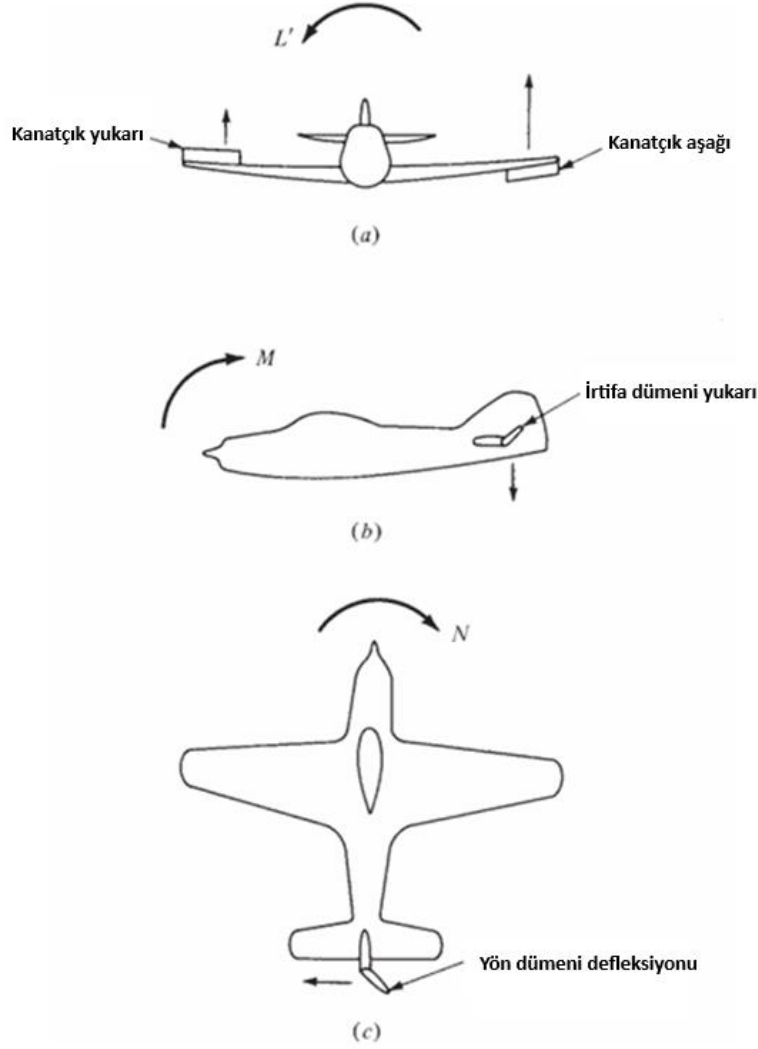
### GİRİŞ

Hava araçlarının sahip oldukları kontrol yüzeyleri hava akışını manipüle ederek gerekli manevraların yapılmasını sağlar. Hava araçlarının üç temel kontrol yüzeyi mevcuttur. Üç temel kontrol yüzeyi kanatçıklar, irtifa dümeni ve yön dümenidir. Bu komponentler hava aracının x, y, z eksenleri etrafındaki momentleri değiştirmek ve kontrol etmek için tasarlanmıştır. Kanatçıklar yanıl kontrolü, irtifa dümeni yunuslama hareketini ve yön dümeni dönmeyi sağlar [Anderson, 2014]. Şekil 1'de kontrol yüzeylerini ve gerçekleştirdikleri hareketleri göstermiştir. Yön dümenini plazma itki sistemi ile değiştirme amacımız ise ağırlık merkezine olan uzaklığın fazla olmasıdır çünkü düşük itki değerinde daha yüksek momentum oluşturabiliyor olmasıdır.

Plazma itki sistemi konvansiyonel kontrol yüzeylerinin aksine hareketli parça kullanmadan havayı iki elektrot arasında yüksek gerilim uygulayarak (~40kV) iyonize eder. İyonize olmuş hava akışı sayesinde akışın ters yönünde itki elde edilir [Xu,2018]. Öncelikle yapmış olduğumuz çalışma da sistemin oluşturduğu hava akışını izlemek amacıyla mum kullanılmıştır ve Şekil 3' deki görseller elde edilmiştir. Görseller bize sistemin hava akışı oluşturabildiğini kanıtlamıştır. Hava akışının oluşmasında elektrostatik fenomen rol oynar ve bu Gauss's yasasına tabidir [Xu,2018]. Şekil 2'de Gauss's denklemi ve itki – güç verimliliği denklemi verilmiştir.

<sup>1</sup> Yüksek Lisans öğrencisi, E-posta: mehmet.calikoglu1@tai.com.tr

<sup>2</sup> Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: myaman@thk.edu.tr



Şekil 1: (a) Kanatçık defleksiyonunun etkisi; yanal kontrolü. (b) İrtifa dümeni defleksiyonunun etkisi; yunuslama kontrolü. (c) Yön dümeni defleksiyonunun etkisi; dönme kontrolü

Gauss's yasası: $\frac{dE}{dx} = -\frac{d^2V}{dx^2} = \frac{\rho}{\epsilon_0}$	E: elektriksel alan V: Gerilim P: Yük yoğunluğudur $\epsilon_0$ : Boş uzayın geçirgenliği x: Mesafe
İtki- Güç verimlilik denklemi: $\frac{T}{P} = \frac{(\rho E')LA}{V(jA)} = \frac{\rho E' L}{V\rho(\mu E' + v_0)} = \frac{1}{(\mu E' + v_0)}$	T: İtki P: Güç E': Ortalama elektrik alan A: İtki alanı L: Elektrotlar arası uzaklıktır

Şekil 2 Gauss's denklemi ve itki verimliliği denklemi

<sup>1</sup> Yüksek Lisans öğrencisi, E-posta: mehmet.calikoglu1@tai.com.tr

<sup>2</sup> Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: myaman@thk.edu.tr



Şekil 3:  $t_0$  anında sistemimiz çalışmaz iken  $t_1$  anında sisteme güç verilmektedir ve hava akışı gözlemlenmektedir.

Şekil 3'de elektrodlar arası mesafe 15 mm'dir ve sisteme güç kaynağından yüksek voltaj jeneratörüne 5 Volt gerilim ve 2 Amper DC akım verilerek deney icra edilmiştir.

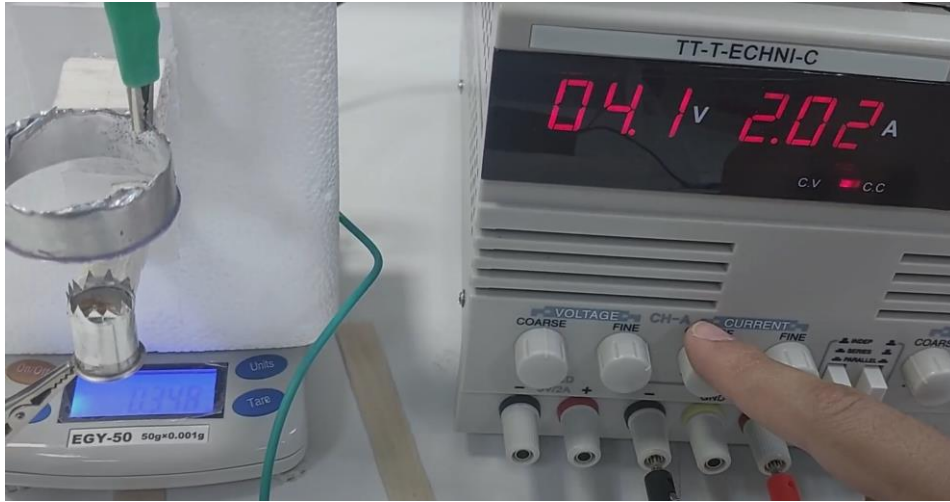
<sup>1</sup> Yüksek Lisans öğrencisi, E-posta: mehmet.calikoglu1@tai.com.tr

<sup>2</sup> Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: myaman@thk.edu.tr

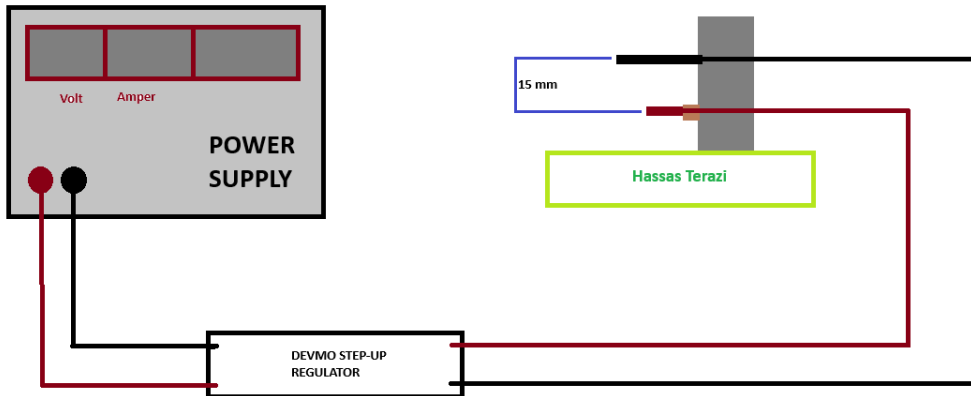
## YÖNTEM

### Deney Düzeneği

Deney düzeneğimiz, THKÜ Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Elektronik Burun Laboratuvarı'nda hazırlanmıştır. Gerekli voltaj seviyesine ulaşmak için DEVMO-DC 3v-6v-400kV- Güç Modülü-Yüksek Voltaj Jeneratörü kullanılmıştır. Elektrodlarımız dairesel iki iletken parçadan oluşmaktadır. Aralarındaki mesafe ise 12mm ile 20mm arasında tekrarlı olacak şekilde ayarlanabilmektedir. Bu elektrodlardan daha küçük yarıçapa sahip olan parçaya pozitif voltaj uygulanırken, daha büyük yarıçapa sahip elektroda negatif yük uygulanır. Ardından bu sistem dikey ekseninde hassas bir laboratuvar terazisi üzerine yerleştirilir. Ve değişen elektriksel güç ile elde edilen itki değerleri kaydedilerek bir veri seti elde edilir. Elektrodların arasındaki her mesafe için iki kere ölçüm yapılarak standart sapmalar da hesaplanır (Şekil 4). Gerekli testlerin sonuçlarının elde edilmesine müteakip, optimum konfigürasyonda hız ve açısal momentum testleri icra edilir. Hız ve açısal momentum testleri için 1 metre uzunluğunda bir çubuğun her iki ucuna optimum elektrod mesafesinde (15 mm) birer plazma itki sistemi kurulur ve değişen elektriksel güç değerlerine göre veriler kaydedilir. Verilerin kaydedilmesine müteakip hız verileri incelenir. Hazırlanan iki farklı ölçüm sistemi Şekil 6'de ve Şekil 8'te gösterilmiştir. Bir numaralı deney düzeneğimiz güç kaynaklı deney düzeneğimizdir, rulman yardımı ile dönen sisteme elektrik verilir. İki numaralı sistemimiz ise çubuk üzerine yerleştirilen batarya (Leopard Power 4200mAh 11.1V 3s 40C LiPo Batarya) ve güç modülleri (5.3 V – 3A) ile güç modüllerine enerji sağlanmıştır. Batarya ve modüllerin ağırlıklarından ötürü 2 numaralı sistemin kütlesi 852 gramdır. 1 numaralı sistem ise 520 gramdır.



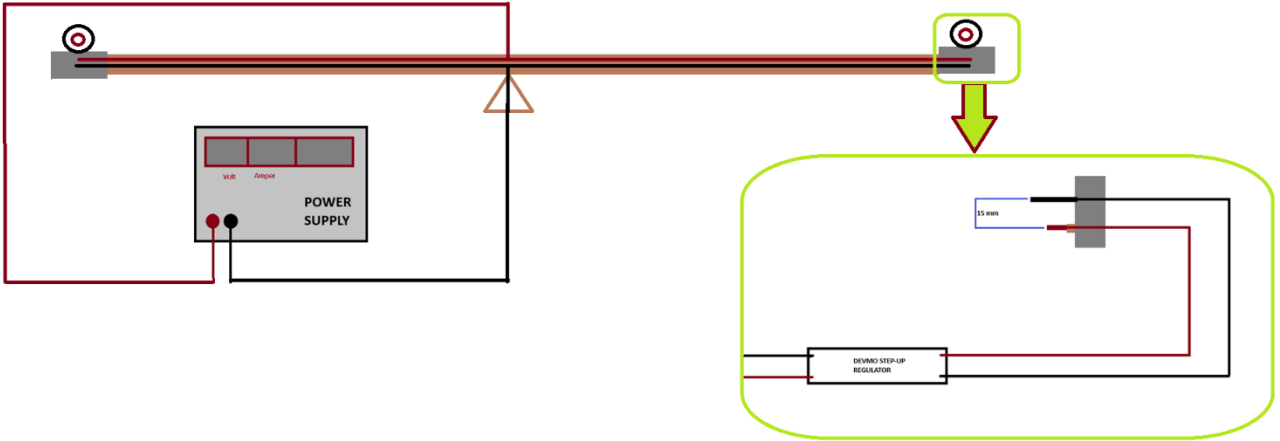
Şekil 4: Örnek itki ölçüm sistemi



Şekil 5 İtki ölçüm sistemi şeması



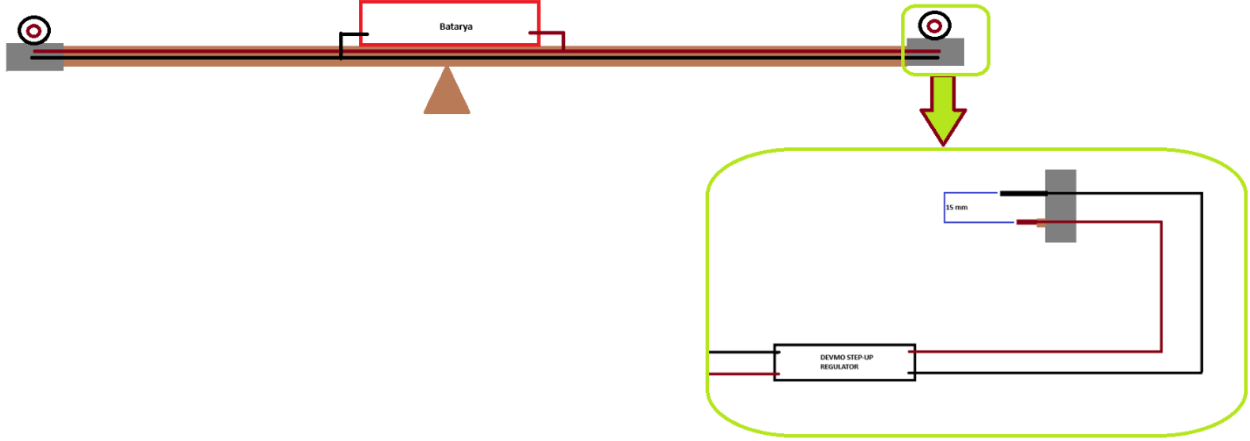
Şekil 6 Örnek güç kaynaklı hız ölçüm sistemi (1 numaralı deney düzeneği)



Şekil 7 Güç kaynaklı hız ölçüm sistemi şeması (1 numaralı deney düzeneği)



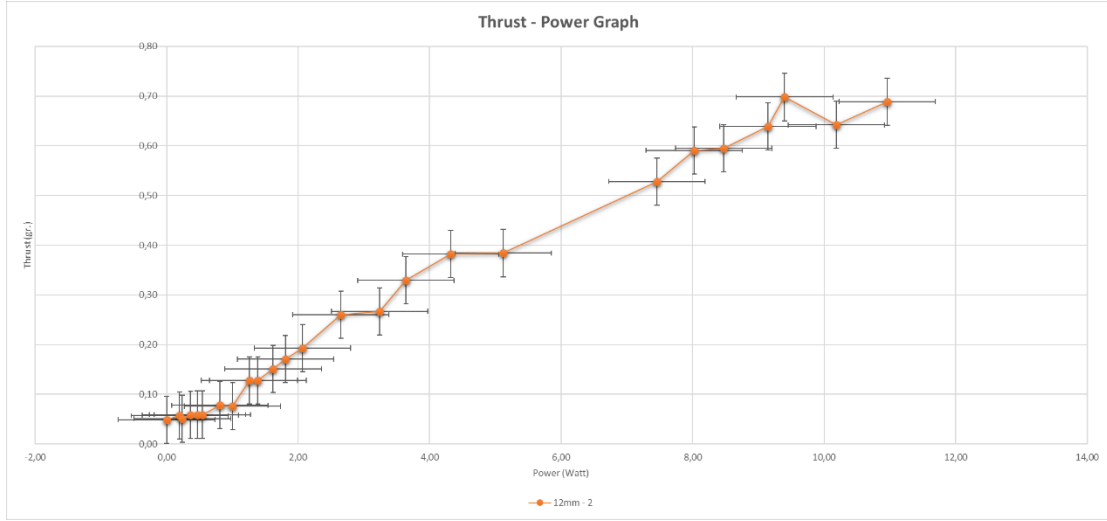
Şekil 8 Örnek bataryalı hız ölçüm sistemi (2 numaralı deney düzeneği)



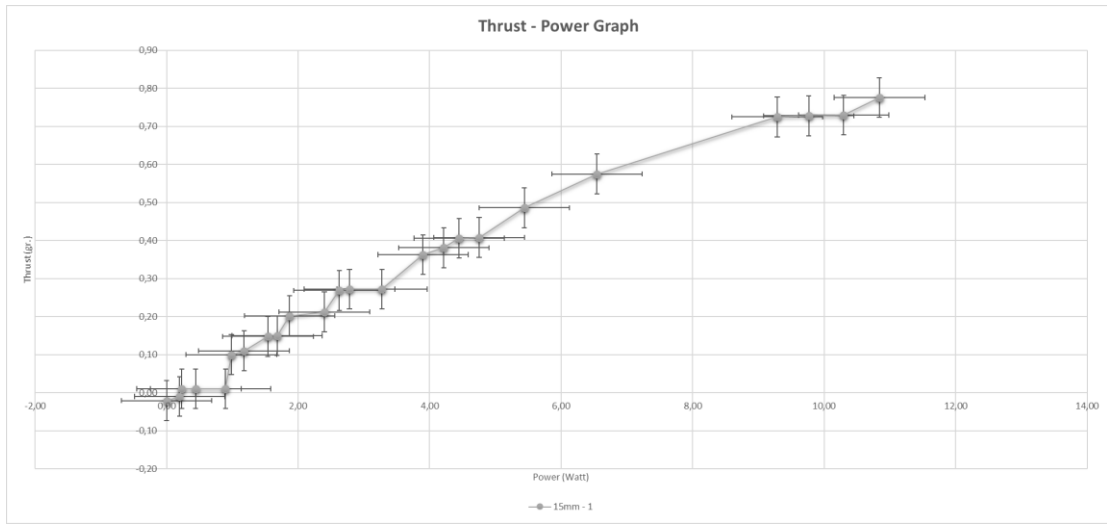
Şekil 9 Bataryalı hız ölçüm sistemi şeması (2 numaralı deney düzeneği)

### UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

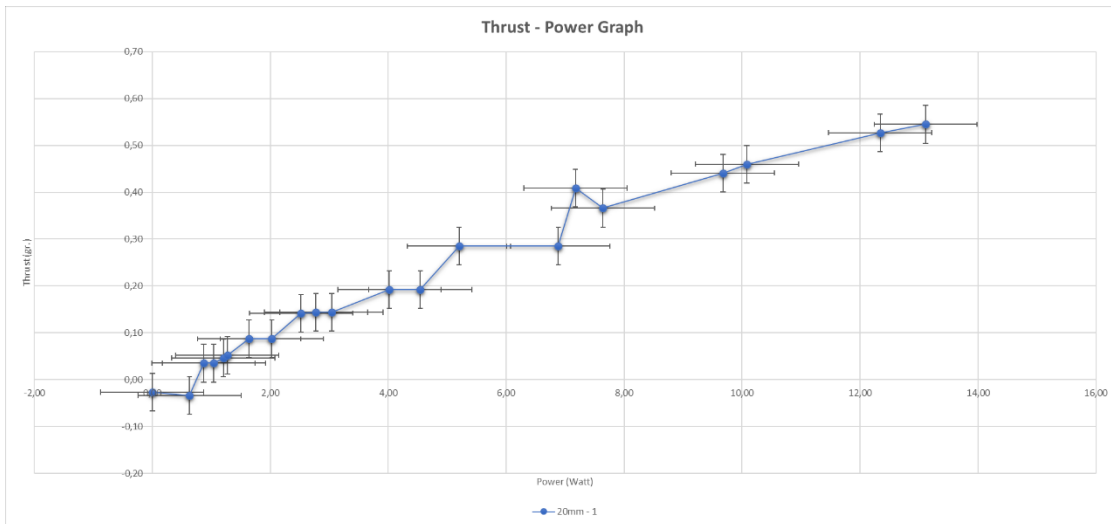
İtki testi çalışmalarımız üç farklı elektrod mesafesi (12mm,15mm ve 20mm) için gerçekleştirilmiştir. Ve her bir mesafe için iki farklı ölçüm alınmıştır. Hazırlanan grafikler de y eksenini itkiyi gram cinsinden temsil ederken x eksenini yükselticiye gönderilen gücü Watt cinsinden temsil etmektedir. Test grafikleri Şekil 10'de 12 – 15, 20 mm için sonuçlar gösterilmiştir.



(a)



(b)



(c)

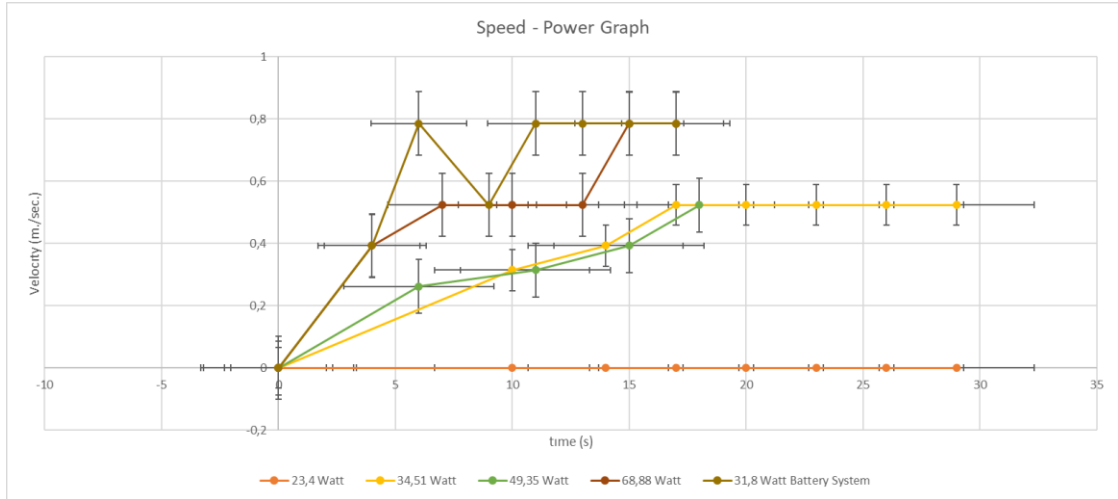
Şekil 10 (a) 12mm mesafe için gerçekleştirilen deney grafiği gösterilmektedir. (b) 15mm mesafe için gerçekleştirilen deney grafiği gösterilmektedir. (c) 20mm mesafe için gerçekleştirilen deney grafiği gösterilmektedir.

Hız ve açısal momentum test sonuçları şu şekildedir:

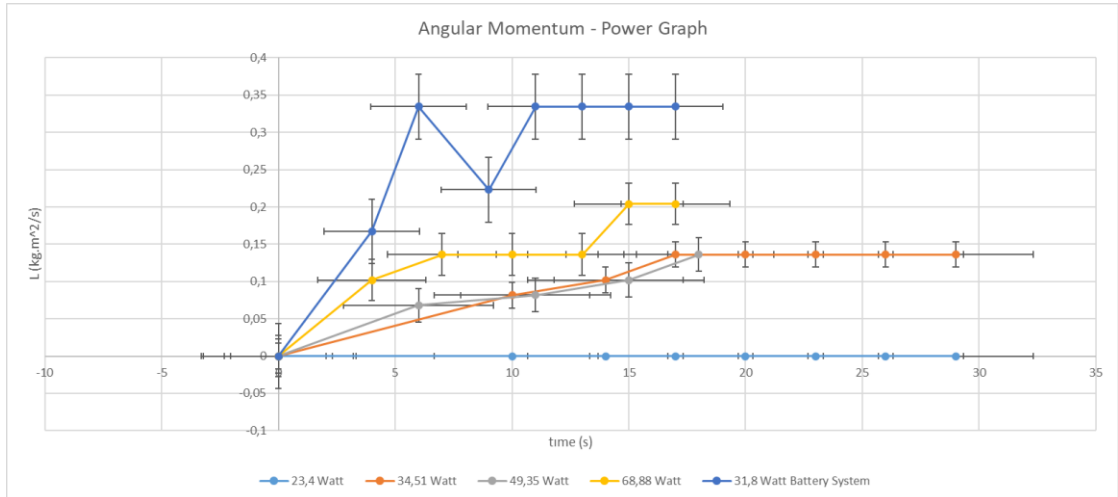
İlk deneyimizde 1 numaralı deney düzeneği ile hazırlanan ve sisteme 23,4 Watt verilen sistemde herhangi bir hareket gözlemlenmemiştir. İkinci deneyimizde 1 numaralı deney düzeneği ile hazırlanan ve sisteme 34,51 Watt verilen sistemde oluşan hız grafiği Şekil 14 da ve açısal momentum ise Şekil 15 da verilmiştir. Üçüncü deneyimizde 1 numaralı deney düzeneği ile hazırlanan ve sisteme 49,35 Watt (14,1 Volt gerilim 3,5 Amper akım) verilen sistemde oluşan hız grafiği Şekil 16 ve açısal momentum ise Şekil 17 de verilmiştir. Dört numaralı deneyimizde 1 numaralı deney düzeneği ile hazırlanan ve sisteme 68,88 Watt (16,8 Volt gerilim 4,1 Amper akım) verilen sistemde oluşan hız grafiği Şekil 18 ve açısal momentum ise Şekil 19 de verilmiştir. Beş numaralı deneyimizde 2 numaralı deney düzeneği ile hazırlanan ve sisteme 31,8 Watt verilen sistemde oluşan hız grafiği Şekil 20 ve açısal momentum ise Şekil 21 da verilmiştir. Tüm deney sonuçlarını içeren hız grafiği Şekil 12'de ve açısal momentum grafiği Şekil 13'da verilmiştir.

	Volt	Amper	Güç (Watt)
23,4 Watt	10	2,34	23,4
34,51 Watt	11,9	2,9	34,51
49,35 Watt	14,1	3,5	49,35
68,88 Watt	16,8	4,1	68,88
31,8 Watt Battery System	5,3	6	31,8

Şekil 11 1 ve 2 numaralı test sistemine uygulanan elektriksel güç değerleri

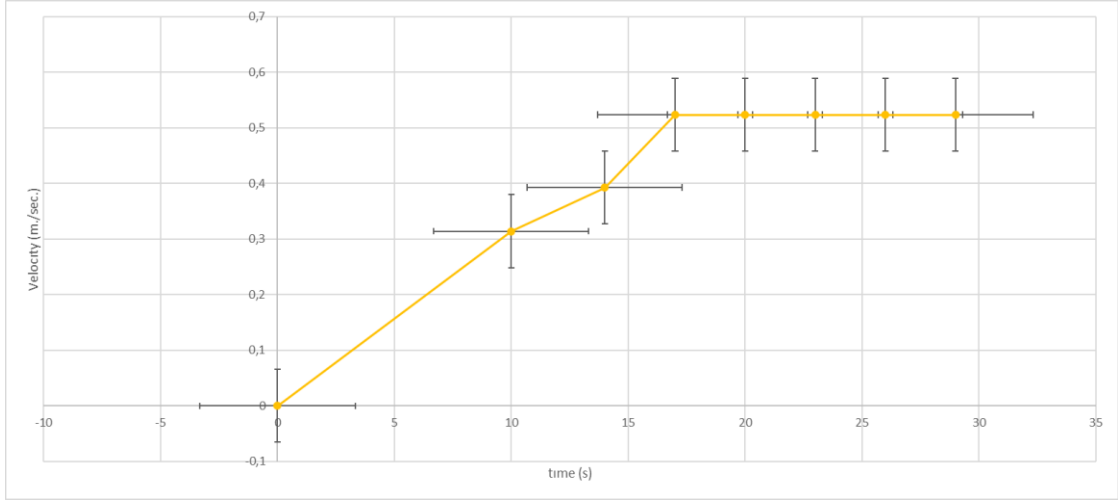


Şekil 12 Tüm test sonuçlarını içeren hız grafiği

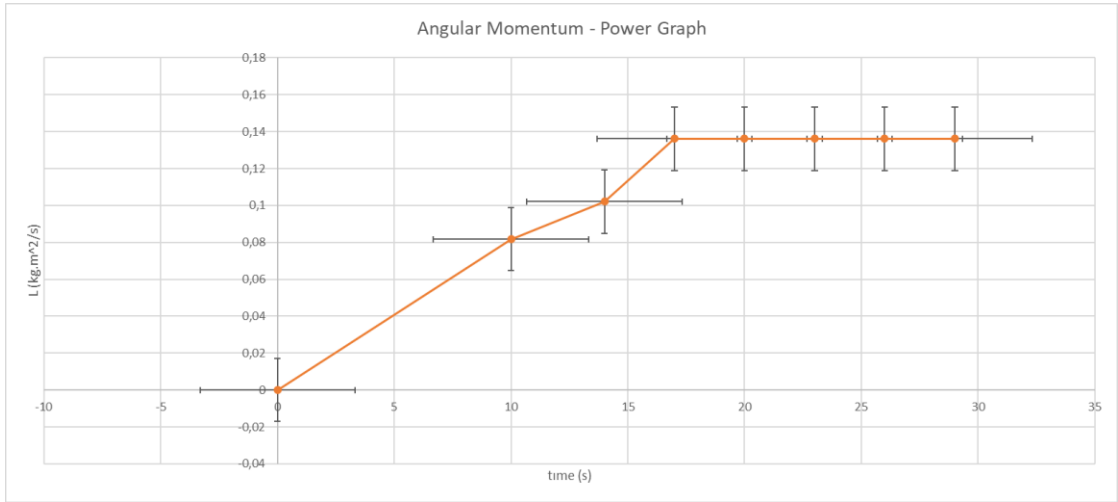


Şekil 13 Tüm test sonuçlarını içeren açısal momentum grafiği

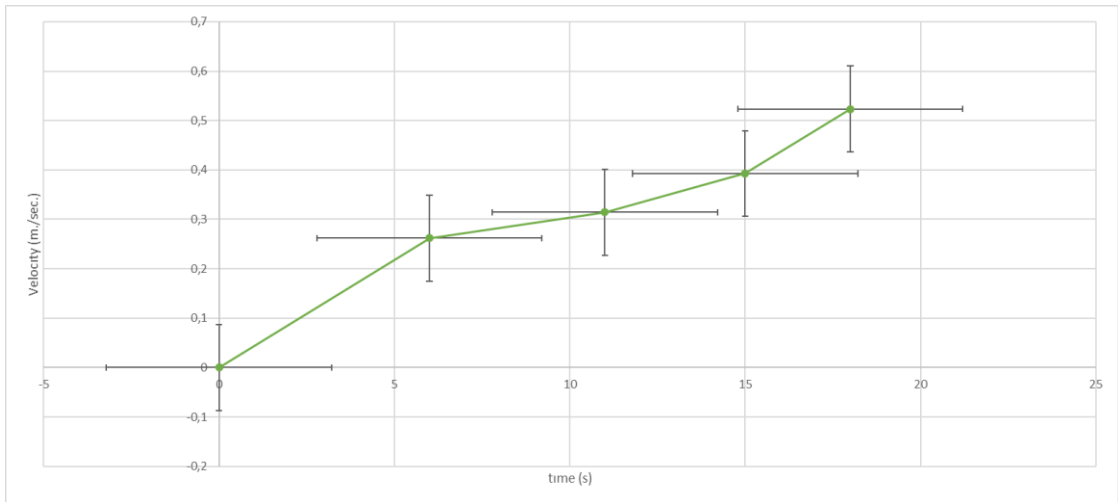




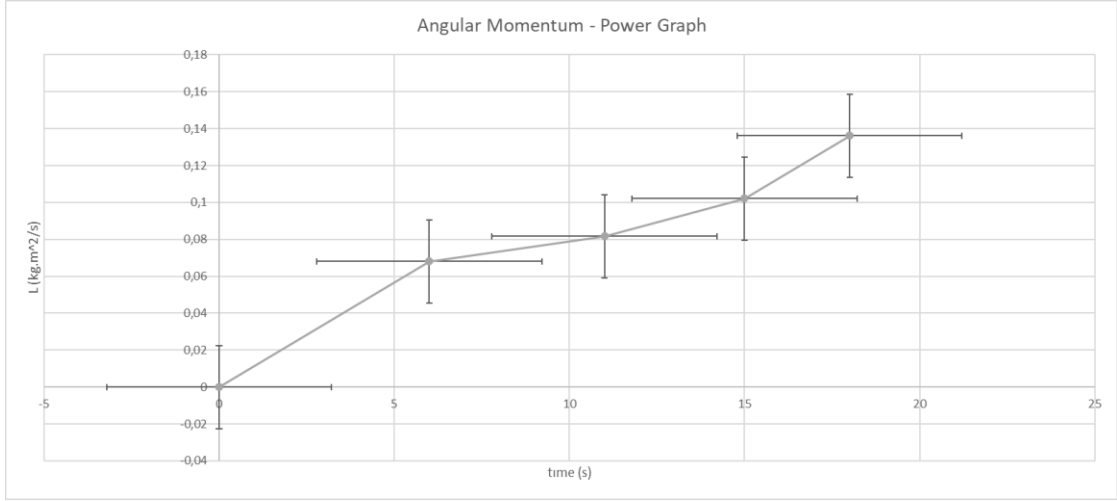
Şekil 14 1 Numaralı deney düzeneği hız grafiği (34,51 Watt)



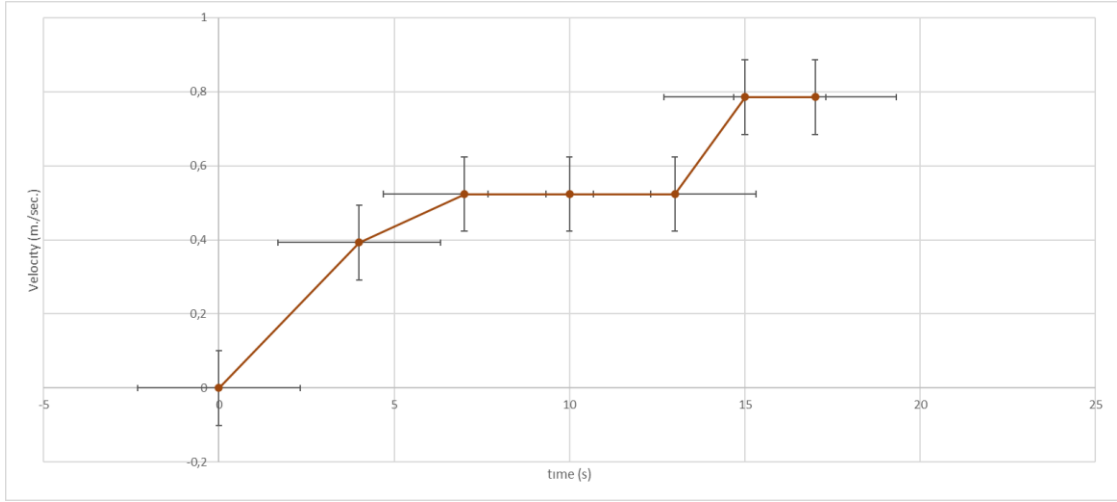
Şekil 15 1 Numaralı deney düzeneği açılal momentum grafiği (34,51 Watt)



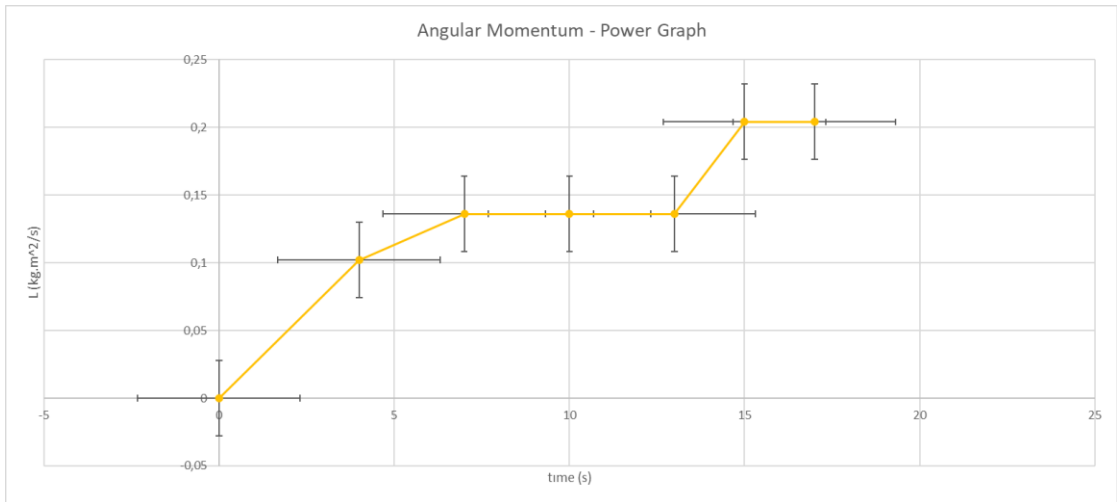
Şekil 16 1 Numaralı deney düzeneği hız grafiği (49,35 Watt)



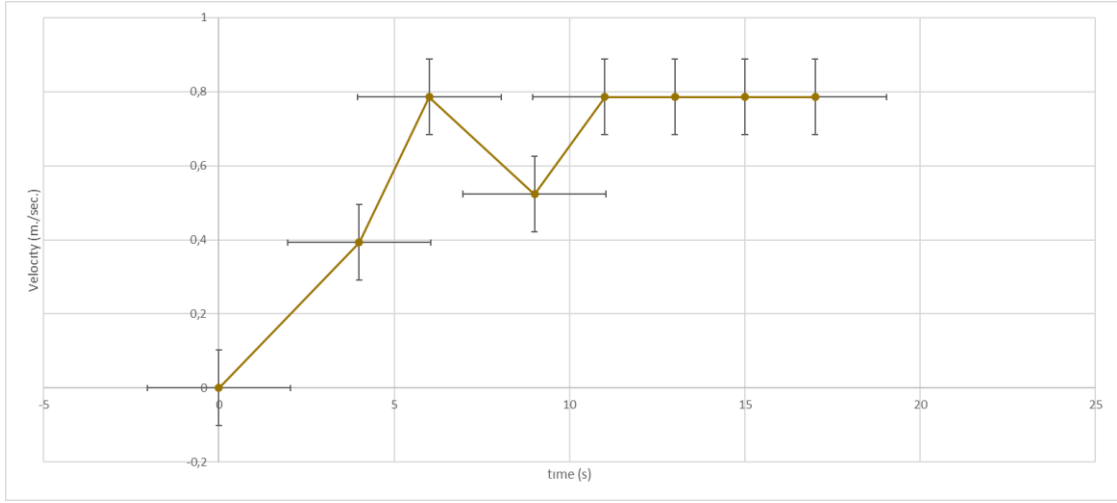
Şekil 17 1 Numaralı deney düzeneği açısai momentum grafiği (49,35 Watt)



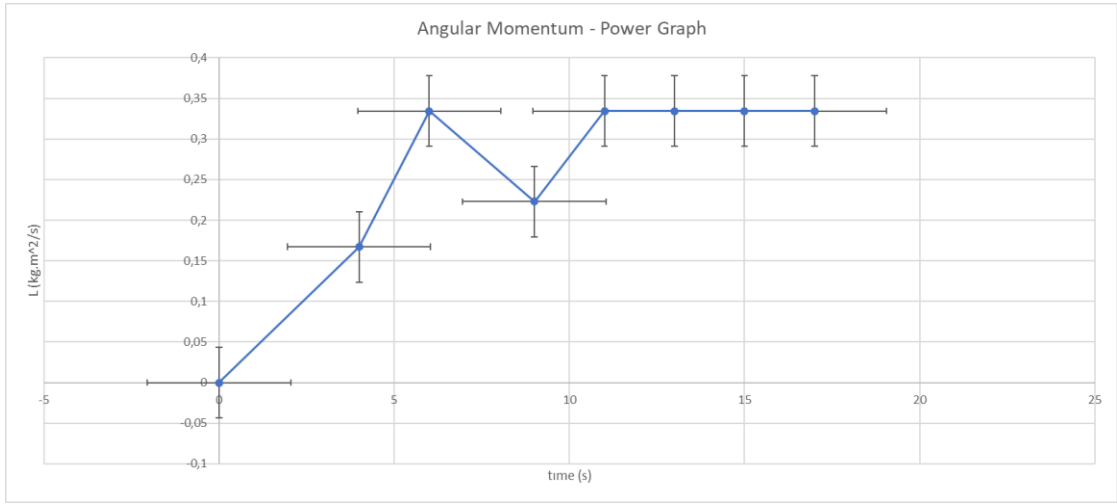
Şekil 18 1 Numaralı deney düzeneği hız grafiği (68,88 Watt)



Şekil 19 1 Numaralı deney düzeneği açısai momentum grafiği (68,88 Watt)



Şekil 20 2 Numaralı deney düzeneği hız grafiği (31,8 Watt)



Şekil 21 2 Numaralı deney düzeneği açısal momentum grafiği (31,8 Watt)

Yapılan itki ölçüm testleri sonucu elde edilen grafikler incelendiğinde artan güç değeri ile birlikte oluşan itkinin genel olarak doğrusal bir şekilde arttığı gözlemlenmiştir. En yüksek itki sonucu 15mm elektrod mesafesinde kaydedilmiştir. Elde edilen verim (itki ile gücün oranı)  $\eta = \frac{T}{P} * 100 = 0,07\%$ 'dir. Hız ve Açısal momentum testleri sonucu elde edilen grafikler incelendiğinde artan güç değeri ile birlikte oluşan hızın ve açısal momentumunda genel olarak arttığı gözlemlenmiştir. Kullanılan güç jeneratöründen ötürü. 2 numaralı bataryalı deney dışında optimum voltaj değerinden uzaklaşıldığı için verimsizlik göze çarpmaktadır. Testlerin sonucunda en yüksek hız ve açısal momentum 2 numaralı deneyde elde edilmiştir. 2 numaralı deneyin sonuçları şu şekildedir 0,79 m/s<sup>2</sup> hıza ve 0,33 kg.m<sup>2</sup>/s açısal momentum değerine ulaşılmıştır.

## SONUÇ

Yapılan itki testleri göstermektedir ki itki ve güç değerleri lineerdir. Optimum elektrod mesafesi 15mm'dir. Hız ve açısal momentum testlerinde ise hız ve açısal momentumun da güç ile lineer olduğu tespit edilmiştir ancak 2 numaralı bataryalı test düzeneği dışındaki deneylerde optimum voltaj değeri aşıldığı için en yüksek değer 2 numaralı deneyde ölçülmüştür. Tasarlanacak sistemler için uygun yüksek voltaj jeneratörü seçiminin ve doğru voltaj ile beslemenin önemi anlaşılmıştır. Mevcut sonuçlar bize gerekli manevraları yapabilmemiz için gerekli olan açısal momentumun, sistemimiz tarafından oluşturulduğunu kanıtlamıştır. Konvansiyonel uçaklara nazaran kontrol yüzeyi için daha az komponent içerecek çalışmamız yapısal olarak daha basit ve sade olmasının yanında bakım kolaylığı gibi avantajlar taşımaktadır.

**Kaynaklar**

- Anderson Jr., J. D. (2014). Control and Stability. In J. D. Anderson Jr. (Ed.), Introduction to Flight (8th ed., pp. 594-653). McGraw-Hill Education.
- Raymer, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, 4th ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2006
- Xu, H., He, Y., Strobel, K. L., Gilmore, C. K., Kelley, S. P., Hennick, C. C., Schierl, T., Woolston, M., Perreault, D. J., & Barrett, S. R. H. (2018b). Flight of an aeroplane with solid-state propulsion. Nature, 563(7732), 532–535. <https://doi.org/10.1038/s41586-018-0707-9>
- Goldstein, H., Poole, C. P., & Safko, J. L. (2002). Classical mechanics (3rd ed.). Addison-Wesley.