

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**PLAZMA AKTÜATÖRLERİN SAĞANAK ETKİLERİNİN HAFİFLETİLMESİ
İÇİN POTANSİYEL KULLANIMININ ARAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Gökçen JURNAL

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı

Savunma Teknolojileri Programı

OCAK 2024

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**PLAZMA AKTÜATÖRLERİN SAĞANAK ETKİLERİNİN HAFİFLETİLMESİ
İÇİN POTANSİYEL KULLANIMININ ARAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Gökçen JURNAL
(514211008)**

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı

Savunma Teknolojileri Programı

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Nuriye Leman Okşan ÇETİNER YILDIRIM
Eş Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Cem KOLBAKIR**

OCAK 2024

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**INVESTIGATION OF THE POTENTIAL USE OF PLASMA ACTUATORS
FOR GUST MITIGATION**

M.Sc. THESIS

**Gökçen JURNAL
(514211008)**

Department of Defence Technologies

Defence Technologies Programme

**Thesis Advisor: Prof. Dr. Nuriye Leman Okşan ÇETİNER YILDIRIM
Thesis Co-Advisor: Asst. Prof. Cem KOLBAKIR**

JANUARY 2024

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 514211008 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Gökçen JURNAL, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “PLAZMA AKTÜATÖRLERİN SAĞANAK ETKİLERİNİN HAFİFLETİLMESİ İÇİN POTANSİYEL KULLANIMININ ARAŞTIRILMASI” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Okşan ÇETİNER YILDIRIM**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Eş Danışman : **Dr. Öğr. Üyesi Cem KOLBAKIR**
Samsun Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Aydın MISIRLIOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Cuma YARIM
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ahmet Selim DURNA
Samsun Üniversitesi

Teslim Tarihi : 4 Ocak 2024
Savunma Tarihi : 22 Ocak 2024





Değerli aileme,



ÖNSÖZ

İlk olarak, tez danışmanım Prof. Dr. Okşan ÇETİNER YILDIRIM'a; biz öğrencilerini her zaman/her konuda desteklediği, fikirlerimizi dinleyerek bizleri en iyi şekilde yönlendirdiği için sonsuz saygı ve teşekkürlerimi iletmek istiyor; onun danışmanlığında çalışmalarımı sürdürüyor olmaktan dolayı mutluluk duyuyor ve kendimi şanslı hissettiğimi ifade etmek istiyorum.

Dr. Öğr. Üyesi Cem KOLBAKIR'a özellikle plazma sistemleri konusunda ihtiyaç duyduğum her an beni fikirleriyle aydınlattığı için ve Öğr. Gör. Murat SARITAŞ'a özellikle deney sistemlerinin tasarlanması, deneylerin sürdürülmesi ve sonuç verilerin elde edilmesi konularında desteklerini sunduğu için teşekkürlerimi iletiyorum. Ayrıca deneylerimin yapılmasında bana destek veren başta Elif, Efe, Oğuz'a ve diğer arkadaşlarıma teşekkür ediyorum.

Araştırma Görevlisi olarak çalıştığım Samsun Üniversitesi'ne, beni lisans/lisansüstü öğrenim hayatım boyunca destekleyen ve fikirleriyle beni aydınlatan Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümümüzün değerli öğretim üyelerine sonsuz teşekkür ve saygılarımı sunuyorum.

Son olarak; hayatım boyunca arkamda duran, beni her zaman destekleyen ve beni hayata hazırlayan değerli aileme sevgilerimi ve sonsuz teşekkürlerimi iletiyorum.

Bu çalışma, İstanbul Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından desteklenmektedir (Proje numarası: 44271).

Ocak 2024

Gökçen JURNAL
(Araştırma Görevlisi, Uçak ve Uzay Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR.....	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ	xix
ÖZET.....	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür İncelemesi.....	1
1.1.1 Plazma aktüatörler ve akış kontrolü.....	1
1.1.2 Büyük çaplı akım ayrılması	4
1.1.3 Büyük çaplı akım ayrılması için plazma aktüatör kullanımı	6
1.2 Çalışmanın Amacı	7
2. METOD.....	9
2.1 Su İçerisinde Deşarj Oluşturma.....	9
2.2 Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerinde Deşarj Oluşturma	10
2.2.1 Manüel sağlanan yunuslama hareketine deşarjın etkisi	10
2.2.2 Servoyla sağlanan yunuslama hareketinde deşarjın etkisi	13
3. BULGULAR VE TARTIŞMA	17
3.1 Su İçerisinde Deşarj Oluşturma.....	17
3.2 Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerinde Deşarj Oluşturma	18
3.2.1 Manüel sağlanan yunuslama hareketine deşarjın etkisi	18
3.2.2 Servoyla sağlanan harekette deşarjın etkisi	22
4. SONUÇLAR	31
KAYNAKLAR.....	33
EKLER.....	37
ÖZGEÇMİŞ.....	45



KISALTMALAR

DBD	: Dielektrik Bariyer Deşarjı
PTPD	: Point-To-Point Discharge
DPIV	: Digital Particle Image Velocimetry
MHA	: Mikro Hava Aracı
İHA	: İnsansız Hava Aracı
NATO	: The North Atlantic Treaty Organization
PMMA	: Polimetil Metakrilat
AR	: Aspect Ratio
AC	: Alternative Current
DC	: Direct Current



SEMBOLLER

α	: Hücüm açısı
n_i	: İyon yoğunluğu
n_e	: Elektron yoğunluğu
E	: Elektrik alan
f	: Birim hacimde oluşan kuvvet
V	: Gerilim
I	: Akım
P	: Güç
T	: Periyot
t	: Zaman
GR	: Sağanak oranı
W_e	: Sağanakla karşılaşma genişliği
W	: Sağanak genişliği
H	: Hız profili değişim mesafesi
U_∞	: Serbest akım hızı
G	: Sağanak parametresi
ω	: Rotasyon
c	: Veter uzunluğu
x	: Model üzeri konumun hücüm kenarına uzaklığı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : Taranan hücum açıları.	19
---	----





ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : DBD plazma aktüatör şeması ve kanat üzerine uygulanması [14]	2
Şekil 1.2 : Tipik plazma aktüatör gerilim ve akım sinyalleri [9].....	3
Şekil 1.3 : Akışa dik (a), akış doğrultusunda (b), girdap (c) tipi sağanak çeşitleri [1]4	
Şekil 1.4 : Akışa dik yönlü sağanak durumunda hız profilleri [1]	6
Şekil 2.1 : Suda deşarj deney düzeneği (ölçeksiz çizimdir)	10
Şekil 2.2 : Kanat üzerinde deşarj deney şeması (ölçeksiz çizimdir)	11
Şekil 2.3 : Kanat-elektrot yerleşimi (a), kamera (b) ve DPIV sonuç (c) görüntüsü..	12
Şekil 2.4 : Veriler alındıktan sonraki ileri işlemler şeması	13
Şekil 2.5 : Arduino'nun kontrol ettiği işlemler sırası.....	14
Şekil 2.6 : Kanat üzeri PTPD (a), DBD (b) yerleşimi (ölçeksiz çizimdir).....	15
Şekil 2.7 : Deney düzeneği.....	15
Şekil 3.1 : Farklı derinliğe daldırılan elektrotlar ve oluşan plazma deşarjı.....	17
Şekil 3.2 : Hücum açısının zamanla değişim grafiği.....	19
Şekil 3.3 : Rampa çıkış hareketi için DPIV sonuçları	20
Şekil 3.4 : Rampa iniş hareketi için DPIV sonuçları.....	21
Şekil 3.5 : 1s rampa çıkış hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları	23
Şekil 3.6 : 1s rampa iniş hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları	23
Şekil 3.7 : DC trafonun artı yüklü elektrodunda baloncuk oluşumu	24
Şekil 3.8 : 1s rampa çıkış hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları.....	24
Şekil 3.9 : 1s rampa iniş hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları.....	25
Şekil 3.10 : 6s rampa çıkış hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları	26
Şekil 3.11 : 6s rampa iniş hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları	26
Şekil 3.12 : 6s rampa çıkış hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları.....	27
Şekil 3.13 : 6s rampa iniş hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları.....	28
Şekil 3.14 : 6s rampa çıkış hareketi için düşük gerilim uygulama sonuçları	29
Şekil 3.15 : 6s rampa iniş hareketi için düşük gerilim uygulama sonuçları	29



PLAZMA AKTÜATÖRLERİN SAĞANAK ETKİLERİNİN HAFİFLETİLMESİ İÇİN POTANSİYEL KULLANIMININ ARAŞTIRILMASI

ÖZET

Büyük çaplı sağanakların oluşturduğu yükler, hava araçları üzerinde yıkıcı etkiler yaratmakta, bu nedenle yaklaşan sağanağın algılanmasıyla birlikte etkinin hızlı şekilde kontrol altına alınması gerekmektedir. Bu yükleri kontrol altına alabilmek için kullanılan akış kontrol yönteminin hızlı zaman yanıtı verebiliyor olması gerekmektedir. Son yıllarda güncel araştırma konusu olan plazma aktüatörlerine çalışma komutu verildiği an uygulandıkları yüzey etrafındaki akım yapılarını hızla düzenlemede etkili olduğu bilinmektedir. Bu nedenle, plazma aktüatörü kullanılarak büyük çaplı sağanakların kontrol edilmesi, gelecek vadeden bir konudur. Bu çalışmada; plazma aktüatörle büyük çaplı, girdap türü bir sağanağın kontrolüne yönelik deneysel bir ön çalışma gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, büyük çaplı ayrılmayı oluşturmak için kanat hareketi yaklaşımı kullanılmış, sağanak etkisi ile hücum ve/veya firar kenarından oluşacak büyük çaplı ayrılmayı benzer şekilde oluşturabilmek için Kanada 0° – 45° ve 45° – 0° arası yunuslama hareketi verilmiştir. Deneyler girdap türü sağanak etkilerinin incelenmekte olduğu su ortamında gerçekleştirilmiştir. Çalışmada amaç plazma aktüatörün etkisini görebilmek, havada kullanılan trafo ve dolayısıyla elektriksel değerlerle (gerilim, frekans ve akım değerleri) aktivasyonun sudaki durumunu ve akım ayrılmasına etkisini belirleyebilmektir. Bu amaçla uçları aynı eksende olan ve biri hava diğeryse su ortamı içerisine karşılıklı konumlandırılan iki elektrot kullanılarak mevcut trafoyla su ortamında indirekt plazma deşarjı oluşumunun sağlanabilirliği incelenmiştir. Sonrasında, iki elektrot da su içerisinde bulunacak şekilde farklı aktüatör çeşitleri oluşturulmuş, deşarjın fiziki etkisi deneylerle incelenmeye çalışılmıştır. Deneylerde, Dijital Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçüm Sistemi (DPHV) kullanılarak, durağan su ortamında yunuslama hareketi yapan NACA 0012 profiline sahip bir kanat etrafındaki hız ve girdaplılık alanları, plazma aktivasyonu olmadığı ve olduğu durumlarda incelenmiştir.

Yunuslama hareketinin yüksek açılarda artan ve azalan değerler için yapıldığı denemede, büyük çaplı akım ayrılması görülebilmektedir. Ancak yunuslamanın çeyrek veterden ve durağan ortamda gerçekleşmesinden kaynaklı olarak büyük çaplı ayrılma firar kenarında ön planda olduğu gözlemlenmiştir. Rampa çıkış hareketinin en başında plazma kapalı durumda emme yüzeyinde oluşan hem hücum kenarında yayılı negatif girdaplılığın, hem firar kenarında oluşan girdabın etkinliğinin rampa çıkış hareketinin en başında plazmanın etkisiyle bariz olarak azaldığı, basınç yüzeyinde ise plazma kapalı durumda gözlemlenen girdaplılığın plazmanın etkisiyle tamamen görülemez hale geldiği gözlemlenmiştir. Plazma kapalı durumda firar kenarında oluşan girdabın boyutlarının plazma aktive edildiği zaman azaldığı, ancak bu etkinin artan hücum açısıyla birlikte azaldığı ve yüksek hücum açılarında neredeyse yok olduğu gözlemlenmiştir. Rampa iniş hareketinde ise incelenen tüm hücum açılarında kanadın iz bölgesinde ve firar kenarında oluşan büyük çaplı girdap yapılarının etkinlik alanının

indirgenmesi ve düzenlenmesi üzerinde plazma aktüatörün etkili olduğu gözlemlenmiştir.

Yunuslama hareketinin servo kontrollü verildiği deneylerde, 1s veya 6s rampa iniş veya çıkış hareketleri için iki çeşit aktüatör çeşidi (PTPD, DBD) ve bu aktüatörlere 3 ayrı güç kaynağıyla enerji sağlandığı durumlardaki farklar incelenmiştir. Bu aşamanın sonucunda ise, PTPD aktüatörün DBD aktüatöre göre çoğu koşulda etkisinin fazla olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca hareket hızı 1s olduğunda 6s'lik harekete göre deşarjın etkisinin daha yüksek olduğu görülmektedir.

Literatürdeki çalışmalarda, yunuslama hareketinde DBD plazma etkisinin rampa iniş hareketinde ön plana çıktığı ancak rampa çıkış hareketinde neredeyse etkisinin gözlemlenemediği belirtilmiştir. Mevcut çalışmada ise plazma aktivasyonun rampa iniş hareketinde oldukça yüksek, rampa çıkış hareketinde de kabul edilebilir düzeyde bir etkisinin olduğu gösterilmiştir. Bu durumun; havada kullanılan plazma aktivasyon yöntemlerinin (DBD) bu çalışmada etkin sonuç alınan PTPD yönteminden farklı olması, mevcut çalışmadaki aktivasyon ortamının hava yerine su olması ve kanadın hareketi dışında dış ortamda akışın olmaması dolayısıyla gerçekleştiği düşünülmektedir. Deşarjın yalnızca uygulandığı noktadan değil, kanadın diğer bölgelerinde etkili olabilmesi, çalışmanın bir diğer önemli sonucudur. İlerleyen çalışmalarda, akış içerisinde girdap türü sağanağın oluşturulacağı su kanalı testlerine geçilerek plazma aktüatörün iki boyutlu, daimi olmayan büyük çaplı ayrılmalı akış durumundaki etkisi kuvvet/tork sensörleri ve DPIV sistemi kullanılarak incelenecektir.

INVESTIGATION OF THE POTENTIAL USE OF PLASMA ACTUATORS FOR GUST MITIGATION

SUMMARY

Plasma, which is used in many different areas such as propulsion, anti-icing, sound/vibration control, thrust, ignition/combustion in the aeronautics and astronautics industry, has been a subject of research that has attracted serious attention in recent years, especially in the field of flow control. Plasma actuators used for flow control offers many promising features, such as they can be easily applied to any surfaces, they are lightweight and have a small volume compared to other large control devices, they can be activated quickly when operated and do not cause excessive noise and vibration and they do not create a disruptive effect on the flow when they are not operated and they consume less energy than other active flow control methods. Plasma actuators, especially their fast time response properties, can be recommended for mitigating large-scale gusts that are vital to control. Control of gust loads with a plasma actuator has not been examined in the literature before, but there are many successful studies on the delay of static stall, as well as some studies on dynamic conditions. Based on these results, the following approach can be made: if encountering of a gust is detected quickly and with high accuracy, an effective flow control can be achieved by activating the plasma actuator system. The aircraft most exposed to large-scale gusts and their possible disruptive effects are micro aerial vehicles (MAV) or small unmanned aerial vehicles (UAV). These vehicles are widely used for various tasks today and efforts are being made to expand their operational limits. Since heavy and complex control mechanisms cannot be used on these small-scale aircrafts, it is important to investigate the use of light and low-volume plasma actuator systems under these conditions.

Three types of gusts are examined depending on whether the aircraft encounters a transient gust, namely transverse, streamwise and vortex gusts. Among the different types of gusts, the vortex gust is probably the best for representing the situations encountered in real life. However, experimentally, there are various difficulties in creating vortex type gusts that are well-defined and strong (the maximum gust velocity is in the order of the free stream velocity) and high encounter width (the gust velocity profile is in the order of chord or half chord length). However, experimentally for each gust types, in cases where the flow approaching the wing cannot be changed appropriately, the gust is represented by the wing movement. Although the encounter with the gust does not start from the leading edge, and therefore the entry into the gust is not spread throughout the entire wing, the wing movement approach instead of flow can be adopted to experimentally determine the gust loads, that is, the forces acting on the wing. The equivalent wing movement for the vortex type gust can be examined by pitching. Although the control of gust loads with plasma actuator systems has not been examined in the literature, there are a number of studies on its effectiveness on the wing performing pitching motion.

Since the vortex gust encounter is modeled in the water medium for experimental research, there was a need to examine the possibility of plasma flow control in water in this preliminary study. The use of plasma actuators for the control of the flow around the bodies which are immersed in water has not been found in the literature. Although there is no study conducted in water flow, plasma activation in water is used in many areas of industry (agriculture and food, biology and medicine, water treatment, etc.) and it is thought that this situation can be adapted to aeronautics applications. Because, there are many different types of plasma actuators (corona and DBD discharges, sliding discharge, local arc filament, spark jet etc.) which are used for flow control. Additively, it is known that by changing the states/combinations of actuator parameters, optimum control can be achieved according to the flow situation examined. Thanks to these situations, it is possible to simulate plasma actuators in water and air flow and provide flow control in water.

The purpose of this study is to see the effect of the plasma actuator and to determine the state of the activation in water and its effect on flow separation with the transformer used in the air and therefore the electrical values (voltage, frequency and current values). For this purpose, the feasibility of creating an indirect plasma discharge in the water with the existing transformer was examined by using two electrodes with the ends on the same axis and positioned opposite to each other in the air and the other in the water. Afterwards, the wing model with two electrodes positioned opposite to each other on its upper surface was used, with both electrodes in water, and the physical effect of the discharge was tried to be examined throughout the experiments. In these experiments, with the use of a 2D2C Digital Particle Imaging Velocimetry System (DPIV), the velocity and vorticity fields around a model with NACA 0012 profile, rotating between the angle of attack ranges of 0° – 45° and 45° – 0° in a still water environment, were determined with and without plasma activation. In this way, the effect of plasma actuators on controlling the flow structures formed around the wing and especially the control of large-scale flow separations were examined by the wing movement approach.

The experiments were carried out in a water tank (located in the Trisonic Laboratory of ITU Faculty of Aeronautics and Astronautics) with the dimensions of 50 cm x 50 cm x 50 cm (depth x width x height) and filled to 40 cm deep, with still water. The models used were produced from PMMA (Polymethyl methacrylate). The first used model was produced with a span of 30 cm and the second model was produced with a span of 20 cm. The chord length of the models were 10 cm. Geometrically, the wing span ratios are $AR=3$ (for 30 cm span) and, $AR=2$ (for 20 cm span) but since the free surface is considered as the symmetry plane, the effective span ratios are respectively considered as $AR=6$ and $AR=4$. For plasma generation, two types of actuators namely PTPD (point-to-point discharge) and DBD (dielectric barrier discharge) were used. Regardless of where the actuator position is on the chord, a 10 cm section in the middle of the wingspan is not insulated and a discharge zone is created. Three types of power source were used to apply voltage to the actuators, these are: 15kV-3kHz and 15 kV-DC high voltage and 15V-DC low voltage power supply. The experiments were repeated for closed and opened plasma conditions.

For DPIV measurements, the water was seeded with polyamide particles with an average diameter of 50 μ m. The mid-section plane of the wing model was illuminated using an Nd-YAG laser. Flow field images were taken with a camera perpendicular to the illuminated plane with a resolution of 1600×1200 pixels. Experimental data were

recorded as a single image. Adaptive Correlation process was applied to sequential image pairs such as 1-2, 2-3, 3-4 using the Dantec Dynamics Adaptive PIV algorithm.

When the experimental results are examined, during $\alpha = 0^\circ\text{--}45^\circ$ pitch-up motion and $\alpha = 45^\circ\text{--}0^\circ$ pitch-down motion: It has been observed that large-scale flow separation is effective at the trailing edge because the first model performs pitching motion in the still water environment from the position close to the leading edge. Large-scale flow separation could be observed as pitching motion was accomplished for increasing and decreasing values at high angles. The effect of the actuator was observed more clearly during the pitch-down motion, that is, at the very beginning of the movement, when the intensity of the large-scale flow separation was highest. In the experiments where the second model was used, it was observed that the PTPD actuator was more effective than the DBD actuator in most conditions. The effect of the DC low voltage power supply could not be observed under most of the conditions, and it was also observed that the high voltage AC power supply was more effective than the high voltage DC power supply. In addition, a higher effect is observed in the pitching motion, which takes 1s, compared to the movement, which takes 6s.

Plasma activation was more effective on the velocity and vorticity fields in the pitch-down compared to that in the pitch-up. In the literature, for the results obtained for flow control of pitching motion with DBD plasma actuator in the air environment, it is stated that the effect of plasma activation is generally observed to be low or not at all on the pitch-up, while the effect is high on the pitch-down. These results in the literature are similar to those in the current study; because the effect of plasma activation on flow separation is higher in the pitch-down state and lower in the pitch-up state. However, in the current study, the effect of plasma activation during pitch-up could be observed more clearly than other studies in the literature. It is thought that this is due to the different actuator type, the ionization tendency of the neutral particles around the wing when high voltage is applied is higher than that applied in air because the medium is water, and the movement occurs in quiescent medium.. In order to create a high effect in the air environment similar to that in the water environment, the activation strategies used in the air environment (actuator type or electrical parameters of the power supply) can be changed. As a result, the actuators can also provide energy to points far from where the actuators are placed on the wing and effectively prevent separation.

In this study, it was examined how and to what extent plasma actuators can control the effects of large-scale gusts on the NACA 0012 airfoil. Its effect in the case of separated flow will be examined using force/torque sensors and DPIV system, and servo motors will be used to control the movement of the wing and vortex generator. The aim of future studies is to provide plasma activation in the water flow where large-scale vortex-type discrete gust is created in a controlled manner, and to reduce the gust loads and large-scale flow separations. The goal of using plasma actuation is to reduce the maximum deviation in the lift force by 50% (NATO AVT-347: "Large-amplitude gust mitigation strategies for rigid wings" research group target value).



1. GİRİŞ

Birçok daimi olmayan akım yapısının birleşiminden oluşan sağanak yükler, hava araçları üzerinde akım ayrılmasını artırmakta ve bununla birlikte tutunma kaybı ve araç kontrolünün tamamen kaybedilmesi gibi istenmeyen birçok olaya neden olmaktadır [1]. Sağanak yüklerin yıkıcı etkilerinin önlenmesi için hava aracının yaklaşan sağanağı hızla ve yüksek doğrulukla algılaması [2,3] istenmekte ve bu yüklerle karşılaşmaya hazır olmasını sağlayan sistemlere gereksinim duyulmaktadır [4]. Sağanak yüklerinin kontrol edilmesi için kullanılan akış kontrol sisteminin hızla aktif hale getirilmesi ve hızlı zaman yanıtı verebiliyor olması bu nedenle önem taşımaktadır. Akış kontrolünde sıklıkla kullanılan geleneksel kontrol yöntemleri, çeşitli ihtiyaçlara cevap veriyor olsa da bazı olumsuzlukları da beraberinde getirmektedir. Son yıllarda güncel araştırma konusu olan plazma aktüatörleri, hızlı zaman yanıtı verebiliyor olması dolayısıyla, sağanak yüklerinin kontrolü için uygun olacağı düşünülmektedir.

1.1 Literatür İncelemesi

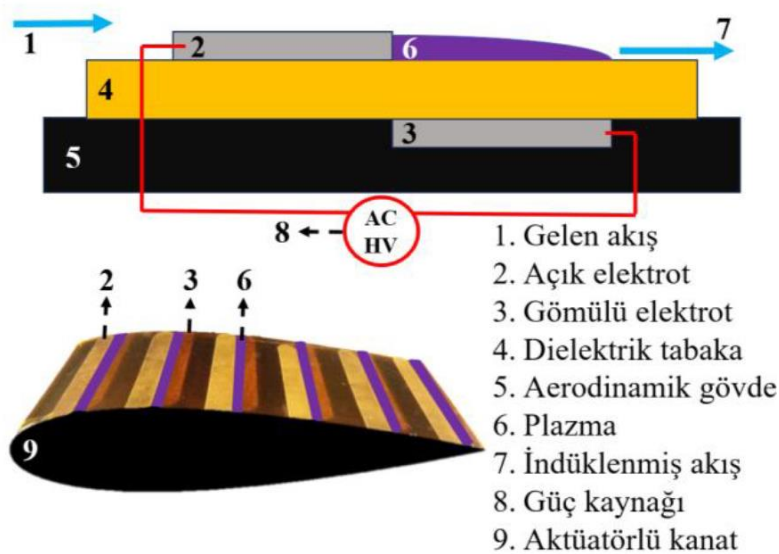
1.1.1 Plazma aktüatörler ve akış kontrolü

Bir elektrik alan içerisinde gazın iyonlaştırılması prensibine dayanan plazmanın [5]; havacılık ve uzay alanında itki [6], ateşleme/yanma [7,8], buzlanma önleme [9,10], ses/titreşim ve akış kontrolü [11-13] gibi birçok farklı kullanımı bulunmaktadır. Akış kontrolünde kullanılan plazma aktüatörlerin deşarj yöntemleri, fiziki oluşum parametreleri (dielektrik katman tipi/kalınlığı, elektrotların şekli ve birbirlerine uzaklıkları vb.), elektrotlara uygulanan elektriksel parametreler (gerilim, frekans, görev döngüsü (duty cycle) vb.), aktüatörlerin kanat üzeri konum/sıklık ve sayıları değiştirilerek birçok farklı kombinasyon oluşturulabilmektedir. Bu yolla, farklı amaçlar için kontrol edilmek istenen akış bölgesindeki koşullara uygun olarak plazma aktüatör parametreleri değiştirilmekte ve optimizasyon sağlanmaktadır [14].

Literatürde en yaygın kullanılan korona (corona) ve dielektrik bariyer deşarj (DBD) plazma aktüatörleridir. Korona deşarjında, genellikle üzerlerine doğru akım verilen iki elektrot kullanılarak plazma oluşturulmaktadır ancak bu deşarj tipinde glow-to-arc transition'ın (parıltıdan-ark deşarjına geçişlerin) ulaşılabilir azami hızı sınırladığı belirtilmiştir. Glow-to-arc transition'ın önlenmesi için iki elektrot arasında dielektrik bir tabaka kullanılarak daha kararlı bir deşarj gözlemlenebilmektedir [15]. Akış kontrolü için sliding discharge, lokal ark filament, kıvılcım (spark) jet vd. birçok plazma aktüatör çeşidi kullanılmaktadır, detaylarına literatürden ulaşılabilir [15-18].

Plazma aktüatör çeşitlerinden hava akışı kontrolünde en çok kullanılan deşarj yöntemi, Şekil 1.1'de görülen AC-DBD (alternatif akım-dielektrik bariyer deşarjı) yöntemidir. Bu yöntem, aralarında dielektrik katman bulunan ve asimetrik konumlandırılan iki elektroda yüksek frekanslı (1-100 kHz) yüksek gerilim (10-50 kV) uygulanmasıyla elektrot çevresinde elektrik alan oluşumu ve sonucunda havanın iyonize olması prensibine dayanır. Plazma aktivasyonu sonucunda üretilen ağır yüklü iyonlar, uygulanan elektrik alan ve çarpışmaların etkisiyle ivmelenir ve çevreleyen nötr gazı momentum sağlar [19]. Böylece, gelen akışa momentum kazandırılarak yüzeye teğet bir akış indüklenmektedir (elektrik rüzgarı). Literatürde, iyon yoğunluğu n_i , ve elektron yoğunluğu n_e olan bir elektrik alan (E) içerisinde birim hacimde oluşan kuvvetin (f) denklem 1.1 ile ifade edildiği belirtilmektedir [19].

$$f = (n_i - n_e)\bar{E} \quad (1.1)$$



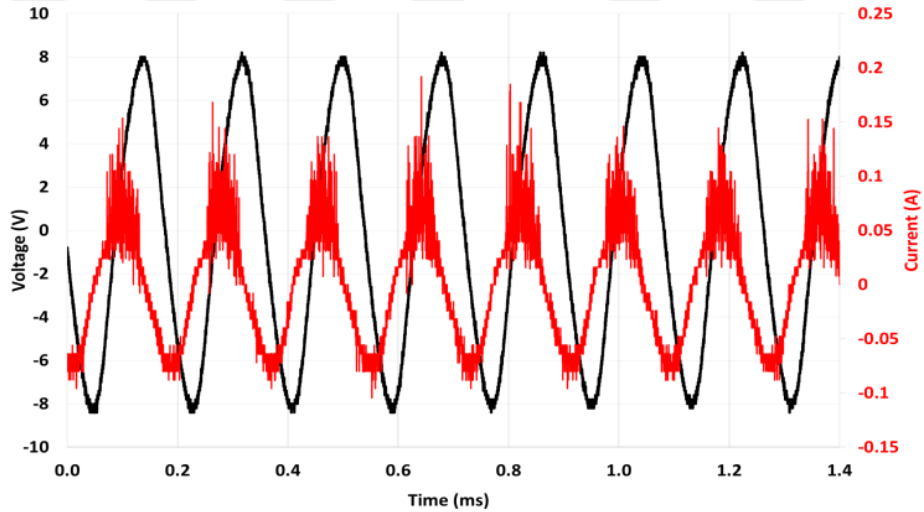
Şekil 1.1 : DBD plazma aktüatör şeması ve kanat üzerine uygulanması [14]

Farklı aktüatör sistemlerinin verimliliğini saptamak için yaygın olarak tüketilen enerji ve ortalama tüketilen güç ölçümü yöntemleri kullanılmaktadır. DBD aktüatörlerin güç ölçümleri için akım (current) veya şarj (charge) ölçümlerine dayanan ölçümler kullanılabilir [20]. Literatürde akım ölçümleri için indükleyici Rogowski bobini (inductive Rogowski coil) prensibine dayanan akım monitörleri ve gerilim ölçümü için ise pasif yüksek gerilim probaları yaygın tercih edilmekte ve bu cihazlar osiloskoba bağlanarak sinyaller gözlemlenebilmektedir. DBD aktüatörlere, alternatif akımla güç verildiğinde akım ve gerilim sinyallerinin zamana göre değişimi tipik olarak Şekil 1.2'deki gibi gözlenmektedir. $V(t)$ gerilim ve $I(t)$ akım sinyalleri çarpılarak anlık güç tüketimi $P(t)$ değeri denklem 1.2'deki şekilde saptanabilmektedir [20].

$$P(t) = V(t)I(t) \quad (1.2)$$

Denklem 2'den yararlanarak, bir T periyodundaki (ölçümün alındığı toplam süre) ortalama güç tüketiminin saptanması için denklem 1.3 kullanılabilir [9].

$$P = \frac{1}{T} \int_0^T V(t)I(t)dt \quad (1.3)$$



Şekil 1.2 : Tipik plazma aktüatör gerilim ve akım sinyalleri [9]

Yukarıda belirtildiği gibi, farklı akış koşullarına uygun aerodinamik açıdan en etkili aktüatör çeşidinin oluşturulması için farklı parametreler denenmekte ve bu çalışmaların paralelinde farklı aktüatör çeşitlerinin birim zamandaki güç tüketim değerleri ölçülerek verimlilikleri saptanmaktadır. Araştırmacılar, genellikle kullandıkları aktüatör için farklı gerilim düzeylerine karşılık harcanan gücün arasında fonksiyon geliştirmişlerdir. Genellikle aktüatörün çektiği güç arttıkça akışa

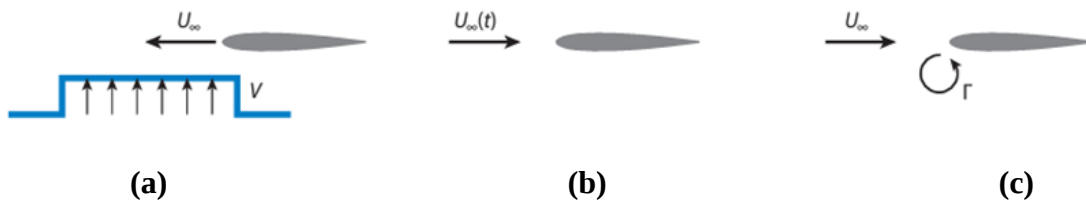
kazandırdığı momentum (dolayısıyla thrust kazanımı) arttığı için bu ilişkiyi gövde kuvveti (body force) ve gerilim arası ilişki olarak da belirtmişlerdir. Bu denklemler; kullanılan durumun özelinde geçerli olup, genellikle dielektrik katman kalınlığının değişmesiyle fonksiyon da değişkenlik göstermiştir [21].

Plazma aktüatörlerle; kolay uygulanabilen, çalışırken aerodinamik yüzeydeki akış üzerinde ihmal edilebilir düzeyde bozuntu yaratan, diğer aktif akış kontrol yöntemlerine göre az enerji maliyetli bir akış kontrol sistemi oluşturulabilir [19]. Günümüzde yaygın kullanılan ve operasyon limitleri genişletilmeye çalışılan mikro hava aracı (MHA) veya küçük çaplı insansız hava araçları (İHA) için uygun [22-24]; hafif, az hacimli [15] ve az maliyetli bir akış kontrol sisteminin plazma aktüatörlerle sağlanması gelecek vadetmektedir [16] ve araştırılması önemlidir. Nitekim büyük çaplı sağanaklara ve olası etkilerine en çok maruz olan hava araçları da MHA ve İHA'lardır.

1.1.2 Büyük çaplı akım ayrılması

Hava aracının tekil sağanakla karşılaşma durumuna göre üç çeşit sağanak tipi incelenmektedir. Bunlar akışa dik yönlü (transverse), akış doğrultusunda (streamwise) ve girdap (vortex) tipli tekil sağanak karşılaşmalarıdır (Şekil 1.3) [1]. Bu sağanak çeşitlerinin parametrizasyonu için denklem 1.4'te verilen sağanak oranı (gust ratio, GR) tanımlanabilir. Bu büyüklük, Şekil 1.4a'da görülen sağanak büyüklüğünün (V) serbest akım hızına oranıyla (U_∞) tanımlanmaktadır [25].

$$GR = \frac{V}{U_\infty} \quad (1.4)$$



Şekil 1.3 : Akışa dik (a), akış doğrultusunda (b), girdap (c) tipi sağanak çeşitleri [1]

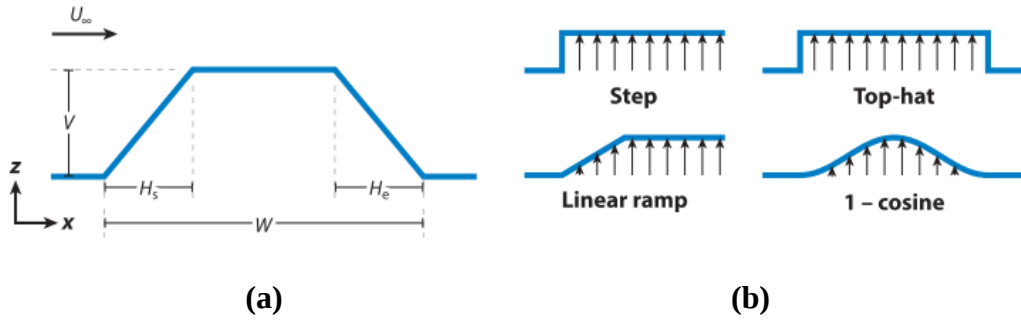
Şekil 1.4b'de görülen akışa dik yönlü ayırık sağanaklar için tanımlanmış kanonik hız profilleri, azami sağanak hızına ulaşılan kadar sağanak başlangıç ve bitişindeki hız profili değişim mesafesi (H) parametresiyle ifade edilebilmektedir. Sağanak başlangıç ve bitişindeki bu hız profilleri ve olaydaki esas sağanak hızındaki toplam genişlik, sağanak genişliğini (W) vermektedir (Şekil 1.4a). Sağanakla karşılaşma

genişliği (encounter width, W_e) ise sağanak genişliğinin veter uzunluğuna (c) oranıyla ifade edilmekte (denklem 1.5) ve sağanak parametresi (gust parameter, G) denklem 1.6'daki şekilde elde edilmektedir [25].

$$W_e = \frac{W}{c} \quad (1.5)$$

$$G = \frac{GR}{W_e} \quad (1.6)$$

Sağanak çeşitlerinden girdap türü sağanaklar, akışa dik yönlü ve akış doğrultusunda hız komponentleri içermesinden dolayı olayın kararsızlık ve tahmin edilememe durumlarını arttırdığı belirtilmiştir [26]. Bununla birlikte, farklı sağanak eşitleri arasında girdap türü sağanağın gerçek hayatta karşılaşılan durumları en iyi temsil ettiği söylenebilir. Ancak deneysel olarak düzgün, tanımlı ve yüksek şiddet (maksimum sağanak hızının serbest akım hızı mertebelerinde olduğu) ile yüksek genişliğe (sağanak hız profili değişim mesafesinin veter veya yarı veter uzunluğu mertebelerinde olduğu) sahip girdap türü sağanakların oluşturulmasında çeşitli zorluklar bulunmaktadır [27,28]. Bununla birlikte, suda tekil bir girdap türü sağanak için paralel yürütülen değişik çalışmalarda [29,30], değişik akıma dik yönde başlangıç noktalarına sahip girdap rotaları ve değişik girdap dönüş yönü ile şiddeti göz önüne alınmış, hem karakterizasyon gerçekleştirilmiş, hem akış alanı ile kuvvet/moment etkileri araştırılmış ve oldukça geniş bir veri tabanı elde edilmiştir. Öte yandan her bir sağanak türü için deneysel olarak kanada yaklaşan akışın uygun şekilde değiştirilemediği durumlarda sağanağın kanat hareketiyle temsili mümkündür. Örneğin akış doğrultusunda sağanak için aynı yönde ilerleme hareketi, akışa dik yönlü sağanak için planya hareketi (plunging) ve girdap türü sağanak için ise yunuslama hareketi kullanılabilir [25]. Her ne kadar sağanakla karşılaşma hücum kenarından başlamasa da, dolayısıyla sağanağa giriş tüm vetere yayılı olmasa da sağanak yüklerinin yani kanada etkiyen kuvvetlerin deneysel olarak belirlenmesi için akış yerine kanat hareketi yaklaşımı benimsenebilir. İncelenecek girdap türü sağanak için eşdeğer kanat hareketi yunuslamadır. Plazma aktüatör sistemleriyle sağanak yüklerinin kontrolü literatürde incelenmemiş olsa da yunuslama hareketi yapan kanat üzerindeki etkinliğiyle alakalı çalışmalar kısıtlı sayıda da olsa mevcuttur.



Şekil 1.4 : Akışa dik yönlü sağınak durumunda hız profilleri [1]

1.1.3 Büyük çaplı akım ayrılması için plazma aktüatör kullanımı

Üzerine plazma aktüatör uygulanmış kanatlarda yapılan çalışmalar genellikle statik durumlar için incelenmiş [31-33] ve akışın kopma noktasına uygun olarak konumu ve aktivasyon stratejileri belirlenen plazma aktüatörler sayesinde sınır tabakaya momentum kazandırarak akışın oldukça etkili bir şekilde kontrol altına alınabildiği gözlemlenmiştir. Plazma aktüatörle akış kontrolü konusunda yapılan çalışmalarda, düzlem plaka üzerinde durağan havada yapılan denemelerde dielektrik katman kalınlığı, elektrot uzunlukları ve elektriksel aktivasyon parametreleri değiştirilerek ilgili koşullarda en uygun aktüatör parametreleri belirlenmiş ayrıca farklı kanat profilleri üzerinde yapılan çalışmalarda aktüatörlerin kanat modeli üzerindeki konum ve sıklıkları, elektrotların akışın geliş yönüne göre yönelimleri değiştirilerek aktüatörün iz bölgesinin daraltılması ve tutunma kaybının (stall) gerçekleştiği hücum açısının ötelenerek kanat profillerinin operasyon limitlerini genişlettiği üzerine çıkarımlar yapılmıştır [14,34-36].

Dinamik durumda yapılan incelemelere örnek olarak: Zhao ve diğ. (2021), plazma deşarj yöntemlerini değiştirerek yunuslama hareketi yapan kanat üzerindeki etkiyi gözlemlemiş, düzenli (steady) deşarj kullanarak yunuslama hareketi üzerinde yalnızca rampa iniş hareketinde az etki olduğunu ancak değişken (unsteady) deşarjda rampa iniş hareketinin başlamasından birkaç derece sonra aktüatörün etkisinin gözlemlenebildiğini; bu etkinin patlama (burst) frekansı, iş zamanı (duty cycle), çıkış gerilimi değerlerinin değişimiyle artırılabilceği sonucuna varmıştır. Yalnızca rampa iniş hareketinde belli bir açıdan sonra etki görülmesinin nedeninin hücum kenarından kopan akım bölgesinin ayrılma açısının küçülmesi ve ters basınç gradyentinin hafiflemesiyle aktüatörün girdapları kanada yapıştırabildiğini kaydetmiş, plazmayla dinamik tutunma kaybının gerçekleştiği açının ötelenemediği sonucuna varmıştır [37].

Castañeda ve diğ. (2022), NS-DBD (nanosaniye dielektrik bariyer deşarjı) plazma aktüatörleriyle NACA 0012 kanat profilinin dinamik tutunma kaybı (deep dynamic stall) durumunun kontrol edilmesini incelemiş, dinamik tutunma kaybı girdabının plazma aktivasyonu ile indüklenebildiği; taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin, momentin ve titreşim kaynaklı yüklemekten sorumlu olan taşıma kuvveti histeresisinin azaldığı ancak ortalama taşıma/sürüklenme oranının arttığını saptamıştır [38]. Plazma aktüatörlerin önemli bir özelliği, çalıştırılmadığı zaman akış üzerinde fazla bozucu etki yaratmaması [19] ve çalıştırılmak istediği an ise hızla tepki verebilmesidir [16]. Hava aracının operasyonu esnasında özellikle hücum kenarındaki akım ayrılımlarını saptayarak aktüatörün aktif hale getirilmesi için yapılan çalışmalar da mevcuttur [39,40]. Bu sayede hem gerçekleşen akım ayrılmasının durumuna göre kontrolörün etki vermesi sağlanmakta hem de güç tüketimi azaltılmaktadır. Yukarıda bahsedildiği üzere, benzer harekete sahip ve görev konsepti farklı olan aerodinamik gövdeler için farklı plazma aktivasyonu yöntemlerine başvurulabilir. DBD aktüatörler dışında örneğin elektriksel atlama (arc) [41] veya kıvılcım (spark) [42] oluşturulan plazma deşarj yöntemleri de uygun akış koşulları için kullanılabilir. Benzer şekilde, suda plazma aktivasyonu sağlamak için birçok aktivasyon yöntemi bulunmakta olup [43,44] bunların akış kontrolündeki etkisi incelenebilir.

1.2 Çalışmanın Amacı

Bu tezde, plazma etkisi ile akış kontrolünü incelemek üzere düz ince plakadan sonra sağanak etkilerinin en çok araştırıldığı NACA 0012 kanat profili üzerinde plazma aktüatörlerin büyük çaplı sağanakların oluşturduğu etkileri nasıl ve ne kadar kontrol edebildiği incelenmesi için bir ön çalışmanın yapılması amaçlanmıştır. Hedef kontrollü olarak büyük çaplı girdap türü tekil sağanakların yaratılmış olduğu su ortamında plazma aktivasyonunun sağlanması ve büyük çaplı akım ayrılımları ile sağanak yüklerinin plazma aktivasyonu ile indirgenebilmesidir. Oluşturulan sağanak etkisiyle akışta taşıma kuvvetindeki azami sapmanın %50 oranında (NATO AVT-347: “Large-amplitude gust mitigation strategies for rigid wings” araştırma grubu hedef değeridir) indirgenmesi hedeflenmektedir. Ancak bu çalışmada, bu etapta, su ortamında plazma oluşumunun etkilerini görebilmek amacı ile girdap türü sağanak ile eşdeğer değerlendirilen yunuslama hareketi durumunda [25] hücum veya firar kenarında oluşacak büyük çaplı akım ayrılmasının incelenmesi amaçlanmıştır. Bu

bağlamda, durgun su ortamında kanada yunuslama hareketi yaptırılarak DPIV sistemi ile plazma aktivasyonu yokluğunda ve varlığında akış alanı niceliksel olarak görüntülenmiştir. Bu kapsamda, su ortamında incelenen girdap türü sağanakların veya dinamik harekette tutunma kaybının plazma aktüatörle kontrolünün literatürde daha önce incelendiği görülmemiştir.

Deneylerde sağanak etkisi ile hücum ve/veya firar kenarından oluşacak büyük çaplı ayrılmayı benzer şekilde oluşturabilmek için kanada 0° – 45° ve 45° – 0° arası yunuslama hareketi verilmiştir. Deneylerde, durağan su ortamında çeyrek veter noktasından dönüş yapan ve NACA 0012 profiline sahip bir kanat etrafındaki hız ve girdaplılık alanları, plazma aktivasyonu olmadığı ve olduğu durumlarda elde edilmiştir. Bu yolla plazma aktüatörlerin kanat etrafında oluşan akış yapılarına etkisi, akış kontrolü ve özellikle sağanak yüklerinin kontrolü üzerindeki etkisi, kanat hareketi yaklaşımıyla (kanada yunuslama hareketi yaptırılmasıyla) incelenmiştir.

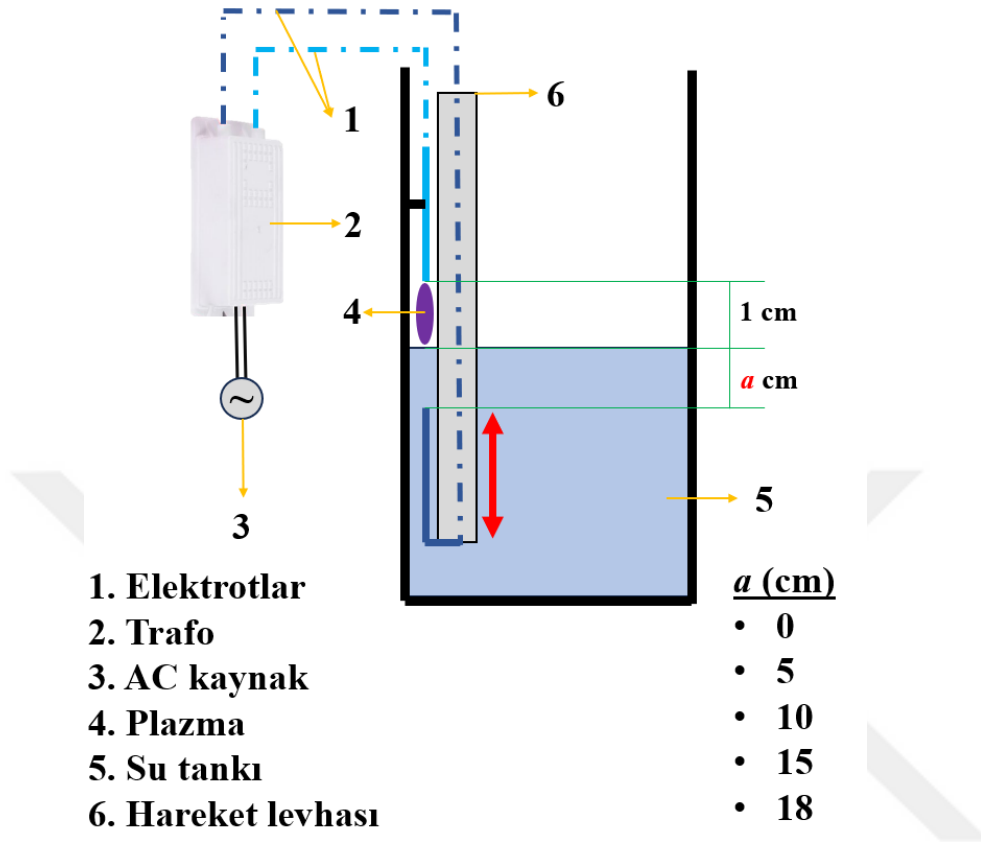
2. METOD

Bu çalışmada, NACA 0012 profiline sahip bir kanadın su ortamında çeyrek veter hattından yunuslama hareketi yapması durumu incelenmiş ve bu kanat üzerine yine aynı hareket altında plazma aktüatör uygulanarak aktüatörün kanat etrafında oluşan akış yapılarına etkisi incelenmiştir. Deneyler, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Trisonik Laboratuvarı'nda bulunan 50 cm x 50 cm x 50 cm (derinlik x genişlik x yükseklik) ölçülerindeki su tankının içerisinde; 40 cm derinliğinde, durağan haldeki suyun içerisinde yapılmıştır.

2.1 Su İçerisinde Deşarj Oluşturma

Hava akışı kontrolü için aktüatörlere yüksek gerilim (kV mertebesinde) ve yüksek frekans (kHz mertebesinde) alternatif akımla güç verilmesi en çok tercih edilen yöntemdir [19]. Bu parametrelere uygun olarak hava akışı kontrolü için halihazırda kullanılmakta olan [14,35,36]; çalışma gücü 14 W, çıkış gerilimi 15 kV ve gerilimin taşıyıcı frekansı 3 kHz değerlerine sahip ozon üretici trafosuyla (model: Warmtoo SKU249523) su içerisinde deşarj oluşturma durumunun sağlanabilirliği incelenmiştir. Trafoya 110 V, 50 Hz'lik AC kaynaktan güç girişi sağlanmaktadır. İlk olarak; ucu su yüzeyinin dışında bulunan ve konumu değiştirilmeyen (tankın içteki bir yüzeyine sabitlenmiş) bir elektrot ve bu elektrotla aynı ekseninde bulunan ve su yüzeyinden tank tabanına PMMA levha üzerinde hareket ettirilen başka bir elektrot, güç kaynağına bağlanmıştır. Elektrot uçları birbirine bakacak şekilde konumlandırılmıştır. Su yüzeyinin dışında bulunan elektrot yüzeyden 1 cm yüksekliktedir. Suyun içerisinde olan elektrot ise su yüzeyinden 0, 5, 10, 15 ve 18 cm derine indirilmiş; yani elektrot uçları arası mesafe 1, 6, 11, 16, 19 cm olacak şekilde havadan suya plazma deşarjı oluşumu incelenmiştir Şekil 2.1'de deney şeması görülebilir (Şekilde, su tankının içerisinde hareket ettirilen elektrodun su yüzeyine göre uzaklıkları a göre uzaklıkları a

harfiyle ifade edilmiştir). Bunun dışında hareketli elektrot havada ve tankta sabit elektrottan uzak bölgelere hareket ettirilerek deşarj durumu gözlenmiştir.



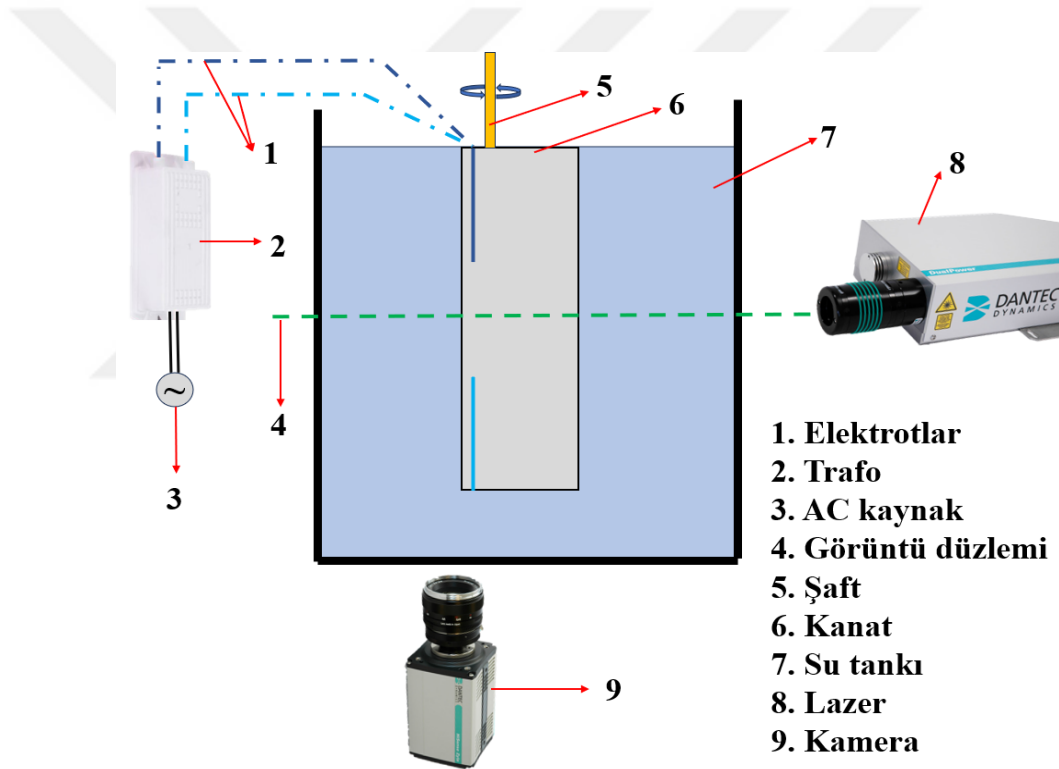
Şekil 2.1 : Suda deşarj deney düzeneği (ölçeksiz çizimdir)

2.2 Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerinde Deşarj Oluşturma

2.2.1 Manüel sağlanan yunuslama hareketine deşarjın etkisi

Kanat modeli, PMMA (Polimetil metakrilat) malzemeden, kanat açıklığı 30 cm ve veter uzunluğu 10 cm olacak şekilde üretilmiştir. Kanat açıklık oranı geometrik olarak $AR=3$ olmakla birlikte, serbest yüzey simetri ekseni olarak kabul edildiği için efektif açıklık oranı $AR=6$ olarak ele alınmaktadır. Deneyler sırasında kanat hareketi, kanadın dönme eksenindeki şaftın bağlı olduğu bir döndürme kolu vasıtasıyla manüel olarak sağlanmıştır. Döndürme kolu, 45° 'lik yay şeklinde bir yarıktan mekanik olarak sınırlandırılmıştır. Hem rampa çıkış hem de rampa iniş hareketi için sırasıyla hücum açısı (α) $0^\circ-45^\circ$ arası artış ve $45^\circ-0^\circ$ azalış olacak şekilde deneyler tekrarlanmıştır. Kanadın dönme eksenine $x/c = 0.25$ konumundadır (x/c konumları, modelin hücum kenarına olan uzaklığın veter uzunluğuna oranı olarak tanımlanmıştır).

Yunuslama hareketi yapan kanat için hareket, manüel olarak sağlanıp etki durumu gözlemlenmeye çalışılmıştır. Deşarjın oluşumu için, kanat modelinin $x/c = 0.2$ konumuna kanat açıklığı yönünde uzanacak şekilde elektrotlar yerleştirilmiştir. Elektrot malzemesi olarak 5 mm genişlikli bakır bant kullanılmış, deşarjın istenen noktadan verilebilmesi için elektrot uçları sivriltilmiş ve elektrotların uçları haricindeki kısımlar elektriksel olarak su ortamından yalıtılmıştır. Elektrotlar, kanat açıklığının orta ekseninin 5'er cm sağ ve soluna yerleştirilmiştir (elektrot uçları arası mesafe 10 cm). Elektrotlara gerilim, ozon üretici trafosuyla sağlanmıştır. Deneyler, plazmanın kapalı ve açık olduğu durumlar için tekrarlanmıştır. Deney düzeneğine Şekil 2.2'den, kanat modeli ve elektrotların üstten görünümüne ise Şekil 2.3a'dan ulaşılabilir.

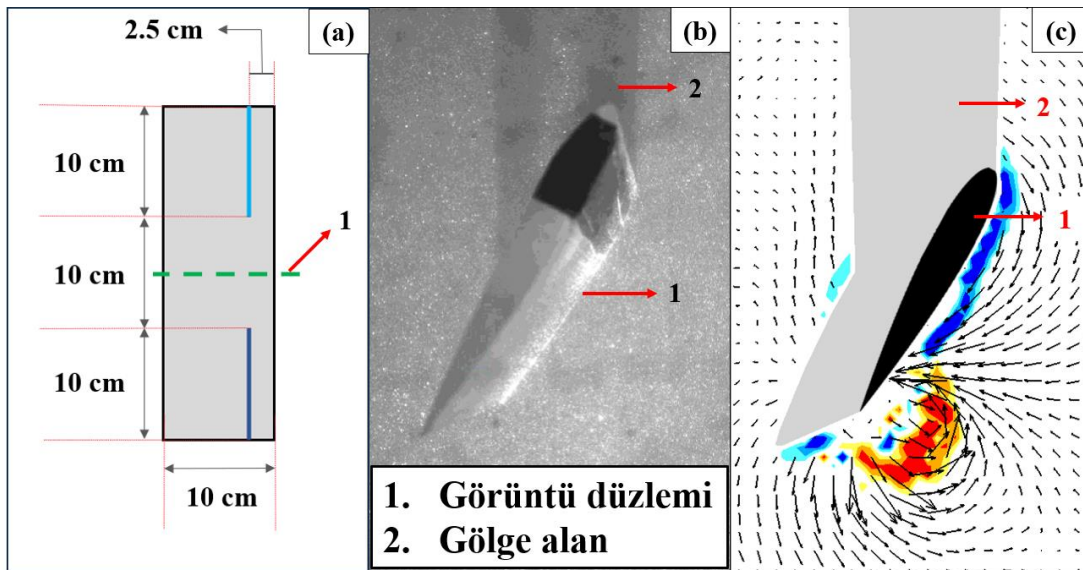


Şekil 2.2 : Kanat üzerinde deşarj deney şeması (ölçeksiz çizimdir)

Deneylerde, Dijital Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçüm Sistemi (DPIV) kullanılarak kanat modeli etrafındaki akış alanı niceliksel olarak incelenmiştir. Su, ortalama 50µm çapında polyamid kürecikler ile tohumlanmıştır. Kanat modelinin orta kesit düzlemi Nd-YAG lazeri (azami eneji 120 mJ/vuruş) kullanılarak aydınlatılmıştır. Aydınlatılan düzleme dik, Nikon 14mm f/2.8 D AF NIKKOR lens takılı, 1600 × 1200 piksel çözünürlükteki bir kamerayla akış alanı görüntüleri alınmıştır. Deney verilerinin 15Hz DPIV frekansta tek resim olarak kaydı alınmıştır. Sonuçlarda her bir veri setinde

90 anlık DPIV görüntüsü bulunmaktadır. Alınan verilerde, kanadın perspektif etkisiyle ve kendisiyle bağlantı elemanlarının gölgesinde kalan kısımlar (Şekil 2.3b) için maske tanımlanmış ve bu maskeler kullanılarak görüntüler üzerine maskeleme işlemi (image masking) uygulanmıştır (Maskelenmiş ve işlenmiş DPIV verileri/sonuçlarında Şekil 2.3c’de görülen açık gri bölge, maskelemenin uygulandığı sağlıklı veri alınamayan alanı göstermektedir.). Ardından, 1-2, 2-3, 3-4 gibi sıralı resim çiftlerine Dantec Dynamics Adaptif (Adaptive) PIV algoritması kullanılarak Adaptif Korelasyon işlemi uygulanmıştır. Bu işlemde, ağ boyutu (grid step size) için 16x16 pixel ve sorgu alanı (interrogation area) için asgari 32x32 piksel ve azami 128x128 piksel değerleri kullanılmıştır. Bu işlemle vektörleri oluşturulan akış alanı üzerine (tanımlanan maskeler kullanarak) vektör maskeleme işlemi uygulanmıştır. Ardından uygun hız aralığı için dağılım doğrulama (range validation) ve uygun hareketli ortalama aralığı için hareketli ortalama ile doğrulama (moving average validation) işlemleri uygulanmıştır. Son olarak her bir görselin içerisindeki girdaplılık değerleri skaler türevler (scalar derivatives) işlemiyle hesaplanmıştır. Veriler, iki boyutlu xy-düzleminde alınmış olduğu için koordinat ekseninde V hız bileşeninin x -yönündeki gradyeni ve U hız bileşeninin y -yönündeki gradyeni kullanılarak z -eksenindeki rotasyonlar denklem 7 ile hesaplanmaktadır. DPIV verileri alındıktan sonra uygulanan ileri işleme (post-process) teknikleri Şekil 2.4’te özetlenmiştir.

$$\omega_z = \frac{\partial V}{\partial x} - \frac{\partial U}{\partial y} \quad (7)$$



Şekil 2.3 : Kanat-elektrot yerleşimi (a), kamera (b) ve DPIV sonuç (c) görüntüsü

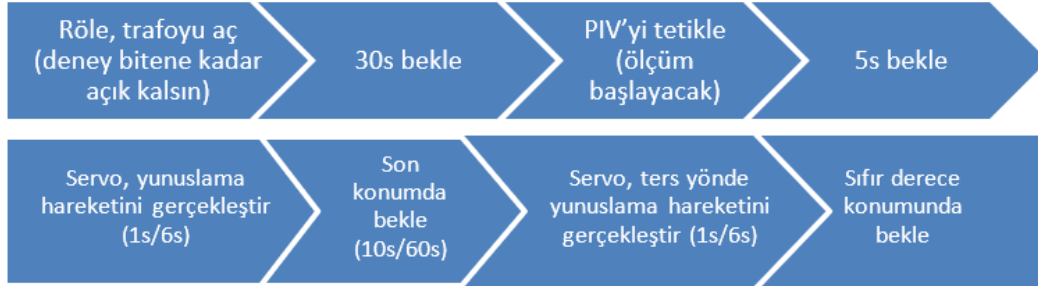


Şekil 2.4 : Veriler alındıktan sonraki ileri işlemler şeması

2.2.2 Servoyla sağlanan yunuslama hareketinde deşarjın etkisi

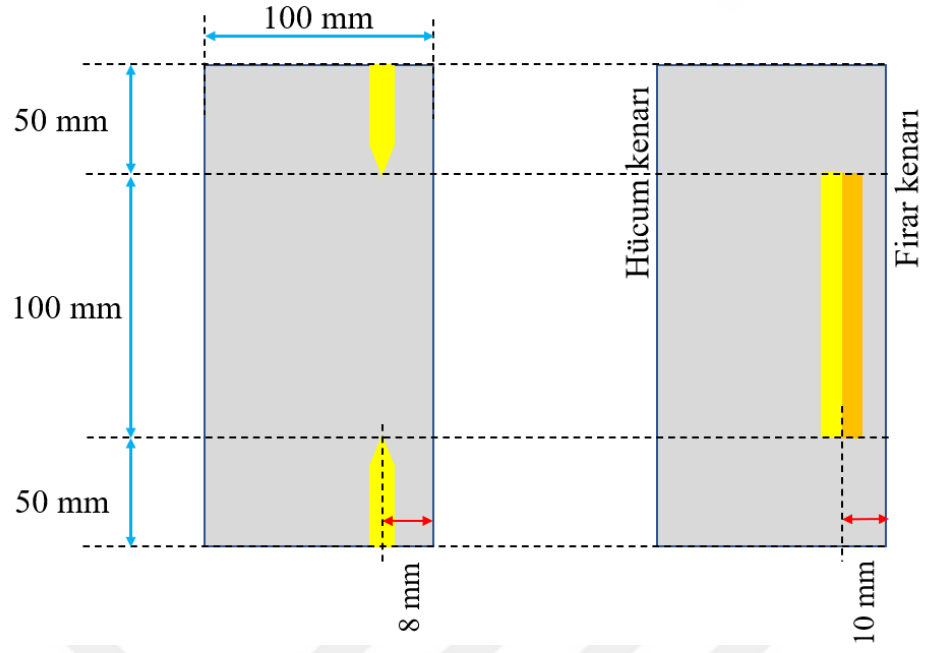
Bu aşamada, manüel olarak yapılan deneyler, sistem geliştirilerek tekrarlanmış ve ek olarak farklı parametreler denenmiştir. Kanat modeli, PMMA malzemeden, kanat açıklığı 20 cm ve veter uzunluğu 10 cm olacak şekilde üretilmiştir. Kanat açıklık oranı geometrik olarak $AR=2$ ancak efektif açıklık oranı $AR=4$ olarak ele alınmıştır. Kanadın dönme eksenini hücum kenarı konumundadır ve dönüş hareketi HİTEC D646WP 32bit dijital yüksek torklu, su geçirmez servo motoruyla sağlanmıştır. Hem rampa çıkış hem de rampa iniş hareketi için sırasıyla hücum açısı 0° – 45° arası artış, 45° 'de bekleme ve 45° – 0° azalış olacak şekilde deneyler tekrarlanmıştır. Ayrıca deneylerde, tek rampa çıkış ve tek rampa iniş hareketi 1s ve 6s sürecek şekilde ele alınmıştır. 45° 'ye ulaşıldığında hareketin 1s sürdüğü durumda 10s, 6s sürdüğü durumda ise 60s beklenmiştir. Deneyler iki defa tekrarlanmış, her deney arasında vektör büyüklüklerinin ihmal edilecek düzeye düşebileceği kadar bekleme süresi ayrılmıştır ve tüm süre boyunca veri alma işlemi devam etmiştir. Deneylerin güvenilirliğinin ve tekrarlanabilirliğinin artırılması amacıyla deneyler, Arduino desteğiyle kontrol edilmiştir. Arduino'dan röleyle trafoların istenildiği zaman açılıp kapanması, PIV sisteminin tetiklenerek ölçüm almaya başlaması, servoyla kanat hareketi kontrol edilmiştir. Deneylerde kullanılan işlemler dizisi Şekil 2.5'te özetlenmiştir. Ayrıca tüm PIV ölçümü ve bunların ileri işlemleri yunuslama

hareketinin manüel sağlandığı deneylerde olduğu gibi kullanılmış ancak DPIV frekansı 10Hz alınmıştır. Ayrıca yalnızca 1s'de tamamlanan hareket için Adaptif Korelasyon işlemindeki grid step size 32x32 pixel ve sorgu alanı (interrogation area) için asgari 128x128 piksel ve azami 256x256 piksel değerleri kullanılmıştır.

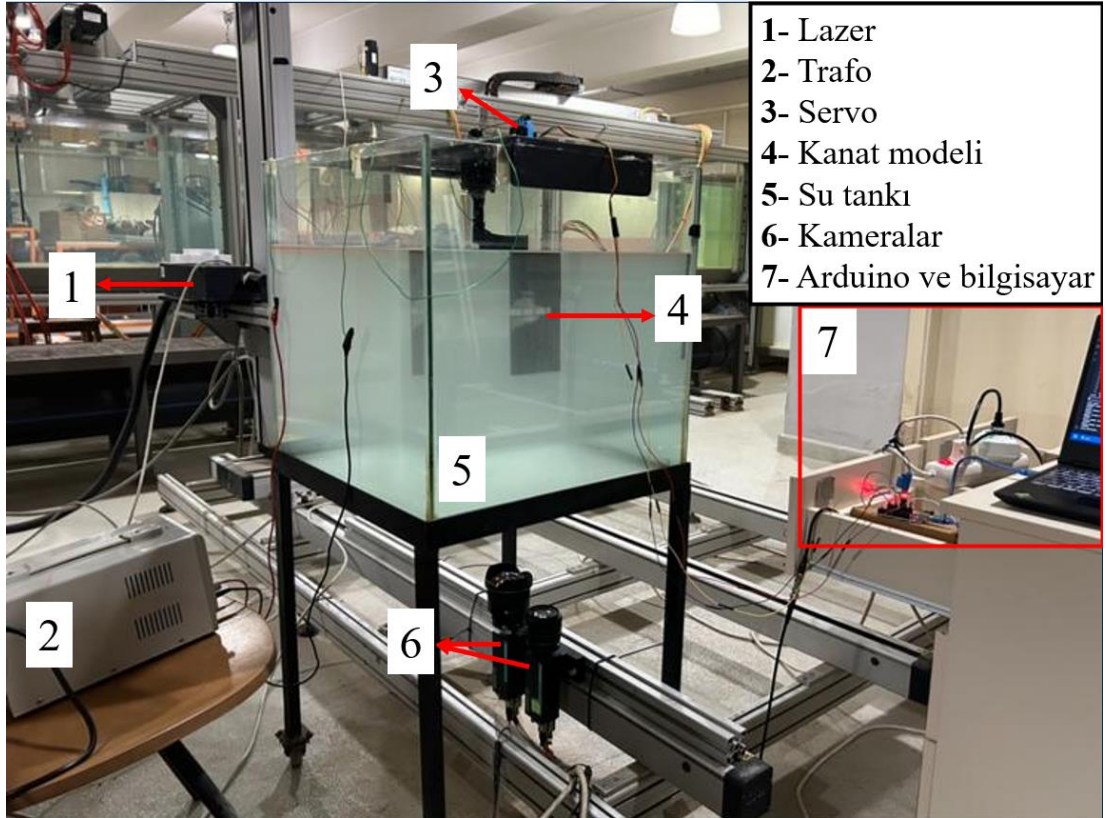


Şekil 2.5 : Arduino'nun kontrol ettiği işlemler sırası

Deneylerde, Şekil 2.6'te geometrisi verilen iki çeşit aktüatör kullanılmıştır. Birinci aktüatör çeşidi PTPD'dir (noktadan-noktaya-deşarj, ingilizcesi: point-to-point discharge) ve üstten bakıldığında, ucu sivriltilmiş 50mm'lik iki elektrodun kanat açıklığı yönünde en uzak iki noktaya uçları (fırar kenarının 8mm ön kısmından) birbirlerine bakacak şekilde yerleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Elektrotların uçları haricindeki kısımlar yalıtılmıştır. DBD (dielektrik bariyerdeşarjı) aralarına yaklaşık 6mikron kalınlıklı kapton bant yerleştirilmiş biri gömülü biri açıkta bulunan ve asimetrik konumlandırılan iki elektrottan oluşmakta, iki elektrodun kesişim noktası fırar kenarının 10mm önündedir. Açıkta kalan elektrot, kanat açıklığının ortasında 10cm'lik bir kısımda suyla temas halindedir. Bu aktüatörlere 3 farklı trafıyla güç verilmiştir, 15kV-3kHz (alternatif akım, AC), 15kV-DC (doğru akım, DC), 15V-DC çıkış gerilimi verilmiştir. Deneyler her aktüatör çeşidine ayırık şekilde farklı trafolarla güç verilerek ve yunuslama hareketinin dönüş hızı değiştirilerek tekrarlanmıştır. Şekil 2.7'den deney düzeneği incelenebilir.



Şekil 2.6 : Kanat üzeri PTPD (a), DBD (b) yerleşimi (ölçeksiz çizimdir)



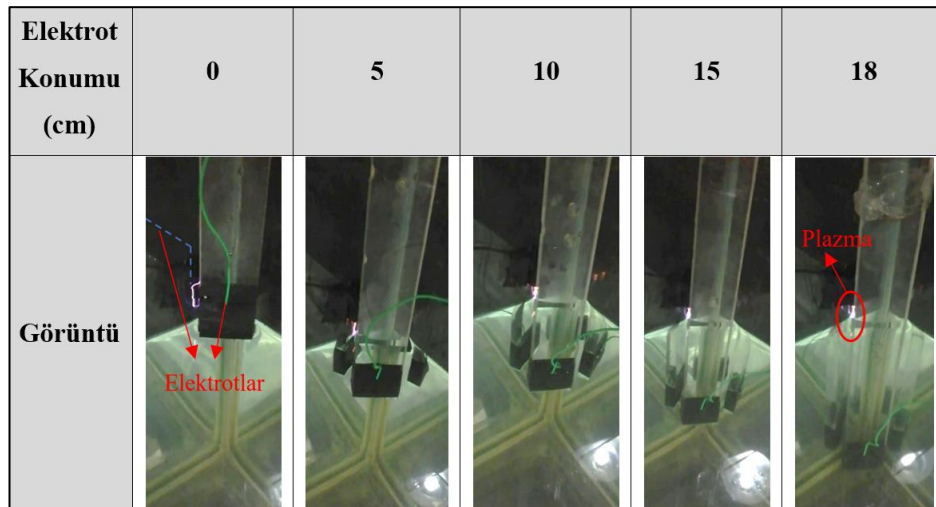
Şekil 2.7 : Deney düzeneği



3. BULGULAR VE TARTIŞMA

3.1 Su İçerisinde Deşarj Oluşturma

Şekil 3.1’de görüleceği üzere, biri su yüzeyinin dışında diğeri ise su içerisinde farklı derinliklere hareket ettirilen iki elektroda gerilim uygulandığında su yüzeyinin dışında bulunan elektrottan su yüzeyine indirekt plazma deşarjı [43] oluşturulabildiği gözlemlenmiştir. İki elektrot arası havada deşarj oluşabilmesi için elektrotlar arası mesafenin çok küçük (yaklaşık 1 cm) olması gerekmekte, elektrotlar arası mesafe arttığı zaman gözle görülür bir deşarj oluşmamaktadır. Ancak bir elektrot suya daldırıldığında, havanın yüksek direnci dolayısıyla plazma, havadan su yüzeyine en kısa yoldan ilerlemektedir ve Şekil A.1’de görüleceği üzere, su içerisindeki elektrodun konumu değişse de suyun yüksek elektrik iletkenliği [44] nedeniyle elektriksel iletim sağlanmaya devam etmektedir (kullanılan güç kaynağıyla ilgili koşullarda bu durum sağlanmıştır, farklı bir güç kaynağı kullanımı veya suyun özelliklerinin değiştirilmesi gibi durumlar sonucu değiştirebilecektir). Bu deşarj, iki elektrodun da su içerisinde olduğu yöntemlere göre daha düşük enerji gereksinimine ihtiyaç duyar ve enerji verimliliği yüksektir. Mevcut trafoyla deşarj koşulu gözlemlenebildiğinden sonraki aşamada elektrotların her ikisi de kanat modeli yüzeyi üzerinde yani su içerisinde konumlandırılmıştır.



Şekil 3.1 : Farklı derinliğe daldırılan elektrotlar ve oluşan plazma deşarjı

3.2 Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerinde Deşarj Oluşturma

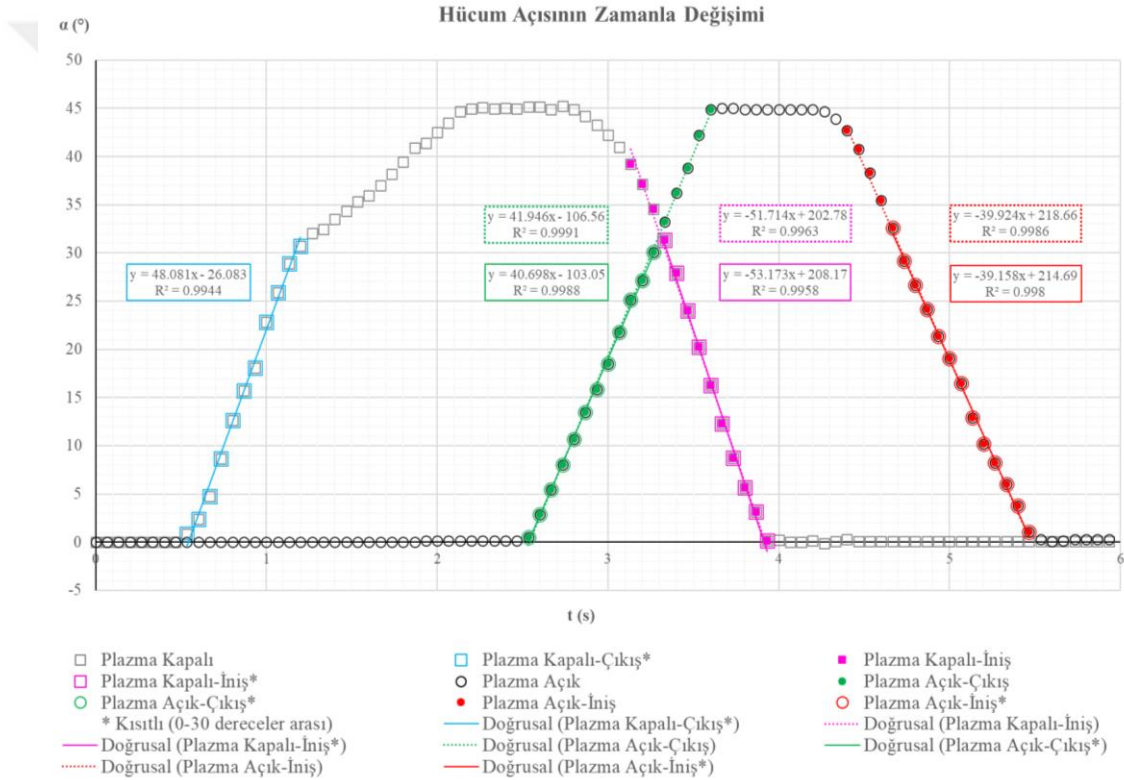
3.2.1 Manüel sağlanan yunuslama hareketine deşarjın etkisi

Yunuslama hareketinin manüel olarak sağlandığı durum için, rampa çıkış ve iniş hareketlerinin uygulandığı deney sonuç verileri incelendiğinde her karede kanat modelinin hücum açısı saptanmış ve iki yönlü hareket için eşdeğer açılar belirlenmiştir. İnceleme için, eşdeğer sayılabilen açılara ait sonuç veriler seçilmiştir. Çizelge 3.1’de incelenen açılar verilmiştir. Çizelgenin şu şekilde incelenmesi gerekmektedir: $\alpha = 0^\circ-45^\circ$ rampa çıkış hareketi esnasında $\alpha = 8^\circ$ yakınlarındaki durumun incelenmesi için plazma kapalı halde $\alpha = 8.7^\circ$ ve plazma açık halde $\alpha = 8.1^\circ$ kıyaslanmıştır. Bunun dışında, plazma kapalı durumda $\alpha = 8.7^\circ$ ’nin öncesi ve sonrasında alınan $\alpha = 4.7^\circ$ ve $\alpha = 15.7^\circ$ ’deki kareler sırasıyla plazma açık durumda $\alpha = 8.1^\circ$ ’nin öncesi ve sonrasında alınan $\alpha = 5.5^\circ$ ve $\alpha = 10.7^\circ$ ile kıyaslanarak incelemelere dahil edilmiştir.

Plazma kapalı ve açık haller için kanat modelinin hücum açısının zamana göre değişimine Şekil 3.2’den ulaşılabilir. Grafikte maviyle gösterilen Plazma Kapalı-Çıkış* kısmı şu şekilde yorumlanabilir: plazma kapalıyken rampa çıkış hareketinin eğrisine uygun olarak çizilen regresyon doğrusunun R^2 (belirleme katsayısı) değeri 0.9944 yani 1’e çok yakın çıkmıştır; bunun nedeni, veri noktalarının tamamının neredeyse veri noktalarına uygun olarak çizilen regresyon doğrusunun üzerinde olması, eğrinin doğrusala çok yakın olması, yani kanadın dönme hareketinin neredeyse sabit hızda gerçekleşmesindendir. Eğrinin eğim değerinden hareketin $48.1^\circ/\text{s}$ hızla gerçekleştiği sonucuna varılmaktadır. Bu durumla karşılaştırılması gereken kısım, yeşille gösterilen Plazma Açık-Çıkış* adlı kısımdır, plazma açıkken rampa çıkış hareketinin 0.9988’lik R^2 değeriyle doğrusala oldukça yakın yani sabit hızda bir hareketin eğrisi olduğunu ifade ederken, eğrinin $41.9^\circ/\text{s}$ ’lik eğim değeri, hareketin hızını ifade etmektedir. Rampa iniş hareketinde de pembeyle gösterilen Plazma Kapalı-İniş* adlı eğrinin eğimi bu hareketin $51.7^\circ/\text{s}$ dönüş hızında gerçekleştiğini, kırmızıyla gösterilen Plazma Açık-İniş* adlı eğrinin eğimi ise bu hareketin $39.9^\circ/\text{s}$ dönüş hızında gerçekleştiğini ve eğrilerin R^2 değerlerinin 1’e çok yakın çıkması, dönüşün sabit hızla gerçekleştiğini ifade etmektedir.

Çizelge 3.1 : Taranan hücum açıları.

Hücum açısı (°)						
Plazma	Rampa Çıkış 0°–45°			Rampa İniş 45°–0°		
Kapalı	4.7	8.7	15.7	12.3	8.7	5.6
Açık	5.5	8.1	10.7	10.2	8.2	6.0
Kapalı	12.7	15.7	18.1	20.3	16.2	12.3
Açık	13.5	15.9	18.5	19.1	16.5	13.0
Kapalı	22.8	25.9	28.9	28.0	24.0	20.3
Açık	21.8	25.2	27.2	26.7	24.1	21.9
Kapalı	28.9	30.7	32.1	34.6	31.4	28.0
Açık	27.2	30.1	33.2	35.5	32.6	29.2

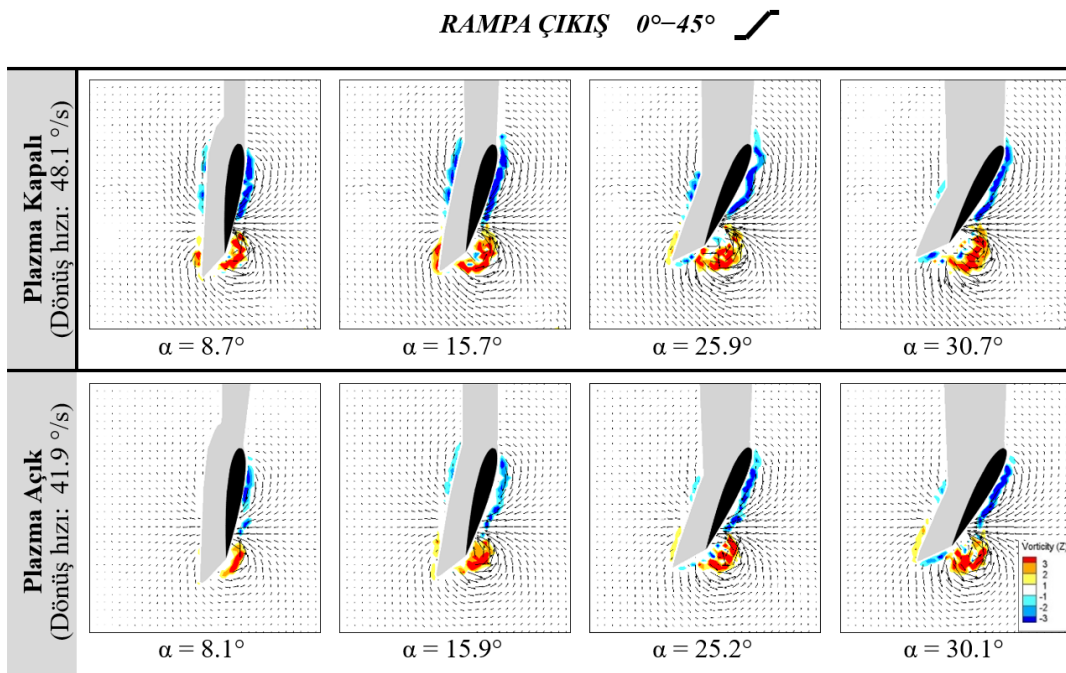


Şekil 3.2 : Hücum açısının zamanla değişim grafiği

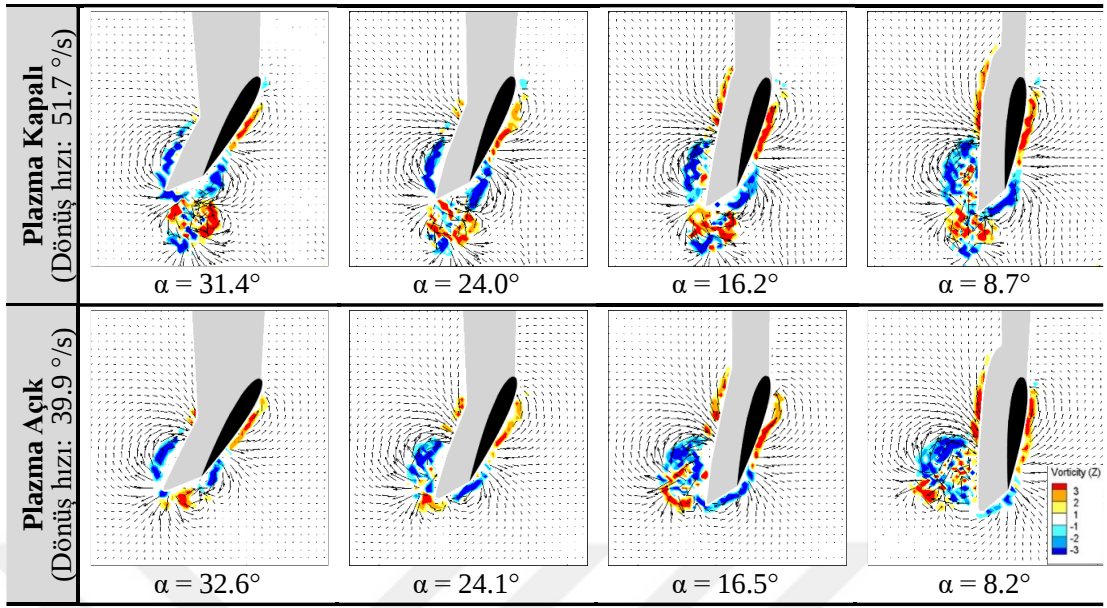
Rampa çıkış hareketi sonunda $\alpha = 45^\circ$ değerine ulaşıldığında hem plazma kapalı ve hem de plazma açık durumları için bu açı değerinde 0.73 s beklenmiş ve rampa iniş hareketine geçilmiştir. Grafikte (Şekil 3.2), $\alpha = 0^\circ-30^\circ$ ve $\alpha = 30^\circ-0^\circ$ aralığında Kısıtlı (*) olarak ifade edilen kısımlar düz çizgiyle ayrıca verilmiştir. Ancak aynı koşullar için $\alpha = 0^\circ-45^\circ$ ve $\alpha = 45^\circ-0^\circ$ aralığında aynı renklerle ifade edilen kesikli çizgiler de ayrıca verilmiştir. Bu eğrilerin R^2 değerlerinin 1'e yakın oluşu eğrilerin doğrusala

yakın olduğunu ve aynı renkle verilen eğrilerin eğim değerlerinin aynı oluşu ise sabit hızın ilgili hareketin boyunca korunduğunu açıkça göstermektedir.

Şekil 3.3’de görülen $\alpha = 0^\circ-45^\circ$ rampa çıkış hareketi esnasında ve Şekil 3.4’te görülen $\alpha = 45^\circ-0^\circ$ rampa iniş hareketinde: NACA 0012 kanat profili, çeyrek veter eksenine ($x/c = 0.25$) hizasından durağan su ortamında yunuslama hareketini gerçekleştirdiği için büyük çaplı akım ayrılmasının firar kenarında etkin olduğu görülmüştür. Büyük çaplı akım ayrılması, yüksek açılarda artan ve azalan değerler için yunuslama hareketi yapıldığından gözlemlenebilmiştir. (Şekil 3.3 ve 3.4’te verilen her ayrı görselin bir öncesi ve bir sonrasında alınan DPIV sonuçları Ek B’de verilmiştir.)



Şekil 3.3 : Rampa çıkış hareketi için DPIV sonuçları



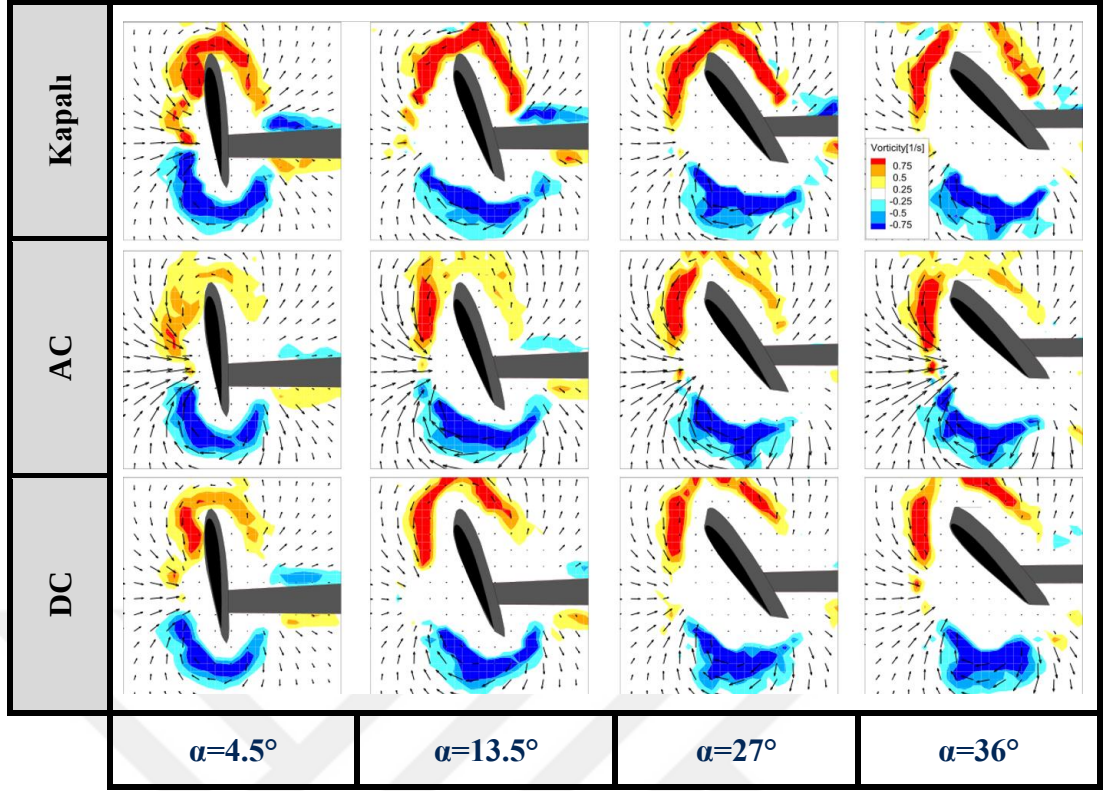
Şekil 3.4 : Rampa iniş hareketi için DPIV sonuçları

Rampa çıkış hareketine oranla rampa iniş hareketinde plazma aktivasyonu hız ve girdaplılık alanlarının düzenlenmesi üzerinde daha çok etkili olmuştur. Literatürde, hava ortamında DBD plazma aktüatörle yunuslama hareketi kontrolü için elde edilen sonuçlarda da genelde rampa çıkışta plazma aktivasyonun etkisi az veya hiç gözlemlenmemişken rampa inişte etkinin yüksek olduğu belirtilmiştir [37,38,45]. Literatürdeki bu sonuçlar, mevcut çalışmadakine benzerdir; çünkü plazma aktivasyonunun akım ayrılması üzerindeki etkisi rampa iniş hareketinde daha yüksekken rampa çıkış hareketinde daha düşüktür. Ancak mevcut çalışmada, rampa çıkış esnasında plazma aktivasyonun etkisi literatürdeki diğer çalışmalara göre daha belirgin gözlemlenebilmiştir. Bunun nedeninin, aktüatör çeşidinin farklı olmasından, yüksek gerilim uygulandığı zaman kanat çevresindeki nötral parçacıkların iyonlaşma eğilimlerinin ortamın su olması dolayısıyla havadakinden daha yüksek olmasından ve hareketin kanadın hareketi haricinde dışarıda bir akış ortamı olmadan gerçekleşmesinden kaynaklandığı düşünülmektedir. Su ortamındakine benzer yüksek etkinin hava ortamında da oluşturulabilmesi için hava ortamında kullanılan aktivasyon stratejileri (aktüatör tipi veya güç kaynağının elektriksel parametreleri) değiştirilebilir. Sonuç olarak, hem rampa çıkış hem de rampa iniş hareketlerinde plazma aktivasyonu hücum kenarına yakın ($x/c = 0.2$ 'de) bölgeden uygulanmasına rağmen kanadın arka kısımlarına da enerji sağlayabilmiş, dolayısıyla firar kenarı etrafında oluşan ayrılma üzerinde oldukça etkili olabilmıştır. Ancak bu etki rampa iniş hareketi esnasında yani

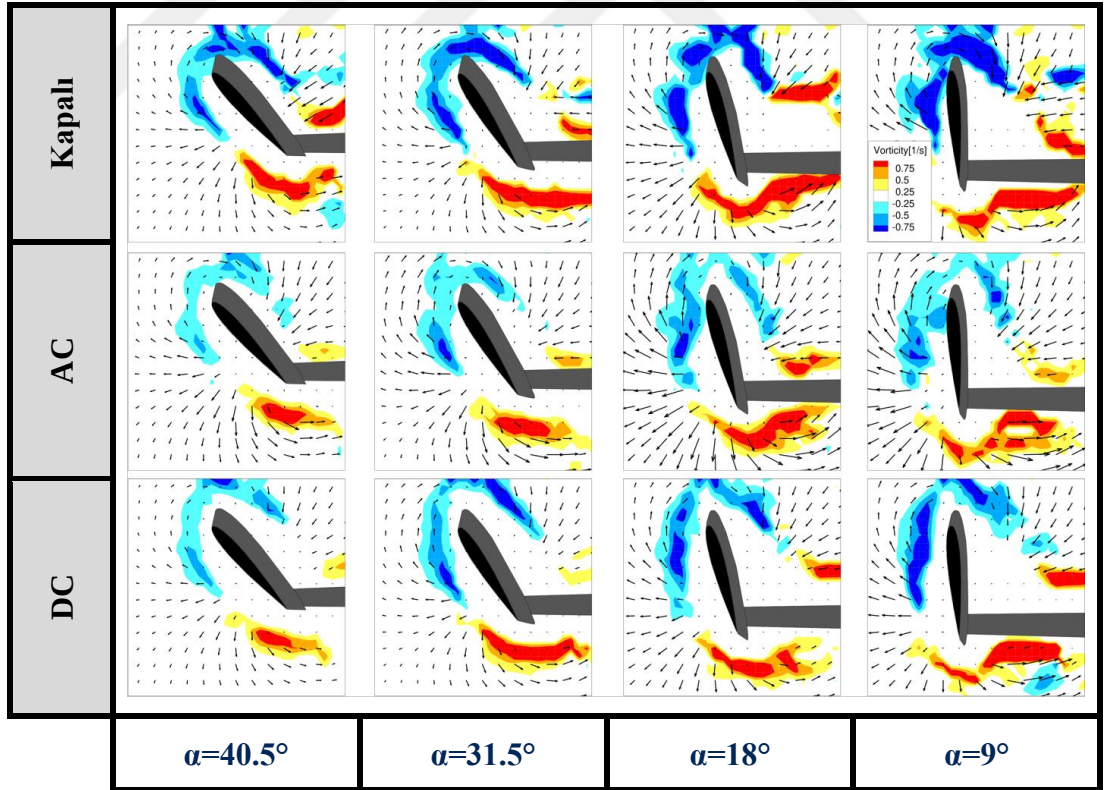
hareketin en başında büyük çaplı akım ayrılmasının şiddetinin en yüksek olduğu koşulda daha bariz gözlemlenmiştir.

3.2.2 Servoyla sağlanan harekette deşarjın etkisi

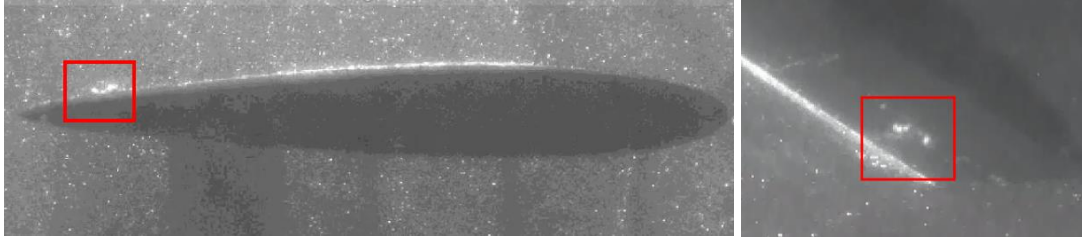
Servoyla sağlanan harekette rampa çıkış ve iniş için hızlı (hareketin 1s'de tamamlandığı) ve yavaş (hareketin 6s'de tamamlandığı) iki koşulda PTPD ve DBD tipli aktüatörlerin üç ayrı güç kaynağından gerilim sağlanmasıyla akım yapıları üzerinde oluşan etkiler ve birbirleri arasındaki fark incelenmeye çalışılmıştır. Şekil 3.5'e göre 1s rampa çıkış hareketinde PTPD aktüatörün kanadın ön kısmında özellikle AC trafoyla (15kV-3kHz) aktüatöre gerilim sağlandığında belirgin etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Bu aktivasyonda, 0.75 seviyesinin üzerindeki pozitif girdaplılık, 0.25-0.5 mertebelerine indirgenmiştir. Yüksek gerilim DC trafoyla (15kV) ise kanat açıklığı yönünde (trafonun artı ucuna bağlı elektrottan eksi ucuna bağlı elektroda) tek yönlü bir iyonlaşma olduğundan DC trafo hücum kenarı civarındaki girdaplılığı kanattan daha fazla uzaklaştırmıştır. Şekil 3.6'ya göre 1s rampa iniş hareketinde PTPD aktüatörün kanadın ön kısmındaki -0.75 seviyesinden daha düşük negatif girdaplılık alanı 0.25 ile -0.5 aralığına indirgenmiştir. Ayrıca kanadın arka kısmında kalan pozitif girdaplılık alanları her iki trafoyla da daralmış ve şiddeti azalmıştır. Kanat modelinin üzerinde aktüatörlerin kullanıldığı tüm deneylerde, deşarj sonucu özellikle elektrot çevrelerinin yakın kısımlarında gözlemlenebilir baloncuklar oluşmaktadır (Şekil 3.7). Bu baloncuklarla plazmanın gaz fazında taşındığı düşünülmektedir [43,46]. Baloncuk hızının yüksek gerilim DC trafoyla yüksek olduğu gözlemlenmiştir çünkü sabit gerilim uygulandığında birim zamanda AC trafoya göre akışkana daha fazla enerji vermekte, iyonlaşmayı artırmaktadır.



Şekil 3.5 : 1s rampa çıkış hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları

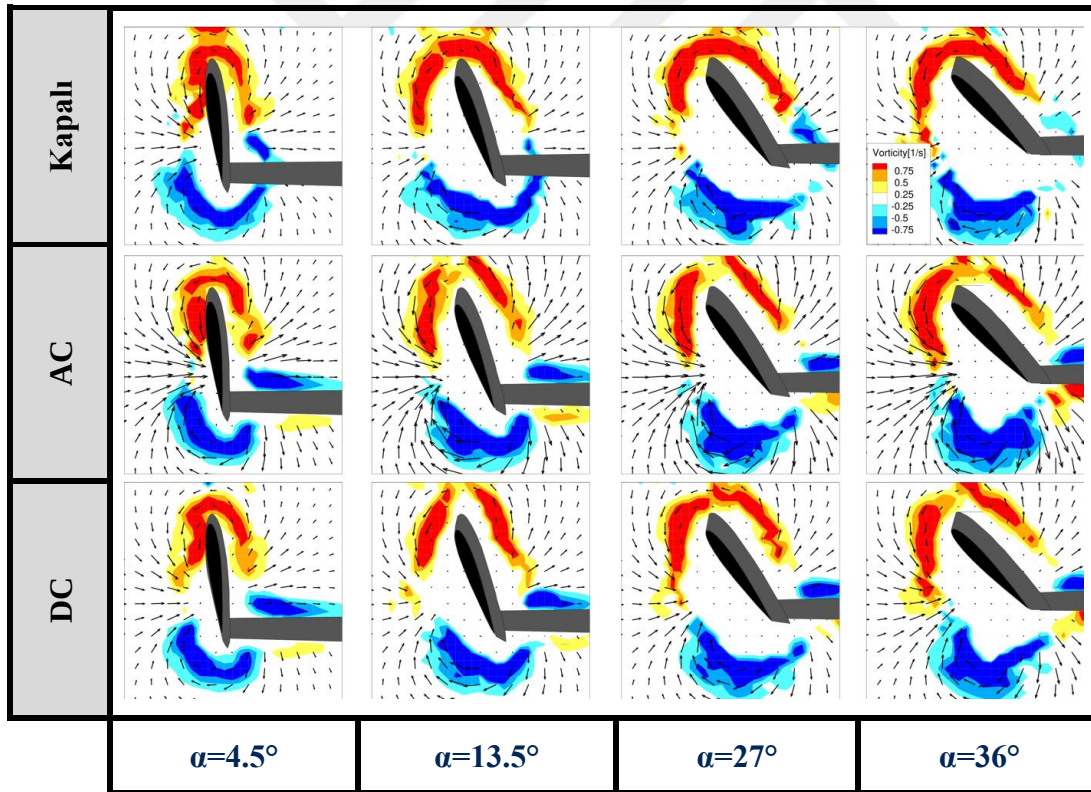


Şekil 3.6 : 1s rampa iniş hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları

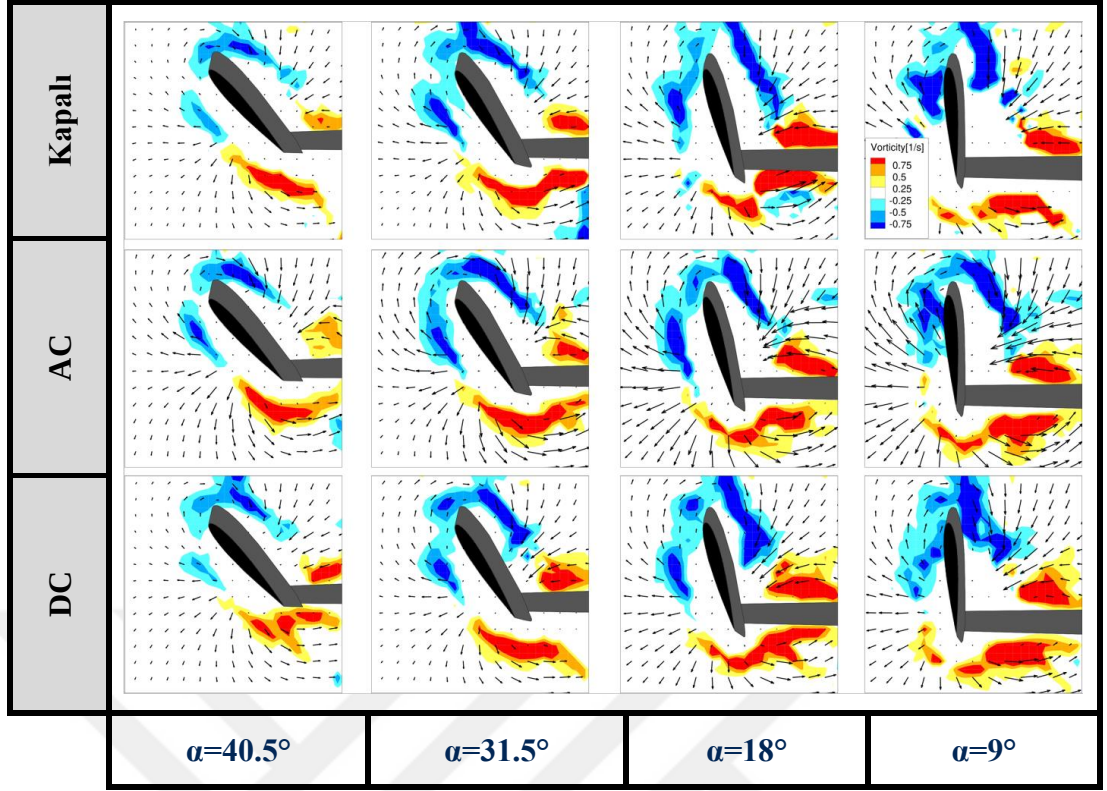


Şekil 3.7 : DC trafonun artı yüklü elektrodunda baloncuk oluşumu

Şekil 3.8’de 1s süren rampa çıkış hareketi esnasında DBD aktüatörün etkinliği incelendiğinde, aktüatöre AC gerilim sağlandığında kanadın ön kısımlarındaki pozitif girdaplılığın küçük bir bölgede ($\alpha=27^\circ$ ’de gözlenen en etkin durumda yatay eksendeki yaklaşık boyutu $c/4$) 0.75 mertebelerinden 0.25-0.5 mertebelerine indirgendiği gözlemlenmiştir. Yüksek gerilim DC trafonun da aynı bölgedeki girdaplılığı indirgeyebildiği, ancak AC trafonun etkisinin daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. DBD aktivasyonun 1s’lik rampa iniş hareketinde ise belirgin bir etkisi gözlemlenememiştir (Şekil 3.9).



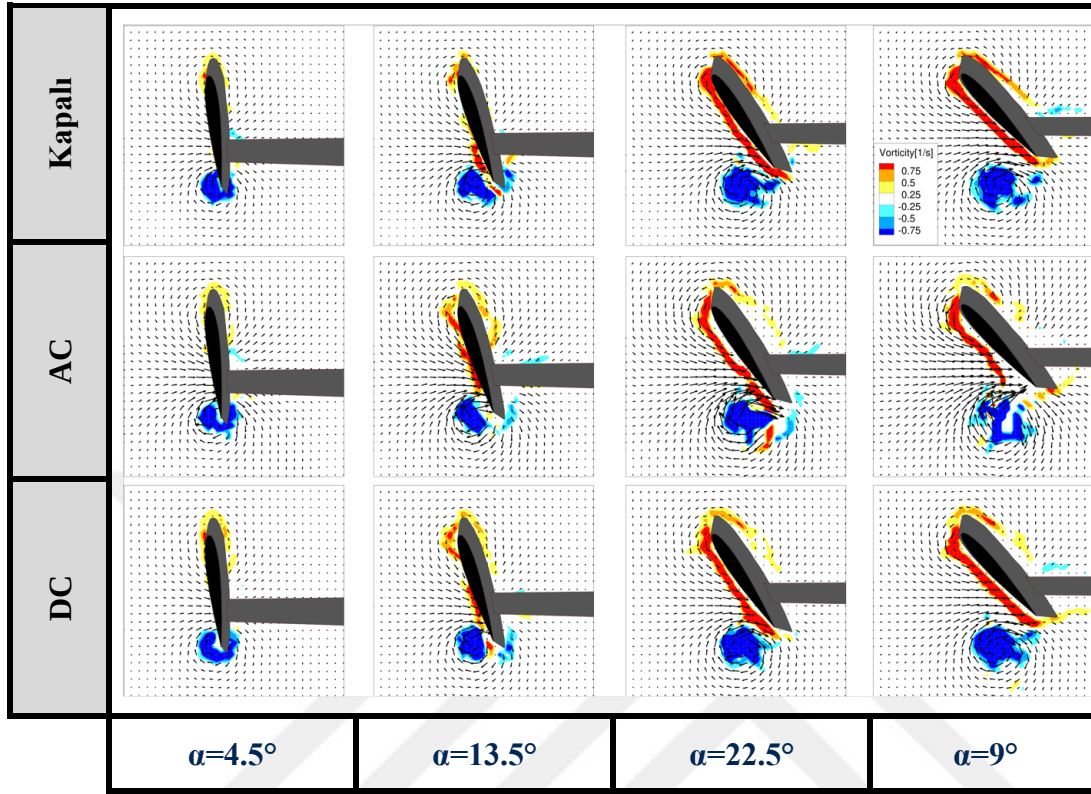
Şekil 3.8 : 1s rampa çıkış hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları



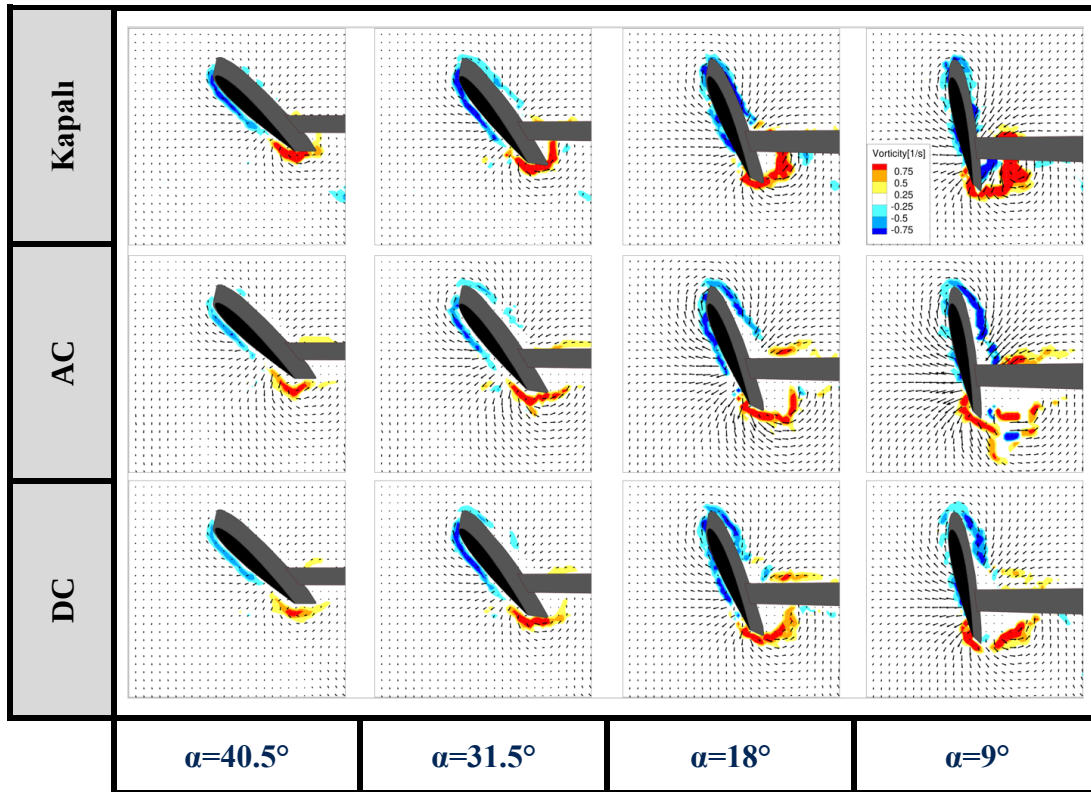
Şekil 3.9 : 1s rampa iniş hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları

Şekil 3.10'da görülen, 6s rampa çıkış hareketi esnasında PTPD aktüatöre AC trafoyla gerilim uygulandığında, aktüatör, $\alpha=22.5^\circ$ 'de pozitif yönde girdaplılığa katkı sunmuş ve bu katkının $\alpha=31.5^\circ$ 'de negatif girdaplılığı baskılamakta olduğu görülmektedir. Ayrıca pozitif girdaplılığın deşarj etkisiyle kanattan uzaklaştığı (görsellerde kanadın sol kısımda) görülmektedir. Yüksek gerilim DC trafonun ise belirgin bir etkisinin olmadığı görülmektedir. Bu görseller ve bunların dışındaki hücum açılarında AC trafonun DC trafodan daha etkili olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 3.11'e göre, 6s rampa iniş hareketinde ise PTPD aktüatöre her iki trafoyla uygulanan gerilimin kanadın ön kısmındaki girdap alanında küçük bir değişim yarattığı ancak hem AC hem de DC yüksek gerilim trafoyla deşarj, kanadın arka kısmında oluşan pozitif girdaplılık alanlarının genişliğinin azaltılmasında daha fazla etkili olduğu görülmüştür. Ayrıca, bu görsellere DPIV ölçümlerinin post-process'inin yapıldığı Dantec firmasının Dynamic Studio programında sunulan uyumluluk (Coherence) ve ortalama (Average) filtreleme işlemleri de ayrıca uygulanmış, sonuç görsellerde, yüksek açılarda oluşan kanadın arkasındaki ve altındaki pozitif ve negatif girdapların deşarj olmayan duruma göre neredeyse tamamen baskılandığı gözlemlenmiştir. Filtreleme işlemleri uygulanmamış verilerde deşarj etkisi daha net gözlemlenmektedir, bu nedenle

çalışmada bu veriler sunulmuştur. Ancak bazı koşullarda filtreleme uygulanan veriler, genel olarak farkın daha rahat anlaşılabilmesini sağlamaktadır.

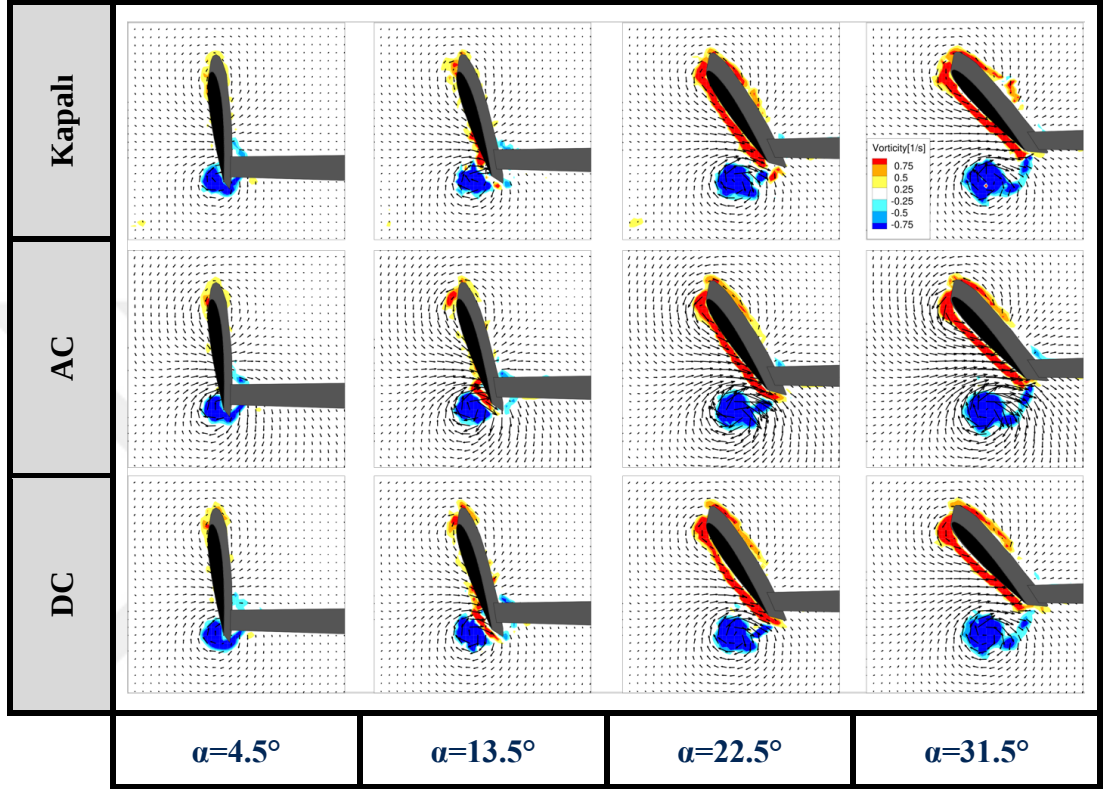


Şekil 3.10 : 6s rampa çıkış hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları

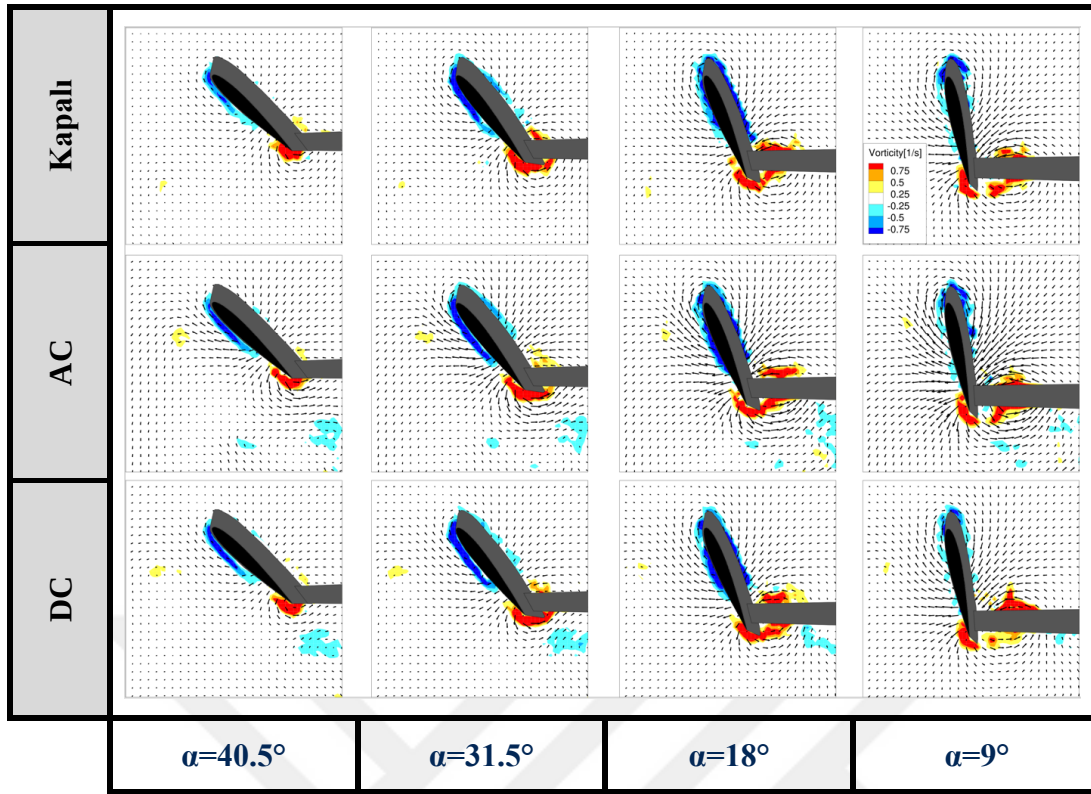


Şekil 3.11 : 6s rampa iniş hareketi için PTPD aktüatör uygulama sonuçları

Şekil 3.12’de görülen, 6s rampa çıkış hareketinde DBD aktüatörün etkisi gözlemlenememiştir. Rampa iniş hareketinde (Şekil 3.13) ise, filtreli görsellerde hareketin başında ($\alpha=40.5-31.5^\circ$) aktüatörlerin kanadın üst yüzeyinde negatif girdaplılığı artırmakta olduğu hareketin sonunda ($\alpha=18-9^\circ$) ise aktüatörün hücum kenarındaki negatif girdaplılığı az da olsa baskılamakta olduğu gözlemlenmiştir.

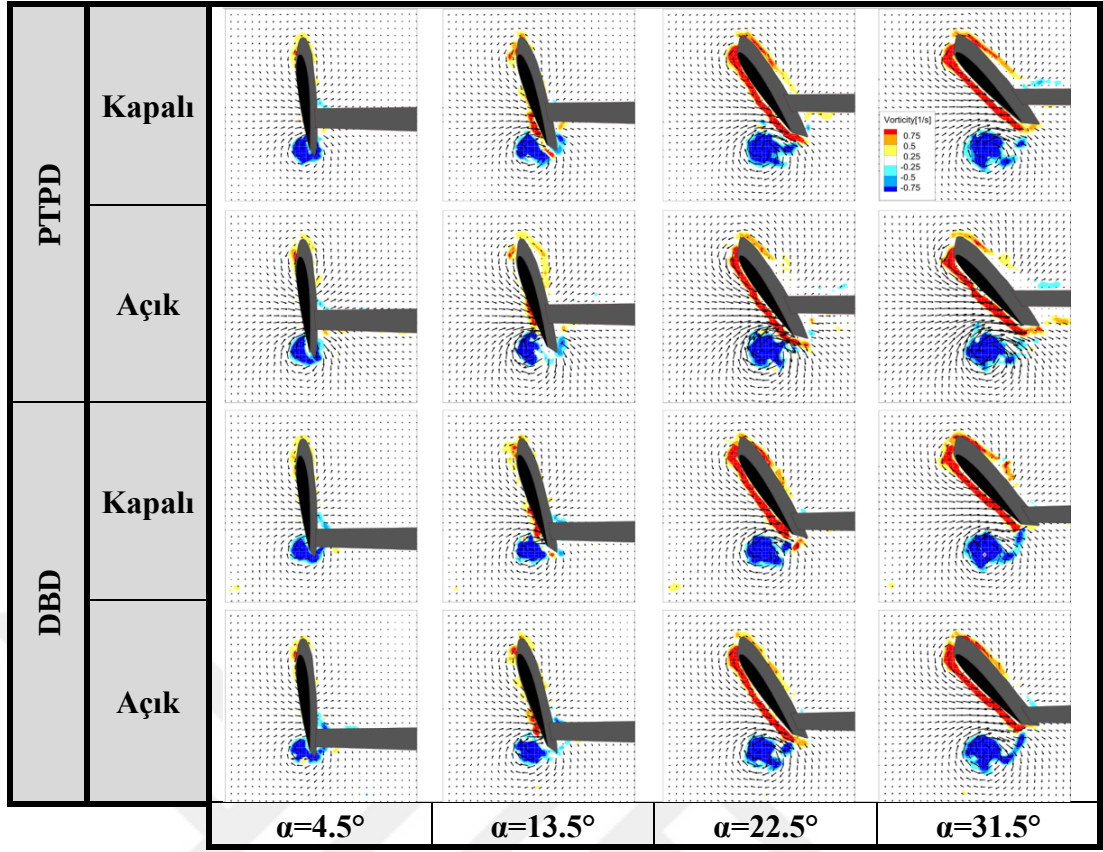


Şekil 3.12 : 6s rampa çıkış hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları

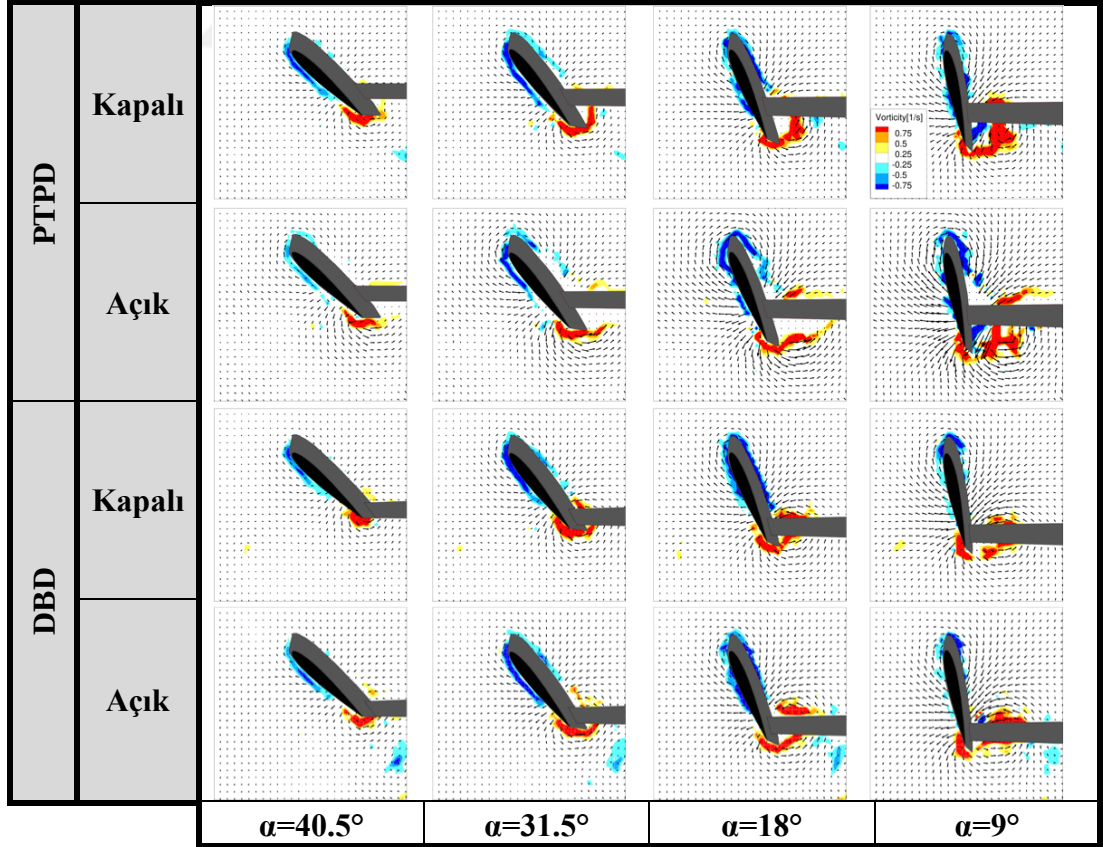


Şekil 3.13 : 6s rampa iniş hareketi için DBD aktüatör uygulama sonuçları

Plazma aktüatör sistemlerinde genelde yüksek gerilim tercih edilse de suda yapılan deneyler için ortamının yüksek iyonlaşma elverişinden ötürü düşük gerilimin kullanılabilirlik durumu da incelenmek istenmiştir. 15V düşük DC gerilim iki tip aktüatöre uygulandığında her iki aktüatör çeşidi için deşarj olan durumda olmayan duruma göre 6s rampa çıkış hareketinde ek bir katkı gözlemlenmemiştir (Şekil 3.12). Şekil 3.13'teki 6s rampa iniş hareketi için ise, yine çoğu hücum açısında etki gözlemlenememiş yalnızca PTPD aktüatör tipinde $\alpha=18-9^\circ$ için firar kenarındaki girdaplılık alanlarının deşarj etkisiyle biraz daraldığı gözlemlenmiştir. Servo motor kullanılarak yunuslama hareketinin sağlandığı deneylerde, PTPD aktüatörün çoğu koşul için DBD aktüatörden yüksek etkili olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca bu etkinin rampa çıkış hareketine kıyasla rampa iniş hareketinde daha yüksek olduğu saptanmıştır. AC yüksek gerilimin, DC yüksek gerilime göre deneylerde kullanılan aktüatör tipi ve yerleşimi için daha etkili olduğu sonucuna varılmıştır. Ayrıca düşük gerilimin kayda değer bir etkinliği saptanamamıştır.



Şekil 3.14 : 6s rampa çıkış hareketi için düşük gerilim uygulama sonuçları



Şekil 3.15 : 6s rampa iniş hareketi için düşük gerilim uygulama sonuçları



4. SONUÇLAR

Bu çalışma, NACA 0012 kanat profili üzerinde plazma aktüatörün büyük çaplı, girdap türü bir sağanağın kontrolünün incelenmesi için yapılan ön çalışmaları kapsamaktadır. Deneyler girdap türü sağanak etkilerinin incelenmekte olduğu su ortamında gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, amaç plazma aktüatörün havada kullanılan trafo ve dolayısıyla elektriksel değerlerle (gerilim, frekans ve akım değerleri) aktivasyonun sudaki durumunu ve akım ayrılmasına etkisi incelenmiştir. Bu amaçla uçları aynı ekseninde olan ve biri hava diğeryse su ortamı içerisine karşılıklı konumlandırılan iki elektrot kullanılarak mevcut trafoyla su ortamında indirekt plazma deşarjı oluşumunun sağlandığı gözlemlenmiştir. Sonrasında, iki elektrot da su içerisinde bulunacak şekilde farklı aktüatör çeşitleri oluşturulmuş, deşarjın fiziki etkisi deneylerle incelenmeye çalışılmıştır. Deneylerde, Dijital Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçüm Sistemi (DPIV) kullanılarak kanat modeli etrafındaki akış alanı detaylı olarak incelenmiştir.

Çalışmada, yunuslama hareketinin manüel olarak ve servo motorla daha kontrollü sağlandığı iki aşama bulunmaktadır. Yunuslama hareketinin manüel olarak verildiği aşamada, büyük çaplı ayrılmayı oluşturmak için kanat hareketi yaklaşımı benimsenerek üzerine plazma aktüatör yerleştirilen kanada, durağan su içerisinde hücum açısı 0° – 45° aralığında rampa çıkış ve 45° – 0° aralığında rampa iniş hareketi çeyrek veter hattından verilmiştir. Büyük çaplı akım ayrılmasının gözlemlenebilmesi için yunuslama hareketi yüksek açılarda artan (rampa çıkış) ve azalan (rampa iniş) hareketler şeklinde tekrarlanmıştır.

Rampa çıkış hareketinin en başında plazma kapalı durumda emme yüzeyinde oluşan hem hücum kenarında yayılı negatif girdaplılığın, hem firar kenarında oluşan girdabın etkinliğinin rampa çıkış hareketinin en başında plazmanın etkisiyle bariz olarak azaldığı, basınç yüzeyinde ise plazma kapalı durumda gözlemlenen girdaplılığın plazmanın etkisiyle tamamen görülemez hale geldiği gözlemlenmiştir. $\alpha \cong 15^{\circ}$ 'ye kadar plazma kapalı durumda firar kenarında oluşan girdabın boyutlarının plazma aktive edildiği zaman azaldığı sonucuna varılmıştır. Bu etkiler, hücum açısı arttığı zaman azalmış ve yüksek hücum açılarında ($\alpha \cong 30^{\circ}$) neredeyse yok olmuştur. Rampa

iniş hareketinde ise plazma aktivasyonunun, incelenen tüm hücum açılarında kanadın iz bölgesinde ve firar kenarında oluşan büyük çaplı girdap yapılarının etkinlik alanının indirgenmesi ve düzenlenmesi üzerinde etkili olduğu gözlemlenmiştir. Suyun durağan halde olması ve döndürme ekseninin kanadın ön kısmına yakın olması dolayısıyla büyük çaplı akım ayrılmasının firar kenarına yakın kısımda ön plana çıktığı gözlemlenmiştir.

Yunuslama hareketinin servoyla verildiği aşamada, model hücum kenarından dönüş yapacak şekilde üretilmiş; sonrasında, kanat üzerinde konumlandırılan PTPD ve DBD olarak adlandırılan iki aktüatör tipine yüksek (15kV-3kHz, 15kV-DC) ve düşük (15V-DC) gerilimin uygulanmasının kanat etrafında oluşan girdap yapılarına etkileri incelenmiştir. Hareket, rampa çıkış 0° – 45° ve rampa iniş 45° – 0° için çıkış ve iniş ayrı olarak 1s ve 6s sürede tamamlanacak şekilde deneyler tekrarlanmıştır. Bu aşamanın sonucunda ise, PTPD aktüatörün DBD aktüatöre göre çoğu koşulda etkisinin fazla olduğu gözlemlenmiştir, aktüatörlere DC-düşük gerilim sağlandığında kayda değer bir etki gözlemlenmemiş ve AC-yüksek gerilimin DC-yüksek gerilimden daha etkili olduğu saptanmıştır. Ayrıca hareket 1s sürede tamamlandığında, 6s süre alan harekete göre plazmanın etkisi daha yüksek gözlemlenmektedir.

Literatürdeki çalışmalarda, yunuslama hareketinde DBD plazma etkisinin rampa iniş hareketinde ön plana çıktığı ancak rampa çıkış hareketinde neredeyse etkisinin gözlemlenemediği belirtilmiştir. Mevcut çalışmaya göre plazma aktivasyonun rampa iniş hareketinde oldukça yüksek, rampa çıkış hareketinde de kabul edilebilir düzeyde bir etkisinin olduğu gösterilmiştir. Bu durumun; havada kullanılan plazma aktivasyon yöntemlerinin (DBD) bu çalışmada etkin sonuç alınan PTPD yönteminden farklı olması, mevcut çalışmadaki aktivasyon ortamının hava yerine su olması ve kanadın hareketi dışında dış ortamda akışın olmaması dolayısıyla gerçekleştiği düşünülmektedir. Deşarjın yalnızca uygulandığı noktadan değil, kanadın diğer bölgelerinde etkili olduğu çalışmanın bir diğer önemli sonucudur (incelenen 2B görüntü düzlemi üzerindeki incelemeye göre bu sonuç sunulmuştur). Bu durumun, su ortamının yüksek iyonlaşma eğiliminden kaynaklandığı düşünülmektedir. İlerleyen çalışmalarda, akış içerisinde girdap türü sağanağın oluşturulacağı su kanalı testlerine geçilerek plazma aktüatörün iki boyutlu, daimi olmayan büyük çaplı ayrılmalı akış durumundaki etkisi kuvvet/tork sensörleri ve DPIV sistemi kullanılarak incelenecektir.

KAYNAKLAR

- [1] Jones, A.R., Cetiner, O., Smith, M.J. (2022). Physics and Modeling of Large Flow Disturbances: Discrete Gust Encounters for Modern Air Vehicles, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 54, 469-493.
- [2] Fezans, N., Schwithal, J., Fischenberg, D. (2017). In-flight remote sensing and identification of gusts, turbulence, and wake vortices using a Doppler LIDAR, *CEAS Aeronautical Journal*, 8, 313–333.
- [3] Fezans, N., Joos, H., Deiler, C. (2019). Gust load alleviation for a long-range aircraft with and without anticipation, *CEAS Aeronautical Journal*, 10, 1033–1057.
- [4] Jurnal, G., Sarıtaş, M., Kolbakır, C., Çetiner, O. (2023). Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerindeki Akışın Plazma Aktüatörle Kontrolü, *Uluslararası Katılımlı 24. İst Bilimi ve Tekniği Kongresi (ULIBTK'23)*, Bildiri no: 327, 06-08 Eylül 2023, Başkent Üniversitesi, Ankara.
- [5] Raizer, Y. P. (2005). *Gas Discharge Physics*.
- [6] Karadag, B., Cho, S., Funaki, I., Hamada, Y., Komurasaki, K. (2018). External Discharge Plasma Thruster. *Journal of Propulsion and Power*, 34(4), 1094–1096.
- [7] Leonov, S. B., Yarantsev D. A. (2007). Plasma-induced ignition and plasma-assisted combustion in high-speed flow, *Plasma Sources Science Technology*, 16(1), 132–138.
- [8] Starikovskiy A., Aleksandrov, N. (2013). Plasma-assisted ignition and combustion, *Progress in Energy and Combustion Science*, 39(1), 61–110.
- [9] Kolbakir, C., Hu, H., Liu, Y., Hu, H. (2020). An experimental study on different plasma actuator layouts for aircraft icing mitigation, *Aerospace Science and Technology*, 107(10), 1-12.
- [10] Liu, Y., Kolbakir, C., Hu, H., Hu, H. (2018). A comparison study on AC-DBD plasma and electrical heating for aircraft icing mitigation, *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 8-12 January, Kissimmee, Florida.
- [11] Huang X., Zhang, X. (2010). Plasma Actuators for Noise Control, *International Journal of Aeroacoustics*, 9(4–5), 679–704.
- [12] Castro Hebrero, F., D'Adamo, J., Sosa, R., Artana, G. (2020). Vortex induced vibrations suppression for a cylinder with plasma actuators, *Journal of Sound and Vibration*, 468.
- [13] Akansu, Y. E., Karakaya, F., Şanlısoy, A. (2013). Active control of flow around NACA 0015 airfoil by using DBD plasma actuator, *EPJ Web of Conferences*, 45(1).

- [14] Jurnal, G., Çobanoğlu, T., Kolbakır, C., Durna, A.S. (2023). Kamburluk Ve Kalınlıkları Farklı Kanat Profilleri Etrafındaki Akışın Plazma Aktüatörle Kontrolü, *Uluslararası Katılımlı 24. Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi (ULIBTK'23)*, Bildiri no: 433, 06-08 Eylül 2023, Başkent Üniversitesi, Ankara.
- [15] Moreau, E. (2007). Airflow control by non-thermal plasma actuators, *Journal of Physics D: Applied Physics*, 40(3), 605-636.
- [16] Cattafesta III, L. N., Sheplak, M. (2011). Actuators for active flow control, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 43, 247–272.
- [17] Wang, J. J., Choi, K. S., Feng, L. H., Jukes, T. N., Whalley, R. D. (2013). Recent developments in DBD plasma flow control, *Progress in Aerospace Sciences*, 62, 52–78.
- [18] Touchard, G. (2008). Plasma actuators for aeronautics applications - State of art review-, *International Journal of Plasma Environmental Science and Technology (IJPEST)*, 2, 1–25.
- [19] Neretti, G. (2016). Active Flow Control by Using Plasma Actuators. *Recent Progress in Some Aircraft Technologies*. Editor: Ramesh K. Agarwal. InTech. doi: 10.5772/62720.
- [20] Ashpis, D. E., Laun, M. C., Griebeler, E. L. (2017). Progress toward accurate measurement of dielectric barrier discharge plasma actuator power, *AIAA Journal*, 55(7), 2254–2268, 2017.
- [21] Thomas, F. O., Corke, T. C., Iqbal, M., Kozlov, A., Schatzman, D. (2009). Optimization of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Active Aerodynamic Flow Control. *AIAA Journal*, 47(9), 2169-2178.
- [22] Göksel, B., Greenblatt, D., Rechenberg, I., Kastantin, Y., Nayeri, C. N., Paschereit, C. O. (2007). Pulsed Plasma Actuators for Active Flow Control at MAV Reynolds Numbers, *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*, 95, 42-55.
- [23] Grundmann, S., Frey, M., Tropea, C. (2009). Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with plasma actuators for separation control, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA 2009-698, 5-8 January 2009, Orlando, Florida.
- [24] Su, Z., Li, J., Liang, H., Zheng, B., Wei, B., Chen, J., Xie, L. (2018). UAV Flight Test of Plasma Slat and Ailerons with Microsecond Dielectric Barrier Discharge, *Chinese Physics B*, 27(10), 1-10.
- [25] Jones, A. R., Cetiner O. (2020). Overview of NATO AVT-282: Unsteady Aerodynamic Response of Rigid Wings in Gust Encounters, *AIAA Scitech 2020 Forum*, AIAA 2020-0078 6-10 January 2020, 1–23, Orlando, FL.
- [26] Acar, E. (2023). *Use of LESP (Leading Edge Suction Parameter) and Effective Angle of Attack Measurements for Gust Mitigation*, M.Sc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics Engineering, Istanbul Technical University.
- [27] Hufstedler, E. A. L., McKeon B. J. (2019). Vortical Gusts: Experimental Generation and Interaction with Wing, *AIAA Journal*, 57(3), 921–31.

- [28] Rockwood, M., Medina A. (2020). Controlled Generation of Periodic Vortical Gusts by the Rotational Oscillation of a Circular Cylinder and Attached Plate, *Experiments in Fluids*, 61(2), 1–13.
- [29] Acar, E., Soy K., Sarıtaş M., Çetiner O. (2022). Değişik Tekil Sağanak Karşılaşmalarında Kanat Üzerinde Oluşan Yükler, 9. *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 14 – 16 Eylül 2022, UHUK-2022-116, İzmir Ekonomi Üniversitesi, İzmir.
- [30] Tilki, B., Sarıtaş, M., Çetiner, O. (2022). Girdap Türü Tekil Sağanakların Karakterizasyonu, 9. *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 14 – 16 Eylül 2022, UHUK-2022-142, İzmir Ekonomi Üniversitesi, İzmir.
- [31] Akbiyık, H., Akansu, Y. E., Yavuz, H. (2017). Active control of flow around a circular cylinder by using intermittent DBD plasma actuators, *Flow Measurement and Instrumentation*, 53, 215-220.
- [32] Güler, A. A., Seyhan M., Akansu Y. E. (2018). Effect of Signal Modulation of Dbd Plasma Actuator on Flow Control around NACA 0015, *Isı Bilimi Ve Tekniği Dergisi/Journal of Thermal Science and Technology*, 38(1), 95–105.
- [33] Şanlısoy, A., Akansu Y. E. (2020). Investigating the Effects of Plasma Actuator on the Flow Control around NACA2415 Airfoil, *Isı Bilimi Ve Tekniği Dergisi/Journal of Thermal Science and Technology*, 40(1), 131–39.
- [34] Çobanoğlu, T., Taşcıoğlu, R., Şahin, S., Sevinç, N., Yazanel, M., Dobur, B., Bildik, A., Arslan, M., Jurnal, G., Durna, A. S., Kolbakır, C. (2022). Aktif ve Pasif Akış Kontrol Sistemlerinin Dumanlı Akış Görüntüleme Tekniğiyle Deneysel Olarak İncelenmesi, UHUK-2022-093, 9. *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 14-16 Eylül 2022, İzmir Ekonomi Üniversitesi, İzmir.
- [35] Jurnal, G., Kolbakır, C., Durna, A. S., Karadag, B. (2021). Experimental Analysis of the Effect of Plasma Actuator on Flow Control on NACA 4412 Airfoil, 11th *Ankara International Aerospace Conference, AIAC-2021-148*, 8-10 September 2021, METU, Ankara.
- [36] Karadag, B., Kolbakır, C., Durna, A. S. (2021). Plasma actuation effect on a NACA 4412 airfoil, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(10), 1610–1615.
- [37] Zhao, G., Huang, Y., Yang, Y., Li, G., Yang, H. (2021). Dynamic Stall Control over a Rotor Airfoil Based on AC DBD Plasma Actuation, *Advances in Aerodynamics*, 3(7), 1-13.
- [38] Castañeda, D., Whiting N., Webb N., Samimy M. (2022). An Experimental Investigation of Deep Dynamic Stall Control Using Plasma Actuators, *Experiments in Fluids*, 63(4), 1–17.
- [39] Patel, M. P., Sowle, Z. H., Corke, T. C., He, C. (2007). Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat, *Journal of Aircraft*, 44(2), 516–527.
- [40] Bowles, P. O., Corke, T. C. (2009). Stall detection on a leading-edge plasma actuated pitching airfoil utilizing onboard measurement, 47th *AIAA*

Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 5-8 January 2009, Orlando, Florida.

- [41] Pafford, B., Sirohi, J., Raja, L. L. (2013). Propagating-arc magnetohydrodynamic plasma actuator for directional high- authority flow control in atmospheric air, *Journal of Physics D: Applied Physics*, 46(48), 1-7.
- [42] Singh, B., Belmouss, M., Bane, S. P. M. (2015). Characterization of flow control actuators based on spark discharge plasmas using particle image velocimetry, *46th AIAA Plasmadynamics Lasers Conference*, AIAA 2015-3249, 22-26 June 2015, Dallas, TX.
- [43] Foster, J. E. (2017). Plasma-based water purification: Challenges and prospects for the future, *Physics of Plasmas*, 24(5), 1-16.
- [44] Yang, Y., Cho, Y. I., Fridman, A. (2012). Plasma Discharge in Liquid: Water Treatment and Applications, *Boca Raton: CRC Press*.
- [45] Post, M. L., Corke, T. C. (2006). Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil, *AIAA Journal*, 44(12), 3125-3135.
- [46] Sato T. vd. (2019). Formation of fine bubbles by plasma in water, *International Journal of Plasma Environmental Science and Technology*, 12(2), pp. 44–48.

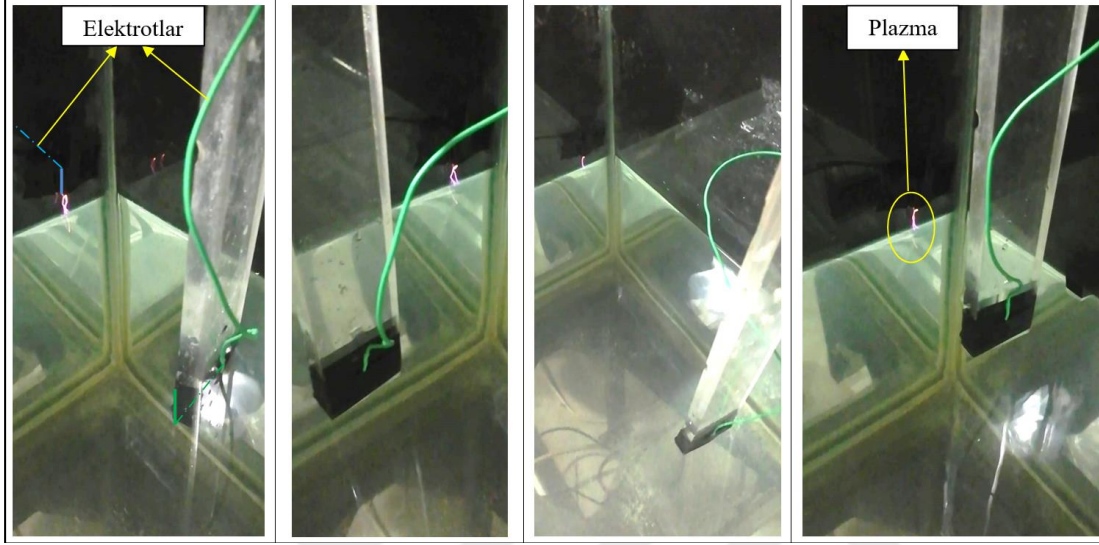
EKLER

EK A: Havadan suya plazma deşarjı sonuçları

EK B: DPIV sonuçları



EK A: Havadan suya plazma deşarjı sonuçları



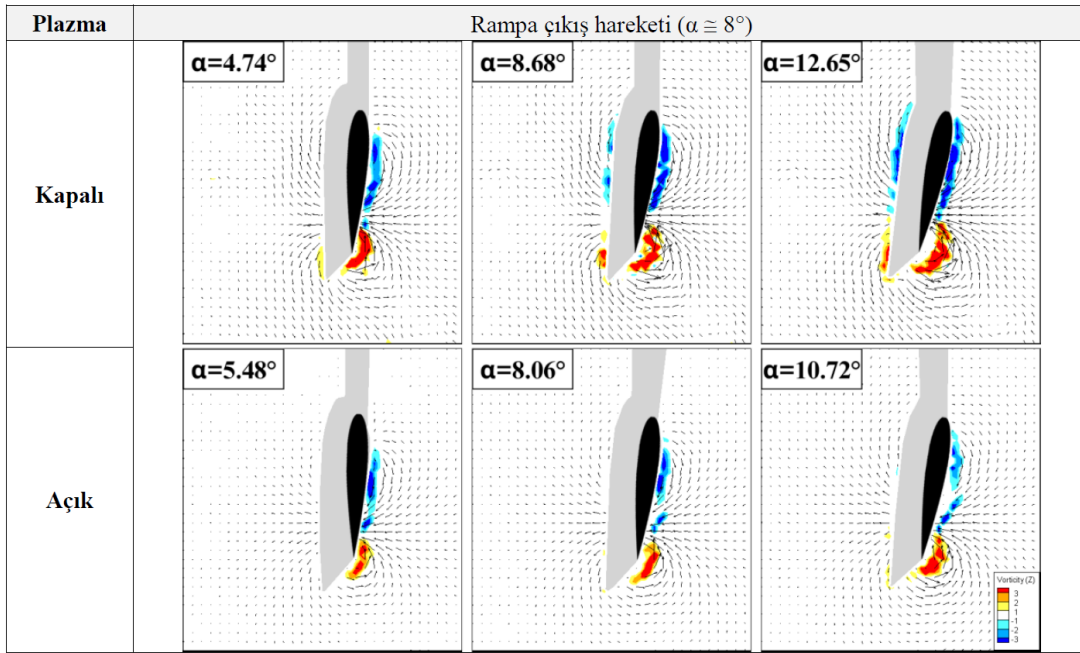
şekil A.1 : Tankın içerisinde farklı konumlarda gezdirilen elektrotlar ve havadan suya oluşan plazma deşarjı

EK B: DPIV sonuçları

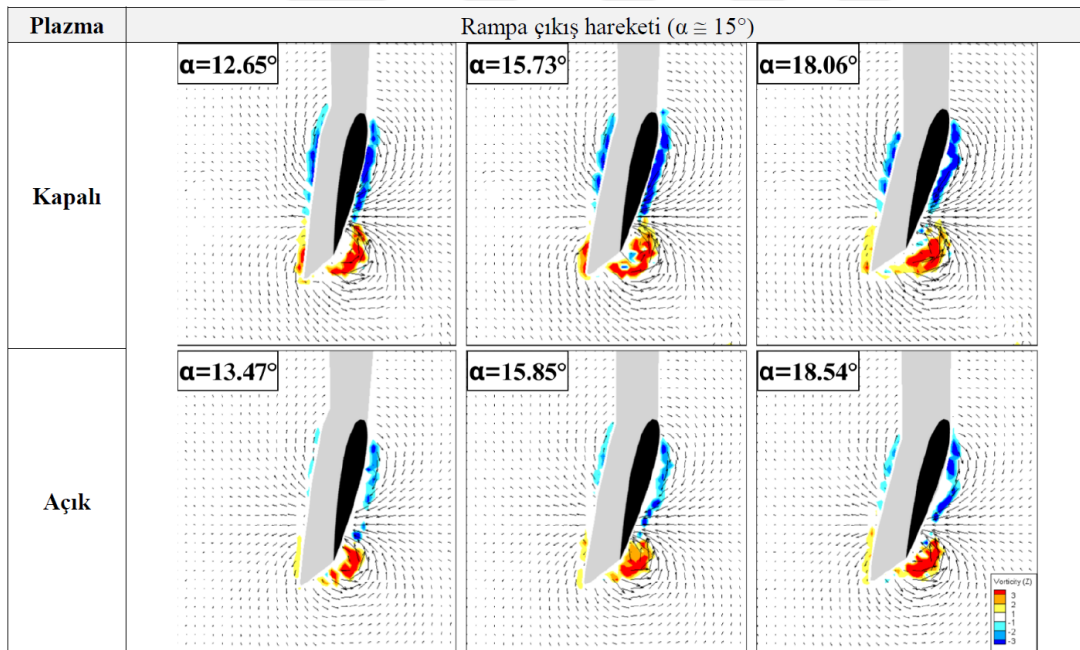
Şekil 3.3 ve 3.4’te verilen her ayrı görselin bir öncesi ve bir sonrasında alınan DPIV sonuçları Şekil B.1 – Şekil B.8’de verilmiştir. Rampa çıkış ve iniş hareketi esnasında Şekil B-1 – Şekil B-8’de verilen plazmanın kapalı ve açık olduğu durumlar için kullanılan her bir görselin hücum açıları Çizelge B.1’de verilmiştir.

Çizelge B.1 : Rampa çıkış ve rampa iniş hareketi esnasında plazmanın kapalı ve açık durumları için taranan hücum açıları.

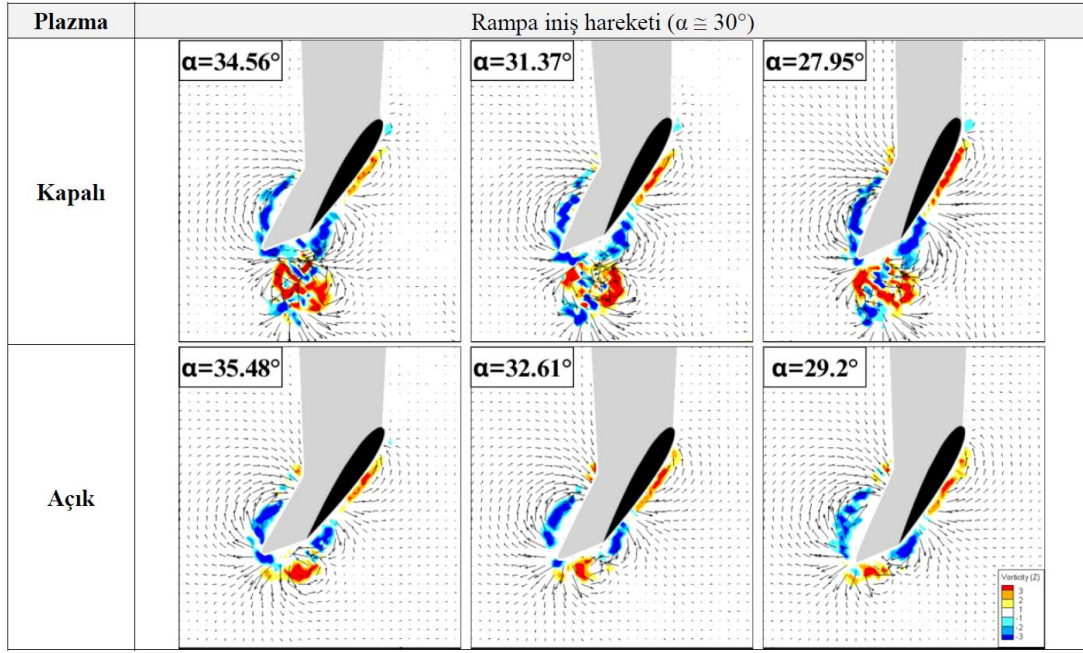
Plazma	Rampa Çıkış 0°–45°		Rampa İniş 45°–0°	
	Kapalı	Açık	Kapalı	Açık
Hücum açısı (°)	4.74	5.48	34.56	35.48
	8.68	8.06	31.37	32.61
	15.65	10.72	27.95	29.20
	12.65	13.47	27.95	26.66
	15.73	15.85	23.99	24.13
	18.06	18.54	20.25	21.85
	22.84	21.81	20.25	19.07
	25.91	25.15	16.24	16.49
	28.85	27.15	12.27	12.96
	28.89	27.15	12.27	10.18
	30.72	30.10	8.71	8.22
	32.07	33.24	5.64	6.00



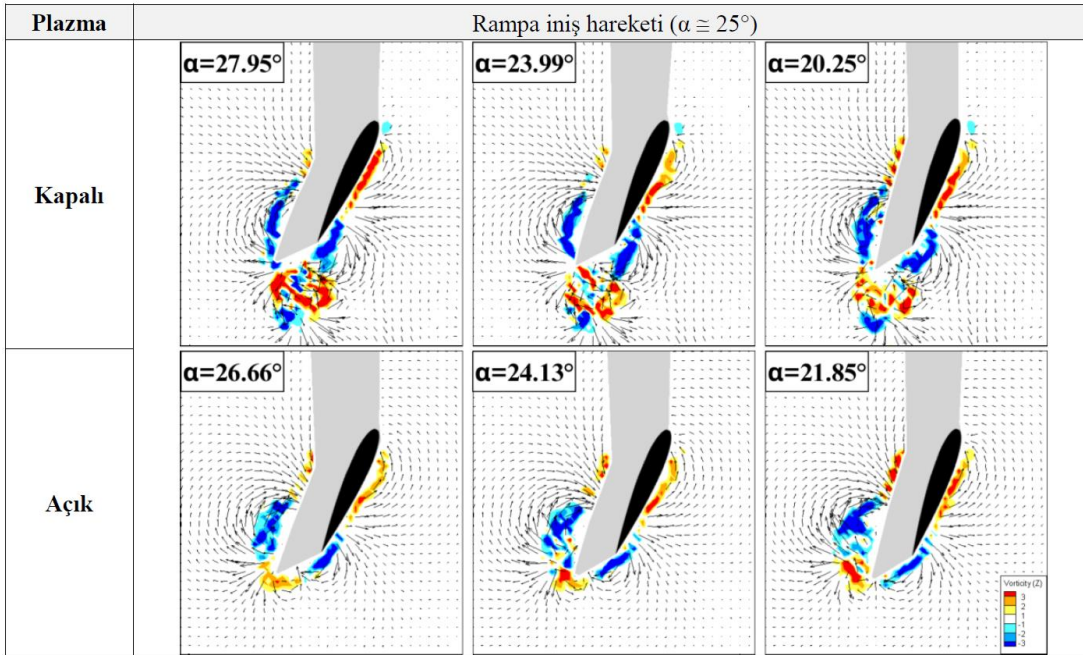
Şekil B.1 : $\alpha \cong 8^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa çıkış hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



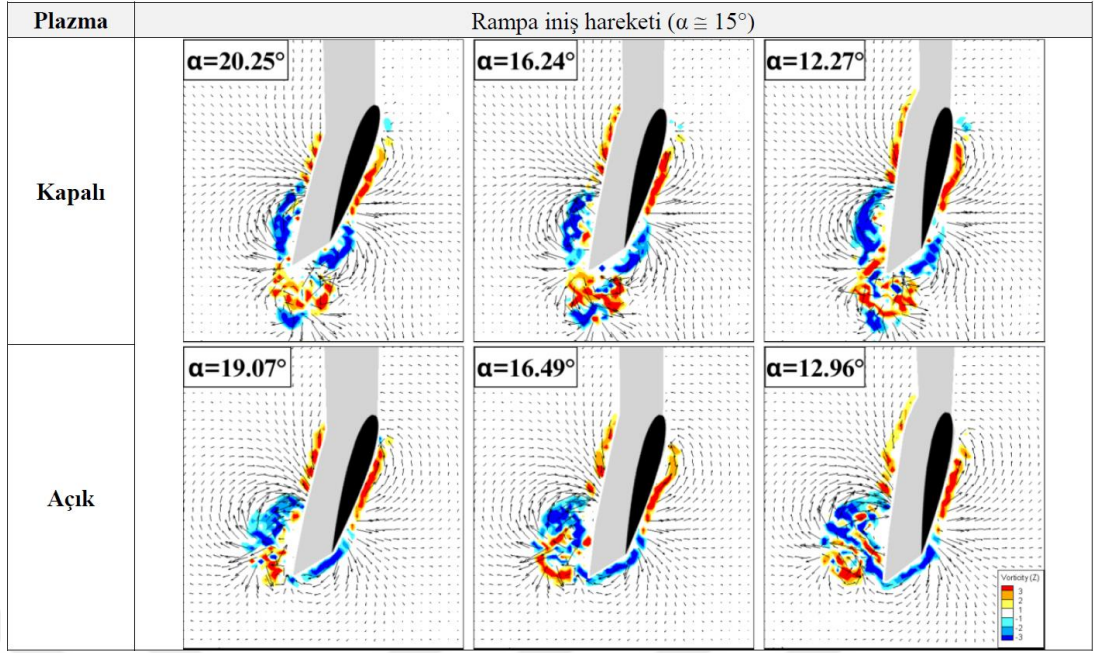
Şekil B.2 : $\alpha \cong 15^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa çıkış hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



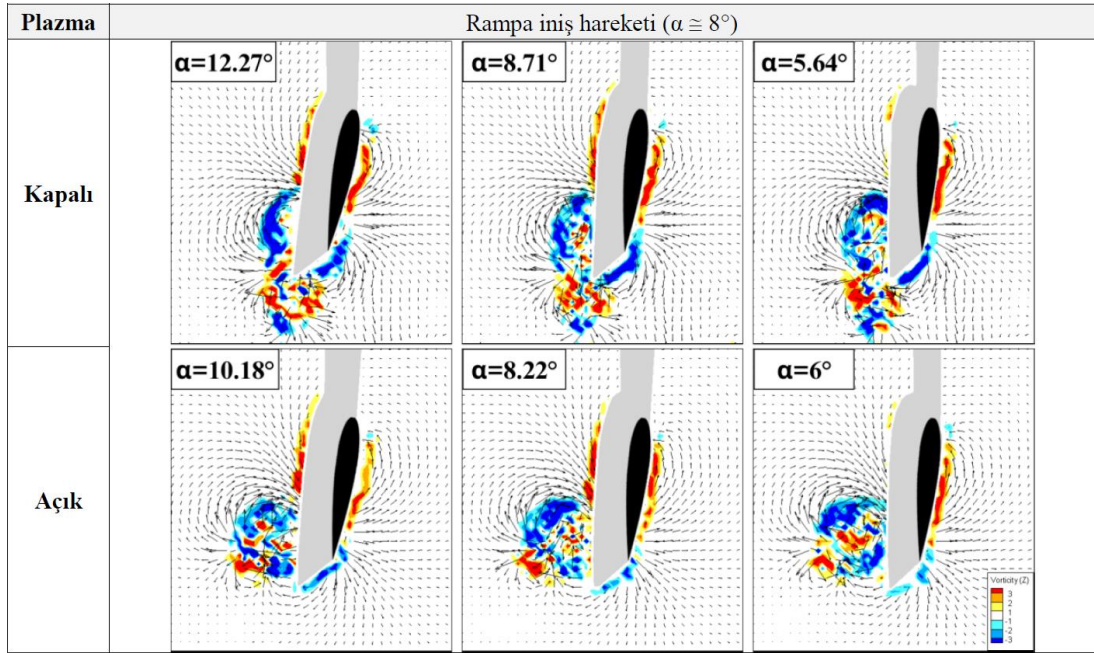
Şekil B.5 : $\alpha \cong 30^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa iniş hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



Şekil B.6 : $\alpha \cong 25^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa iniş hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



Şekil B.7 : $\alpha \cong 15^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa iniş hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



Şekil B.8 : $\alpha \cong 8^\circ$, öncesi ve sonrasında rampa iniş hareketi esnasında plazmanın açık ve kapalı durumlarının DPIV sonuçları



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Gökçen JURNAL

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2021, Samsun Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- Lisans derecesini bölüm ikincisi ve yüksek onur öğrencisi olarak tamamlamıştır.
- 2019 yılından bu yana Samsun Üniversitesi Aerodinamik Araştırmalar Laboratuvarında deneysel akışkanlar dinamiği alanındaki çalışmalarını yürütmektedir.

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Jurnal G.**, Sarıtaş M., Kolbakır C., Çetiner Yıldırım O. Yunuslama Hareketi Yapan Kanat Üzerindeki Akışın Plazma Aktüatörle Kontrolü. Uluslararası Katılımlı 24. Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi, Eylül, 2023, Başkent Üniversitesi, Ankara, Türkiye.

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Jurnal G.**, Çobanoğlu T., Kolbakır C., Durna, A.S. Kamburluk Ve Kalınlıkları Farklı Kanat Profilleri Etrafındaki Akışın Plazma Aktüatörle Kontrolü. Uluslararası Katılımlı 24. Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi, Eylül, 2023. Ankara, Türkiye.
- Çobanoğlu T., Taşcıoğlu R., Şahin S., Sevinç N., Yazanel M., Dobur B., Bildik A., Arslan M., **Jurnal G.**, Durna A. S., Kolbakır C. Aktif Ve Pasif Akış Kontrol Sistemlerinin Dumanlı Akış Görüntüleme Tekniğiyle Deneysel Olarak İncelenmesi. 9. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı. Eylül, 2022. İzmir, Türkiye.
- **Jurnal G.**, Kolbakır C., Durna A. S., Karadag B. Experimental Analysis of The Effect of Plasma Actuator on Flow Control on NACA 4412 Airfoil. 11th Ankara International Aerospace Conference. September, 2021. Ankara, Turkey.
- **Jurnal G.**, Kose C., Kolbakır C., Durna A. S., Karadag B. Improvement of Smoke Rakes and the Image Processing for the Flow Visualization Experiments. 11th Ankara International Aerospace Conference. September, 2021. Ankara, Turkey.