

Podsumowanie badań komercyjnych bezzałogowych statków powietrznych na pole elektromagnetyczne bliskich wyładowań atmosferycznych.

Streszczenie. W artykule przedstawiono wyniki badań związanych z analizą przepięć indukowanych w obwodach bezzałogowego statku powietrznego typu dron. Były one wynikiem oddziaływania na maszynę niezależnie - składową magnetyczną oraz elektryczną pola elektromagnetycznego. Bezzałogowy statek powietrzny umieszczono odpowiednio wewnątrz cewek Helmholtza dla uzyskania jednorodnego pola magnetycznego oraz wewnątrz kondensatora o wymiarach 2x2x1 m (szer. x wys. x odl.), gdzie występowało jednorodne pole elektryczne. Jednorodność obu składowych została zapewniona dzięki zastosowaniu układów o rząd wielkości większych niż obiekt badany w ich wnętrzu. Otrzymane wyniki pozwoliły określić niezależny wpływ każdej ze składowych pola elektromagnetycznego na pracę takiego urządzenia i określenie czy jest ono bezpieczne podczas pracy w trudnych warunkach atmosferycznych. Badania te są ważne, ze względu na coraz szersze zastosowanie dronów w przemyśle, świadczeniu różnych usług oraz podczas wojny.

Abstract. The article presents the collected results of research related to the analysis of surges induced in the circuits of an unmanned drone aircraft. They were the result of the interaction of the magnetic and electric field components on the machine independently. The device was placed, respectively, inside Helmholtz coils for a homogeneous magnetic field and inside a 2x2x1 m capacitor, where a homogeneous electric field was present. The homogeneity of both components was ensured by using systems an order of magnitude larger than the test object inside them. The results obtained made it possible to determine the independent effect of each component of the electromagnetic field on the operation of such a device and to determine whether it is safe to operate in harsh weather conditions. This research is important, given the increasing use of drones in industry and in war. **Summary of commercial UAV testing for electromagnetic field of near lightning.**

Słowa kluczowe: generator, Marx, dron, wyładowania atmosferyczne.

Keywords: generator, Marx, drone, lightning.

Wstęp

Znajdujące coraz większą gamę zastosowań drony coraz częściej muszą pracować w niesprzyjających warunkach atmosferycznych [1]. Zdarza się, że operator nie zdąży zakończyć pracy będącego w powietrzu urządzenia, przez co dron musi pokonać pewną odległość podczas zbliżającej się burzy. Istnieje wtedy ryzyko uszkodzenia elektroniki bezzałogowego statku powietrznego przez impuls elektromagnetyczny (LEMP – ang. Lightning ElectroMagnetic Pulse) [2]. Aby określić stopień zagrożenia LEMP-ami z wyładowania doziemnego konieczne jest przebadanie tych urządzeń w warunkach laboratoryjnych, gdzie można wielokrotnie odtworzyć dokładnie takie same warunki pomiarów. Podczas badań oparto się na normach stosowanych dla lotnictwa (DO - 160) oraz normę PN-EN 61000-4-5:2014-10 [3, 4]. Normy te określają kształty przebiegów jakimi należy badać obiekt. Wybrano z nich dwa przebiegi, które wykorzystano podczas badań. Ze standardu DO - 160 sekcja 22 wykorzystano przebieg „WF4” ,natomiast z normy PN-EN 61000-4-5:2014-10 przebieg napięciowy (VV) 1.2/50 μs. Badania oparto również o wytyczne zawarte w normie PN-EN 62305-1:2011 dotyczącej ochrony odgromowej [5] oraz NO-16-A002:2006 standaryzującej ochronę przed wyładowaniami atmosferycznymi wojskowych statków powietrznych [6].

Analizę wytrzymałości badanego drona wykonano osobno dla narażenia na składową elektryczną oraz składową magnetyczną pola elektromagnetycznego [7]. Pola uzyskano za pośrednictwem dwóch osobnych stanowisk. Kluczowym elementem pierwszego stanowiska był kondensator płaski zbudowany z aluminiowych arkuszy blachy rozciągniętych na drewnianym stelarzu. Okładziny kondensatora miały wymiar 2m na 2m. Odległość między nimi wynosiła 1m. Rozmiar okładzin determinowała wielkość badanego obiektu, którego średnica powinna być przynajmniej pięć razy mniejsza od średnicy okładek kondensatora, tak aby zminimalizować wpływ obiektu na jednorodność wytwarzanego pola elektrycznego [2, 8].

Drugim stanowiskiem była cewka Helmholtza o średnicy uzwojeń wynoszącej 2m. W tym przypadku również zastosowano zależność min. 1 do 5.

Cewka Helmholtza pozwoliła na uzyskanie jednorodnego pola magnetycznego wokół badanego obiektu [7].

Opis stanowisk

A. Uzyskiwanie pola elektrycznego

Jednorodne pole elektryczne uzyskano wewnątrz kondensatora płaskiego, którego okładziny miały kształt kwadratu o wymiarach 2m na 2m. Kształt kondensatora pozwolił na obliczenie jego pojemności stosując podstawowy wzór [2]:

$$(1) \quad C = \frac{\epsilon_0 \epsilon_r S}{d} [F]$$

gdzie: ϵ_0 , ϵ_r – przenikalność elektryczna próżni i ośrodka [F/m], S – pole powierzchni okładek [m²], d – odległość między okładkami [m]

Jego pojemność wynosiła ok 35 pF.

W tym przypadku kształt pola elektrycznego odpowiada kształtowi zadanego napięcia, a jego wartość można obliczyć ze wzoru:

$$(2) \quad E = \frac{U}{d} [V/m]$$

gdzie: E – Pole elektryczne, U – Zadane napięcie [V], d – odległość między okładkami [m]

B. Uzyskiwanie pola magnetycznego

Jednorodne pole magnetyczne uzyskano stosując cewkę Helmholtza. Jej średnica była dobrana w taki sposób, aby można było pominąć zaburzenia jednorodności pola magnetycznego, przez umieszczony wewnątrz badany obiekt [7].

Zakładając, że badany obiekt (w tym przypadku dron) znajdował się w centralnym punkcie cewki Helmholtza oraz że jego średnica była przynajmniej 5 razy mniejsza od średnicy cewek, natężenie pola magnetycznego wokół obiektu można było obliczyć stosując uproszczony wzór [7, 9]:

$$(3) \quad H(t) = \frac{NI(t)}{r\sqrt{\left(\frac{5}{4}\right)^3}} [A/m]$$

gdzie: N – liczba uzwojeń cewek, I(t) – prąd płynący w cewkach [A], r – promień cewek [m]

Wybrane kształty przebiegów impulsowych

Kształt prądu piorunowego a więc i pola elektromagnetycznego (LEMP) z rzeczywistych wyładowań doziemnych jest skomplikowany. Również rzeczywiste wartości prądu są trudne do uzyskania w warunkach laboratoryjnych. Są to powody dla których stworzono normy opisujące kształty zastępcze, pozwalające na symulowanie wpływu zjawisk wynikających z przepływu prądu piorunowego w kanale wyładowania na różnego rodzaju obiekty [10].

Norma MIL – STD – 461 określa podstawowe, charakterystyczne parametry fali prądowej dla poszczególnych komponentów wyładowania dla badań pośrednich, co przedstawiono w tabeli 1 [11]. Jest to bardzo szczegółowy opis dla wymagających badań odporności na wyładowania atmosferyczne, dlatego w dalszej części pracy opisano przebiegi w normach związanych z lotnictwem cywilnym. Norma wojskowa jest jednak istotna w przypadku badania dronów do zastosowań militarnych, a te w szczególności są narażone na pracę w niesprzyjających warunkach atmosferycznych.

Tabela 1. Parametry fali prądowej wyładowania doziemnego [11]

Current component	Peak current (kA)	Action Integral (A ² s)	Decay to 50% (μs)	Time to 10% (μs)	Time to 90% (μs)	Time to Peak (μs)	Rate of rise (A/s)	Peak rate of rise t = 0+ (A/s)
A	200	2.0x10 ⁹	69	0.15	3.0	6.4	1.0x10 ¹¹ ≈ 0.5 μs	1.4x10 ¹¹
B	Produces average current of 2 kA over a 5 millisecond period							
C	Defined as rectangular waveform for analysis purposes of 400 A for 500 milliseconds							
D	100	0.25x10 ⁹	34.5	0.08	1.5	3.18	1.0x10 ¹¹ ≈ 0.25 μs	1.4x10 ¹¹
D/2	50	6.25x10 ⁸	34.5	0.08	1.5	3.18	0.5x10 ¹¹ ≈ 0.25 μs	0.7x10 ¹¹
H	10	N/A	4.0	0.0053	0.11	0.24	N/A	2.0x10 ¹¹

Do badań odporności na składową elektryczną, elektroniki komercyjnego, bezzałogowego statku powietrznego wykorzystano dwa przebiegi:

- Z normy DO – 160 sekcji 22 Przebieg napięciowy WF4 o czasach charakterystycznych - 6.4/69μs [3, 12].
- Z normy PN-EN 61000-4-5:2014-10 wybrano impuls napięciowy 1.2/50 μs [4].

Do badań odpornościowych na składową magnetyczną wykorzystano przebieg prądowy (z normy DO – 160) WF1 – jest to przebieg prądowy o kształcie oraz czasach

charakterystycznych identycznych jak WF4, z tą różnicą, że impuls WF4 jest wymuszeniem napięciowym stosowanym podczas badań układów rozwartych, bądź o bardzo dużej impedancji, natomiast WF1 jest wymuszeniem prądowym, stosowanym do obwodów o bardzo małej impedancji (również dla zwarć).

Wykorzystany sprzęt

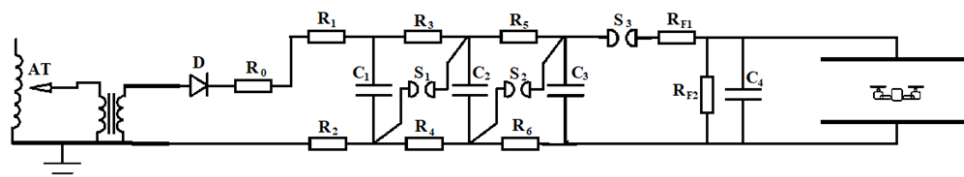
Jako źródło impulsu wymuszającego wykorzystano dwa generatory:

- Dla uzyskania przebiegu WF1 oraz WF4 użyto generatora MIG0618SS, dedykowanego do badań awioniki zgodnie z normą DO – 160G. Pozwala on na badania oddziaływań pośrednich wyładowań atmosferycznych, stosując dwie metody narażenia impulsem tzw. „pin injection”, a więc bezpośrednio wstrzykiwanie impulsu oraz „cable bundle” – wykorzystując dodatkowo transformator sprzęgający. Generator ten pozwala między innymi na uzyskanie pojedynczych powtarzalnych impulsów 6.4/69 μs o amplitudzie do 3400 V.
- Generator impulsów VW (Voltage Waweform) 1.2/50 μs oraz „randomowego” składał się z generatora Marxa oraz wykonanego układu formującego, którego parametry zostały dobrane tak, aby impuls wyjściowy przy rozwartych zaciskach wyjściowych, kształtem oraz czasami charakterystycznymi odpowiadał wybranym przebiegom [8, 13].

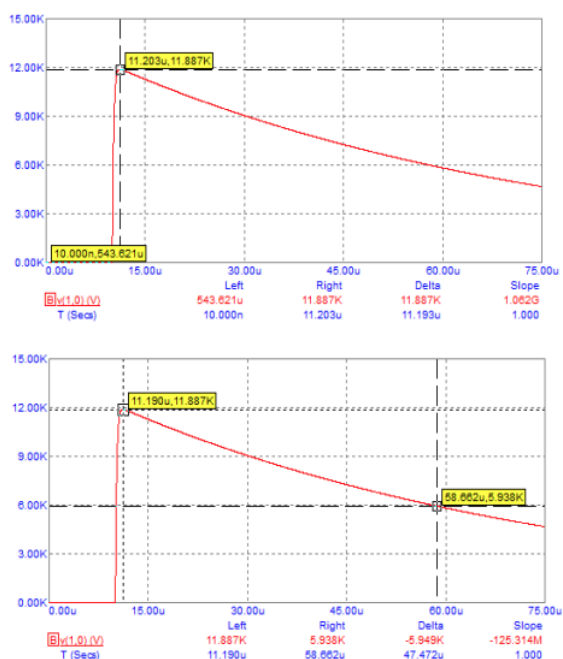
Formowanie impulsu dla przebiegów VW 1.2/50 μs

Generator impulsów VW 1.2/50 składał się z sześciu elementów (Rys.1.). Do regulacji napięcia zastosowano autotransformator po stronie niskiego napięcia. Następnie napięcie było podwyższane za pomocą transformatora nn/Wn i wyprostowane. Kolejnym elementem był trzystopniowy generator Marxa z kondensatorami o łącznej pojemności 0.133 μF podczas rozładowania (połączenie szeregowo). Kluczowym elementem decydującym o czasach charakterystycznych impulsu wyjściowego był zaprojektowany i wykonany układ formujący. Składał się on z odpowiednio dobranych i połączonych ze sobą rezystorów oraz pojemności, formujących impuls. Uproszczony schemat układu przedstawia rysunek 1. Po oszacowaniu parametrów układu formującego, zasymulowano jego działanie w programie Micro – Cap 12. Wynik symulacji przedstawia rysunek 2.

Wyniki symulacji były zadowalające, postanowiono więc zbudować fizyczny układ a następnie go przetestowano. Parametry wyjściowe impulsu z fizycznego układu odbiegały nieznacznie od wyników otrzymanych podczas symulacji co wynika z pewnych uproszczeń w przyjętym modelu jednak mieściły się w zakresie przewidzianym w normie PN-EN 61000-4-5:2014-10. Wykorzystanie narzędzi symulacyjnych uprościło budowę fizycznego układu formującego, który był niezbędny do zapewnienia impulsu 1.2/50 μs.



Rys. 1. Układ do generowania impulsów VW wraz ze stanowiskiem badawczym. AT -autotransformator, D – prostownik jednopółkowy, Ri – rezystory międzystopniowe (100kΩ), RFi – rezystancje układu formującego (RF1 = 96Ω, RF2 = 512Ω, C1, C2, C3 – pojemności stopniowe (0,4μF każda), C4 – pojemność formująca (2,5nF), Si – iskrienniki [8]



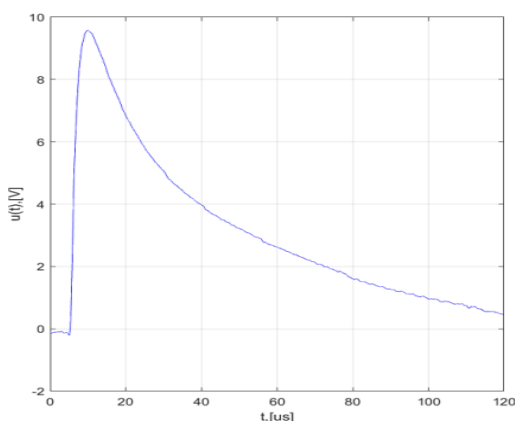
Rys.2. Przebieg fali napięciowej na wyjściu układu formującego impuls.

Wyniki badań

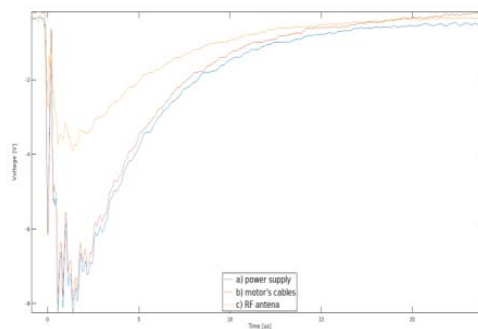
A. Przykładowe wyniki pomiarów wybranych elementów elektronicznych badanego obiektu na składową magnetyczną

Sygnaly napięciowe zostały zmierzone za pośrednictwem sondy wysokonapięciowej TA044 High-Voltage Probe podłączonej do oscyloskopu Rigol 1054Z kablami koncentrycznymi o tłumieniu 0.1 dB/m dla pasma 50 MHz. Podczas pomiarów obiekt nie był zasilany z dedykowanej baterii. Piny układu zasilającego były otwarte. Impulsem wymuszającym był impuls prądowy WF1 o czasach charakterystycznych 6.4/69µs.

Zmierzone w wybranych punktach pomiarowych napięcia wyindukowane w poszczególnych podzespołach, znacznie przekraczają poziom napięcia zasilania (rys. 3). W tym przypadku nie jest to jednak napięcie prowadzące do zniszczenia układów elektronicznych (rys. 4). Mogą natomiast pojawić się problemy z ich właściwym funkcjonowaniem. Przepięcia w obwodach urządzenia były liniowo zależne od liniowo narastającej wartości pola magnetycznego podczas zwiększania napięcia na generatorze. Dzięki uzyskanym wynikom możliwe stało się oszacowanie bezpiecznej odległości dla danej maszyny.



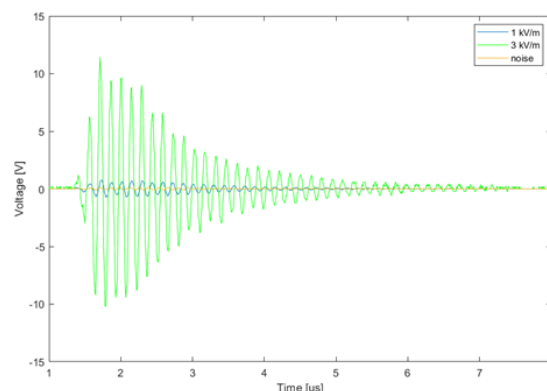
Rys.3. Napięcie wyindukowane zmierzone na zaciskach elementu sterującego jednym z silników



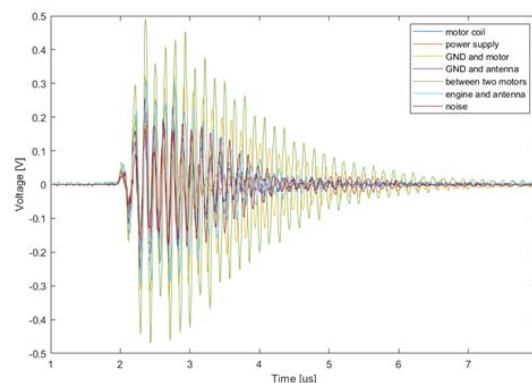
Rys.4. Zmierzone poziomy napięcie wyindukowanych pomiędzy różnych elementów drona dla impulsu udarowego 5kV WF4.

B. Przykładowe wyniki pomiarów wybranych elementów elektronicznych badanego obiektu na składową elektryczną

Dla składowej elektrycznej również zaobserwowano liniową zależność napięcia udaru i wartości przepięć w obwodach maszyny (rysunek 5). Były one szczególnie widoczne w czasie trwania zbrocza narastającego udaru, gdzie impuls ma dużą częstotliwość. Największy wpływ na prawidłowe funkcjonowanie maszyny miały przepięcia w antenie odpowiedzialnej za komunikację oraz układach cyfrowych. Przykładowe wartości zaburzeń przedstawiono na rysunku 6.



Rys.5. Zmierzone poziomy napięcie wyindukowanych w antenie przy różnym natężeniu pola elektrycznego, impuls napięciowy 6,4/69 µs, polaryzacja ujemna



Rys.6. Zmierzone poziomy napięcie wyindukowanych w wybranych układach elektroniki badanego drona przy natężeniu pola elektrycznego 1kV/m, impuls napięciowy 6,4/69 µs, polaryzacja ujemna

Wnioski i podsumowanie

Zasadniczym celem publikowanych badań było podsumowanie wpływu zarówno składowej elektrycznej jak i magnetycznej towarzyszącej bliskiemu wyładowaniu

atmosferycznemu na pracę bezzałogowych statków powietrznych. Badanie odporności takich maszyn ma kluczowe znaczenie dla ich coraz szerszego zastosowania, co wiąże się z pracą w różnych, czasami także niesprzyjających warunkach. Dzięki zastosowaniu generatorów przeznaczonych do badania odporności awioniki samolotów na wyładowania atmosferyczne zgodnie z normą RTCA DO-160 można pokazać realne przebiegi jakie występują w obwodach elektroniki drona, tak jakby był traktowany jak samolot. Wyniki badań narażeniowych komercyjnego, bezzałogowego statku powietrznego potwierdzają stosunkowo dużą wytrzymałości podzespołów elektronicznych na zaburzenia ze strony składowej elektrycznej (przebiegi poniżej napięć zasilania, o bardzo krótkim czasie trwania). Wynik ten nie jest zaskoczeniem z uwagi na niewielkie rozmiary obiektu co przekłada się na niskie poziomy indukowanego napięcia. Można więc powiedzieć, że składowa ta jest stosunkowo bezpieczna i nie ma znaczącego wpływu na pracę urządzenia. Dużo bardziej niebezpieczna dla przebadanych elementów jest składowa magnetyczna wyładowania bliskiego, powodująca indukowanie się znacznie wyższych napięć w stosunku do narażenia składową elektryczną (powyżej napięcia zasilania o długim czasie trwania, co może skutkować uszkodzeniem półprzewodnikowych struktur sterujących). Kluczowa jest tutaj odległość oraz prąd w kanale piorunowym.

Z uwagi na obecność elementów półprzewodnikowych oraz układów scalonych, również polaryzacja wyładowania ma ogromny wpływ na rozchodzenie się zaburzenia po poszczególnych elementach elektroniki drona, która jest najbardziej na nie wrażliwa. Większą odpornością charakteryzują się silniki oraz bateria.

Na podstawie przeprowadzonych badań można wnioskować, iż wyładowania atmosferyczne w odległości większej niż 1 km od lecącego, komercyjnego drona niosą ze sobą znikome ryzyko jego uszkodzenia (uwzględniając średnie wartości prądów piorunowych). Należy jednak pamiętać, że przedstawiono oddzielnie obie składowe pola elektromagnetyczne, pokazując niezależnie ich oddzielny wpływ. W przypadku narażenia drona na LEMP, skutki oddziaływania są większe, ponieważ oddziaływania będą się wzajemnie wzmacniać. Udowodniono, że poruszanie się takich maszyn w bezpośredniej bliskości frontu burzowego stanowi dla nich znaczne ryzyko uszkodzenia, dlatego nie powinno się wykonywać żadnych lotów w takich warunkach.

Sfinansowano ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego przeznaczonych na utrzymanie potencjału badawczego dyscypliny automatyka, elektronika i elektrotechnika.

Autorzy: mgr inż. Paweł Szczupak, Politechnika Rzeszowska, Katedra Elektrotechniki i Podstaw Informatyki, ul. Wincentego Pola 2, 35-959 Rzeszów, E-mail: pszczupak@prz.edu.pl; dr inż. Tomasz Kossowski, Politechnika Rzeszowska, Katedra Elektrotechniki i Podstaw Informatyki, ul. Wincentego Pola 2, 35-959 Rzeszów, E-mail: tkossowski@prz.edu.pl;

LITERATURA

- [1] Divya J., Exploring the latest drone technology for commercial, industrial and military drone uses (2017) <https://www.businessinsider.com/drone-technology-uses-2017-7?IR=T>
- [2] Masłowski, G. Analysis and Modeling of Lightning Discharges for Overvoltage Protection; Publisher AGH: Kraków, Poland, 2010
- [3] RTCA DO-160. Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment; Radio Technical Commission for Aeronautics: Washington, DC, USA, 2010.
- [4] PN-EN 61000-4-5:2014-10. Electromagnetic Compatibility (EMC)—Part 4–5: Methods of Research and Measurement—Shock Resistance Test;
- [5] PN-EN 62305-1:2011. Lightning Protection—Part 1; BSI Standards Publication: London, UK, 2011
- [6] NO-16-A002:2006: Wojskowe statki powietrzne. Ochrona przed skutkami wyładowania atmosferycznego, Warszawa, 2006.
- [7] Kossowski, T., Szczupak, P., Analysis of the influence of strong magnetic field on unmanned aircrafts, using Helmholtz coil. Przegląd Elektrotechniczny 2020, R 96, nr 6
- [8] Szczupak, P. Strefa zagrożenia wokół kanału piorunowego dla bezpiecznego sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym typu dron, Wybrane zagadnienia badań wyładowań atmosferycznych i ochrony odgromowej, 2021, Book chapter,
- [9] Yazhou C., Wang H., Rakov V.A., Analysis of lightning electromagnetic fields at near and far ranges, XV International Conference on Atmospheric Electricity, Norman, 2014
- [10] Bronaugh El., Helmholtz coils for immunity testing, Seventh International Conference on Electromagnetic Compatibility, York, UK, 1990
- [11] MIL-STD-461 F. Department of Defense Interface Standard Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment; Department of Defense: Washington, DC, USA, 2007.
- [12] Kossowski, T., Szczupak, P., Identification of Lightning Overvoltage in Unmanned Aerial Vehicles. Energies, 2022
- [13] Szczupak, P.; Kossowski, T., Response of Drone Electronic Systems to a Standardized Lightning Pulse. Energies 2021