

Na prawach rękopisu

POLITECHNIKA WROCŁAWSKA
WYDZIAŁ MECHANICZNO – ENERGETYCZNY
INSTYTUT INŻYNIERII LOTNICZEJ, PROCESOWEJ
I MASZYN ENERGETYCZNYCH

dokument serii **PREPRINT** nr:

WPŁYW KINEMATYKI RUCHU SKRZYDEŁ
NA OBCIĄŻENIA AERODYNAMICZNE
ENTOMOPTERA

PAWEŁ CZEKAŁOWSKI

Słowa kluczowe:

Aerodynamika doświadczalna

Aerodynamika małych liczb

Reynoldsa

Budowa Entomopterów

Dynamika lotu

Rozprawa doktorska

Promotor: Prof. dr hab. inż. Krzysztof SIBILSKI

WROCŁAW 2014

Praca realizowana w ramach projektu:

„System monitorowania i detekcji aktywności istot żywych w pomieszczeniach zakrytych i budynkach oraz ochrony i monitorowania obiektów z latającym nanorobotem w układzie entomoptera”

*Dziękuję mojemu Promotorowi,
Panu Prof. dr hab. inż. Krzysztofowi Sibilskiemu
za poświęcony czas oraz bezcenne wskazówki
merytoryczne.
Szczególne podziękowania składam mojej narzeczonej
Marcie za olbrzymie wsparcie i wyrozumiałość.*

Spis treści

1	Entomopter, czyli statek powietrzny klasy mikro	- 5 -
2	Aerodynamika trzepoczących skrzydeł.....	- 8 -
2.1	Zjawiska aerodynamiczne	- 8 -
2.2	Liczby podobieństwa i efekt skali	- 11 -
2.3	Uprozczone sposoby modelowania.....	- 13 -
2.3.1	Metoda strumieniowa.....	- 13 -
2.3.2	Metody quasi-stacjonarne.....	- 14 -
2.3.3	Metoda pierścieni wirowych	- 16 -
2.4	Modelowanie numeryczne (CFD)	- 17 -
2.5	Metody eksperymentalne.....	- 18 -
2.5.1	Kinematyka ruchu	- 18 -
2.5.2	Badania doświadczalne	- 19 -
3	Przegląd istniejących konstrukcji.....	- 21 -
4	Teza i zakres pracy	- 31 -
4.1	Koncepcja entomoptera	- 31 -
4.2	Teza i cele pracy	- 31 -
4.3	Zakres pracy	- 32 -
5	Warsztat badawczy.....	- 34 -
5.1	Tunel wodny i układ pomiarowy.....	- 34 -
5.2	Robot trzepoczący	- 36 -
5.2.1	Konstrukcja mechaniczna.....	- 36 -
5.2.2	Układ sterujący.....	- 38 -
5.3	Analiza danych eksperymentalnych	- 39 -
6	Badania w tunelu wodnym - wyniki pomiarów	- 48 -
6.1	Badania wstępne – testy w ruchu śmigłowym.....	- 48 -
6.2	Wpływ podstawowych parametrów na obciążenia aerodynamiczne	- 52 -
6.2.1	Cel oraz sposób przeprowadzenia eksperymentu.....	- 52 -
6.2.2	Wizualizacja opływu skrzydła	- 54 -
6.2.3	Wyniki pomiarów.....	- 56 -
6.2.4	Wnioski	- 59 -
6.3	Wpływ liczby Reynoldsa.....	- 59 -
6.3.1	Idea eksperymentu.....	- 59 -
6.3.2	Kryterium oceny.....	- 60 -
6.3.3	Kinematyka ruchu sinusoidalna	- 62 -
6.3.4	Kinematyka ruchu dla układu korbowego	- 66 -

6.3.5	Wnioski	- 70 -
6.4	Wpływ sposobu zmiany kąta nastawienia skrzydła na obciążenia aerodynamiczne ... - 70 -	
6.4.1	Cel eksperymentu	- 70 -
6.4.2	Sposób przeprowadzenia eksperymentu	- 71 -
6.4.3	Wyniki wizualizacji.....	- 72 -
6.4.4	Wyniki pomiarów dla konfiguracji entomoptera z układem napędowym opartym na układzie korbowym	- 73 -
6.4.5	Wyniki pomiarów dla sinusoidalnego ruchu głównego	- 84 -
6.4.6	Wnioski	- 90 -
6.5	Pomiar sił hydrodynamicznych generowanych przez trzepoczące skrzydła w ruchu postępowym	- 90 -
6.5.1	Cel oraz sposób przeprowadzenia eksperymentu.....	- 90 -
6.5.2	Wyniki pomiarów	- 91 -
6.5.3	Wnioski	- 96 -
6.6	Testy dynamiczne	- 97 -
6.6.1	Cel i sposób przeprowadzenia eksperymentu	- 97 -
6.6.2	Wyniki pomiarów	- 99 -
6.6.3	Wnioski	- 103 -
6.7	Koncepcja układu sterowania oraz modelu aerodynamiki	- 104 -
6.7.1	Koncepcja układu sterowania.....	- 104 -
6.7.2	Empiryczny model aerodynamiki i identyfikacja pochodnych aerodynamicznych.....	- 105 -
6.7.3	Wyniki identyfikacji.....	- 106 -
6.8	Analiza dynamiki lotu entomoptera	- 111 -
6.8.1	Cel analizy.....	- 111 -
6.8.2	Ogólne równania ruchu entomoptera	- 111 -
6.8.3	Model dynamiki ruchu	- 112 -
6.8.4	Analiza lotu entomoptera	- 114 -
6.8.5	Wpływ kinematyki ruchu na osiągi entomoptera podczas zawisu dynamicznego - 118 -	
6.8.6	Wnioski	- 121 -
7	Analiza numeryczna ruchu trzepoczącego	- 122 -
7.1	Cel eksperymentu	- 122 -
7.2	Model pierścieni wirowych	- 122 -
7.3	Model objętości skończonych 2D.....	- 124 -
7.3.1	Model obliczeniowy	- 124 -
7.3.2	Wyniki obliczeń	- 125 -

7.3.3	Wnioski	- 128 -
7.4	Model 3D.....	- 128 -
7.4.1	Model geometryczny i siatka obliczeniowa	- 128 -
7.4.2	Ustawienia solvera	- 131 -
7.4.3	Analiza wyników.....	- 132 -
7.4.4	Dyskusja wyników	- 138 -
8	Podsumowanie	- 140 -
8.1	wnioski końcowe	- 140 -
8.2	Kierunki dalszych prac	- 142 -
	Spis ważniejszych symboli matematycznych	- 143 -
	Spis publikacji zrealizowanych w ramach rozprawy doktorskiej	- 145 -
	Bibliografia.....	- 146 -
	Załącznik 1. Kinematyka ruchu skrzydeł w doświadczeniu: „Wpływ zmiany kąta nastawienia na obciążenia aerodynamiczne”	- 146 -
	Załącznik 2 - Projekt entomoptera	- 156 -
	Załącznik 3 - Mechanizm trzepoczący do badań w tunelu wodnym	- 173 -
	Załącznik 4 - Porównanie poboru mocy entomoptera i wiroplata	- 184 -

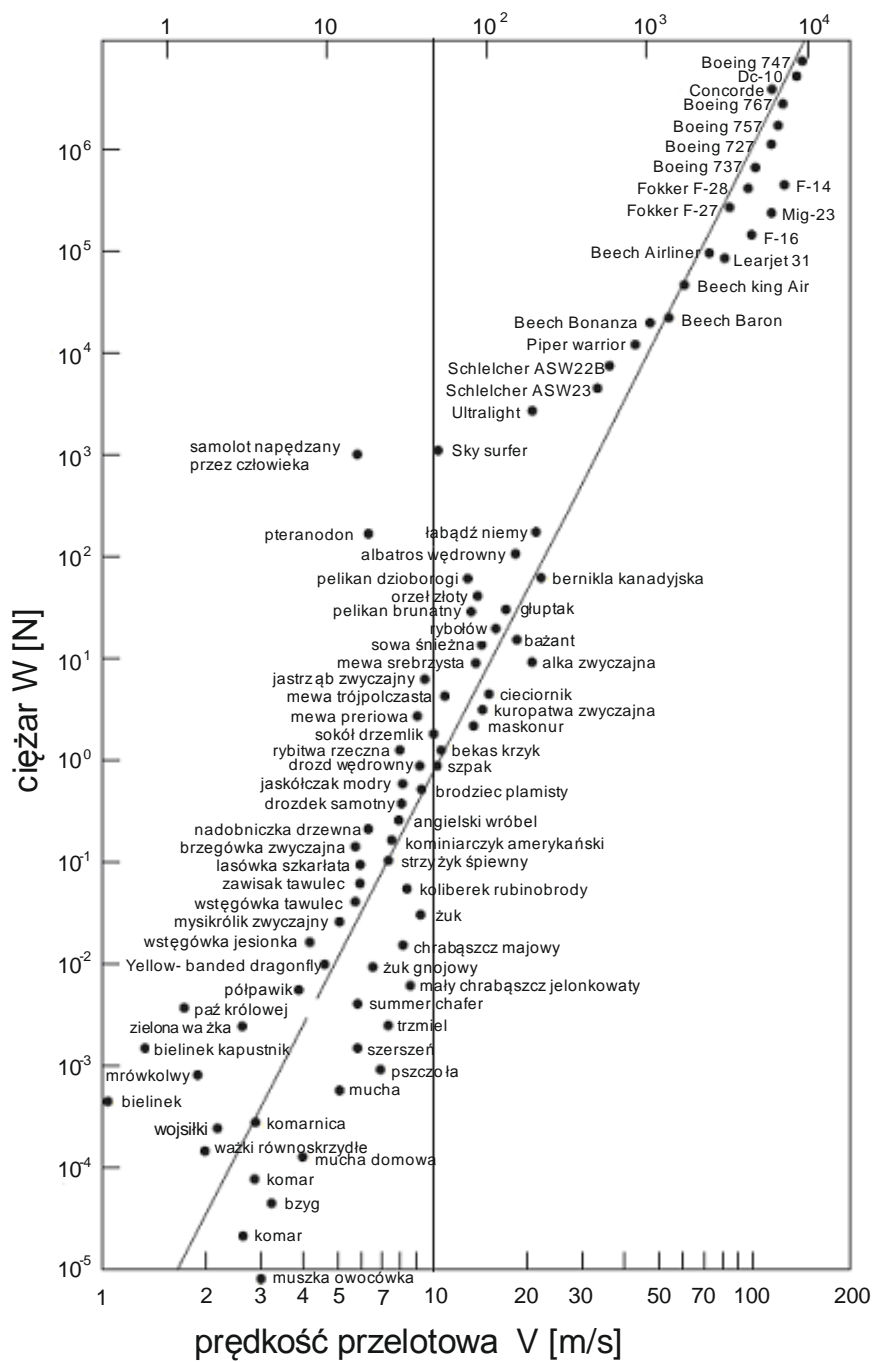
1 Entomopter, czyli statek powietrzny klasy mikro

Obiekty latające klasy mikro to nowa kategoria statków powietrznych, które w ostatnich latach bardzo dynamicznie się rozwijają. Są to konstrukcje już na tyle dojrzałe, że z powodzeniem można je wykorzystywać do celów komercyjnych. Dynamiczny rozwój systemów nano- i mikro-elektromechanicznych pozwolił na budowę znacząco małych obiektów latających. Jednym z przedstawicieli nowego rodzaju statków powietrznych jest entomopter. Według definicji jest to statek powietrzny, który generuje siłę aerodynamiczną w taki sposób jak owady. Porusza skrzydłami poprzez cykliczny ich obrót wokół dwóch lub trzech osi o kąt mniejszy niż 180°. Pochodzenie etymologiczne nazwy tej grupy statków powietrznych wywodzi się z połączenia dwóch greckich słów: *ἔντομος*, *entomos* (owad) oraz *πτερον* – *pteron* (skrzydło).

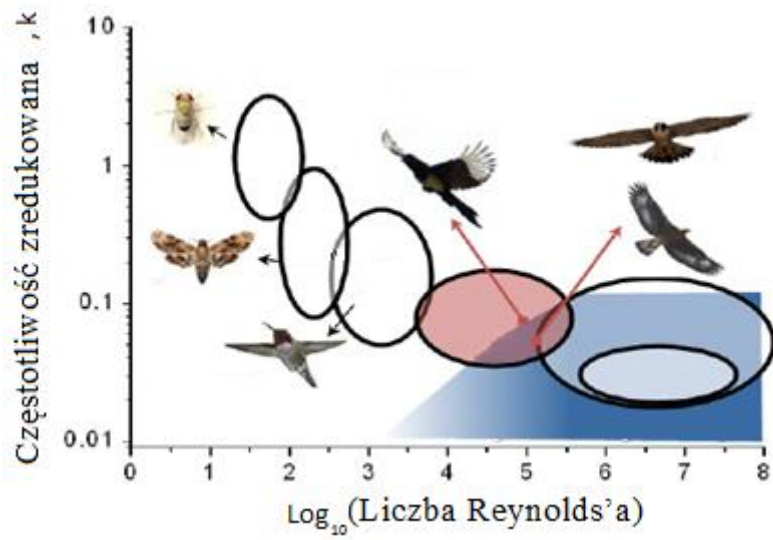
W celu zorientowania się w reżimach, w których operują entomoptery konieczne jest przestudiowanie danych porównawczych, charakterystycznych dla różnych obiektów latających. Rysunek 1.1-1 przedstawia zależność pomiędzy wagą i prędkością lotu różnych obiektów latających. Na diagram naniesiono latające owady, ptaki oraz różne samoloty, począwszy od obiektów klasy GA (General Aviation) po samoloty wojskowe i transportowe. Wartości układają się mniej więcej wokół prostej rosnącej. Entomoptery oraz inne obiekty z grupy MUAV (Micro Unmanned Air Vehicle) znajdować się będą w tym samym obszarze co owady oraz małe ptaki. Ich waga nie będzie przekraczać 1N, a prędkość lotu mniejsza będzie niż 10m/s. Warto zwrócić uwagę, że punkty oznaczające poszczególne obiekty w tym rejonie wykresu cechuje większy rozrzut, niż te symbolizujące obiekty wytworzone przez człowieka. Oznacza to większą różnorodność profili misji (używając terminologii technicznej w kontekście zwierząt) wynikającą z różnic w sposobie żerowania poszczególnych gatunków. Drugim kryterium porównawczym jest zredukowana częstotliwość, która określa stosunek częstotliwości ruchu powierzchni nośnych i prędkości lotu. Im większa jej wartość, tym szybszy jest ruch roboczy powierzchni nośnych (skrzydeł, śmigła) przy stałej prędkości lotu. Diagram na rysunku 1.1-2 przedstawia zmienność tego parametry w funkcji liczby Reynoldsa. Naniesione zostały zakresy odpowiadające kilku grupom zwierząt oraz dotychczasowych wytworów techniki. Analiza parametrów lotu zwierząt (konkretnie prędkości lotu oraz częstotliwości trzepotania skrzydeł) wykazuje, że im mniejszy obiekt (zwierzę) tym większa częstotliwość zredukowana. Innymi słowy oznacza to, że małe zwierzęta posiadają relatywnie mniejsze skrzydła. Im mniejsze zwierzę, tym cechuje go większe obciążenie powierzchni trzepotania (wielkości analogicznej do obciążenia powierzchni tarczy wirnika, parametru charakteryzującego wiropłaty) wyrażonej zależnością [J. Seddon, 1990]:

$$L_t = \frac{A_t}{W} \quad (1.1)$$

Podczas projektowania tego typu obiektu należy wziąć to doświadczenie natury pod uwagę. Pomoże to na pewno uniknąć problemów, które natura wyeliminowała na drodze ewolucji. To doświadczenie, które można "podejrzeć" jest cenne, gdyż wynika ono z optymalizacji układu napędowego pod wieloma aspektami. Problemy związane z zagadnieniami multidyscyplinarnymi są bardzo trudne do przewidzenia. Wzorując się na działających rozwiązaniach można ich w prosty sposób uniknąć.



Rysunek 2.1-1. Statystyczna zależność wagi obiektu w funkcji prędkości lotu [H, Tennekes, 1996]

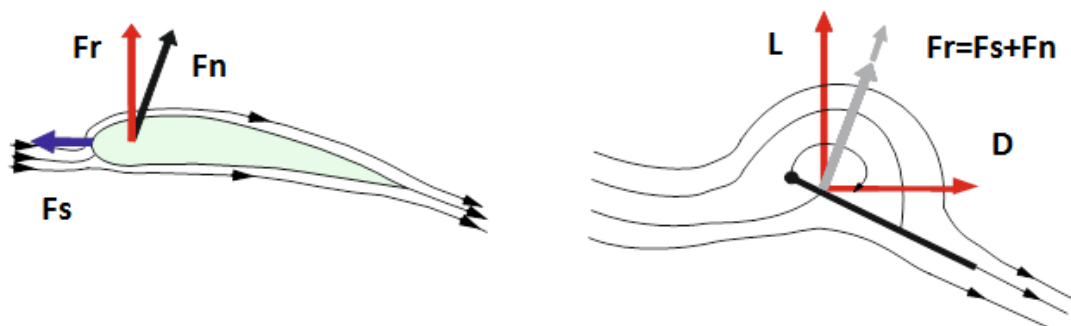


Rysunek 2.1-2. Bezwymiarowe liczby podobieństwa charakteryzujące obiekty latające [J.G. Leishman, 2000]

2 Aerodynamika trzepoczących skrzydeł

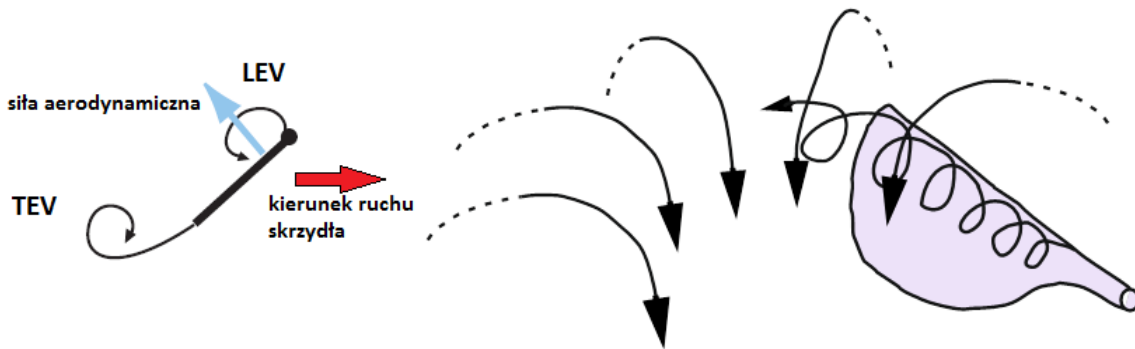
2.1 Zjawiska aerodynamiczne

Ruchowi trzepoczącemu skrzydeł towarzyszy duża ilość zjawisk fizycznych wpływających na generowane siły aerodynamiczne. Najbardziej znaczącym z nich wszystkich jest wir krawędzi natarcia. Generalnie zjawisko to jest znane od lat 40. dwudziestego wieku. W tym czasie zaczęto prowadzić badania nad skrzydłami delta [Puckett, 1947]. Jest również powszechnie wykorzystywane w lotnictwie, szczególnie w samolotach super-manewrowych, które posiadają skrzydła skośne (delta, bądź pasmowe). Zjawisko polega na wytworzeniu się dużego wiru nad skrzydłem zaraz za krawędzią natarcia. W efekcie uzyskiwany jest przyrost siły nośnej w porównaniu do klasycznego opływu. Aby zjawisko wystąpiło, musi zajść separacja strugi. Stąd też najłatwiej jest je wywołać na ostrych krawędziach, gdzie płyn ma trudności ze spełnieniem warunku Kutty (przepływ przy ścianie zawsze musi być do niej styczny). Dlatego skrzydła wspomnianych samolotów mają bardzo często ostrzejsze krawędzie natarcia. Nad zjawiskiem tym w kontekście skrzydeł delta, jako jeden z pierwszych, pracował Polhamus [Polhamus, 1971] (rys. 2.1-1). Przyrost siły nośnej wytłumaczył prostą analogią. Podczas opływu klasycznej krawędzi natarcia płyn znacznie przyspiesza generując pewną siłę ssącą zmniejszającą siłę oporu. W przypadku ostrej krawędzi natarcia, płyn tworzy wir, który porusza się razem ze skrzydłem i generuje pewną siłę nośną na mocy twierdzenia Żukowskiego.



Rysunek 2.1-1. Analogia Polhamusa

W kontekście ruchu trzepoczącego istnieją liczne publikacje [Van Den Berg, 1997], [Birch, 2004], [Birch, 2001], które zgłębiają tę tematykę. Istotnym zagadnieniem jest stabilność wiru. Okazuje się, że podczas ruchu postępowego skrzydła wir rośnie do pewnego momentu, a następnie odrywa się. Pokazują to zarówno badania doświadczalne, jak i numeryczne [Dickinson, 1993], [Kudela, 2010]. Pewne doświadczenia zostały przeprowadzone także w ramach niniejszej pracy i zostały przedstawione w rozdziale 6.1 oraz 7. Fenomen wiru krawędzi natarcia świetnie sprawdza się podczas okresowego ruchu obrotowego, czyli tak jak w entomopterze. Podczas takiego opływu wir jest stabilny. Siła odśrodkowa stale odprowadza część płynu, unosząc jednocześnie część energii wiru, co działa stabilizująco. Efekt jest bardzo podobny do tego nad skrzydłem delta, wir sływa wzdłuż krawędzi natarcia w kierunku końcówek skrzydła. Tam łączy się z wirum generowanym na końcówce i odrywa się od skrzydła pozostając w śladzie.



Rysunek 2.1-2. Generacja wiru krawędzi sływu (TEV) oraz przepływ pyny w wirze krawędzi natarcia (LEV)

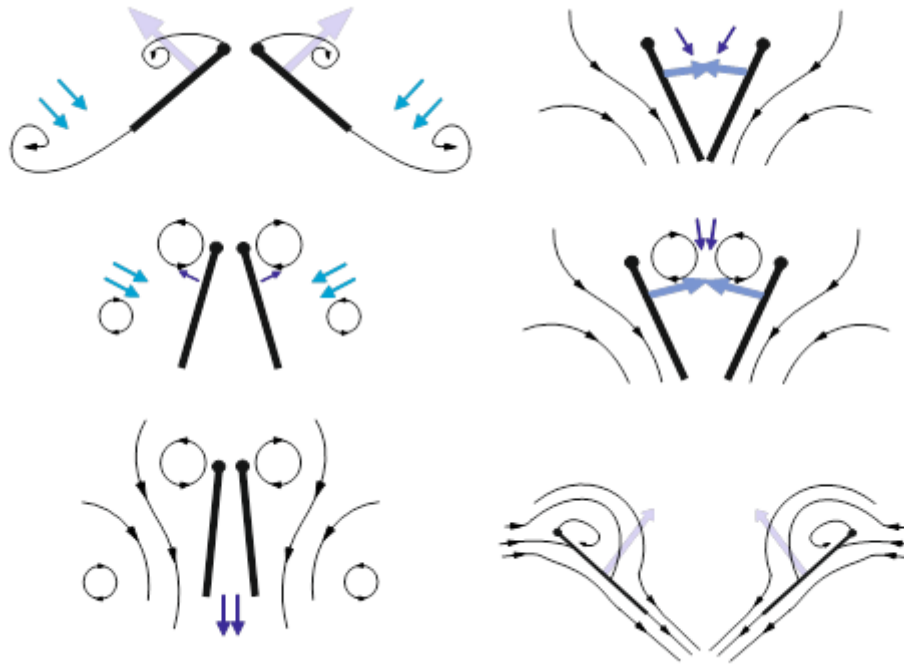
Fenomen wiru krawędzi natarcia, a konkretnie jego stabilność okazuje się być limitująca dla modelowania dwuwymiarowego CFD. W dwuwymiarowym przypadku odwzorowania ruchu skrzydeł entomoptera, w modelowaniu ma bowiem możliwość uwzględnienia efektu odbierania części energii wiru tak jak dzieje się to w rzeczywistości. Jednocześnie energia generowanego wiru rośnie wraz z liczbą Reynoldsa. Przy pewnej wartości model generuje oderwanie w momencie, w którym go w trójwymiarowej rzeczywistości nie ma, co skutkuje chaosem wirowym [Kudela, 2010].

Okresowy charakter ruchu skrzydeł wywiera ogromny wpływ na pozostawiany ślad. Należy pamiętać, że skrzydło generujące siłę nośną cechuje się pewną cyrkulacją. Można powiedzieć, że jest wirem. Każda zmiana jego wielkości powoduje wygenerowanie porcji wirowości równej tej zmianie, lecz o przeciwnym zwrocie, zgodnie z prawem Kelvina [Kundu, 2002]. Innymi słowy zmiana siły nośnej związanej ze zmianą kąta natarcia, czy też prędkości wywołuje wygenerowanie śladu wirowego (wiru krawędzi sływu TEV). Każdy wir jednocześnie generuje ruch pyny, zmienia zatem prędkość z jaką omywane jest skrzydło, co podczas przyspieszania, czy ogólniej podczas zwiększania siły nośnej, zmniejsza kąt natarcia, więc i siłę nośną. Efekt po raz pierwszy był badany w latach 20. i 30. XX wieku [Wagner, 1925]. Zjawisko zostało nazwane efektem Wagnera od nazwiska badacza. Zjawisko to szczególnie dotyczy entomoptera, którego skrzydło nieustannie zmienia zarówno kąt natarcia, jak i prędkość. Przez cały czas wir na krawędzi sływu jest generowany i unoszony. Wirowość tego pola jest na tyle silna, że w kolejnym cyklu jej wpływ jeszcze jest widoczny, szczególnie po przejściu przez punkty zwrotne. Wiry schodzące z krawędzi natarcia, sływu oraz z końcówki skrzydła generują indukowane pole prędkości. W efekcie generowany jest przepływ przez „tarczę wirnika” podobny do tego obserwowanego w wiropłatach.



Rysunek 2.1-3. Przepływ indukowany w przestrzeni wokół skrzydła

Trzecim istotnym zjawiskiem jest mechanizm znany w literaturze jako „clap’n’fling”, bądź mechanizm Weis–Fogh’a [Wies-Fogh, 1975]. Jego zasada działania opiera się na wzajemnym oddziaływaniu dwóch skrzydeł. Rysunek 2.1-3 ilustruje jego ideę. Jak sama nazwa sugeruje, składa się on z dwóch faz. Podczas pierwszej fazy skrzydła zbliżają się do siebie. Krawędzie natarcia są bliżej siebie niż krawędzie spływu. W miarę zbliżania się do punktu zwrotnego, skrzydła zwiększają kąt natarcia. W punkcie zwrotnym następuje ich spotkanie. W trakcie zbliżania się skrzydeł do siebie, powietrze jest wyciskane pomiędzy nich. Generuje to siłę skierowaną ku górze (zgodnie z osią obrotu skrzydeł) na zasadzie odrzutu (zachowania pędu). Druga faza zaczyna się równo z kolejnym półcyklem ruchu. Skrzydła zaczynają się rozchodzić począwszy od krawędzi natarcia. W ten sposób na górnych powierzchniach skrzydła powstaje podciśnienie. Zwiększanie przestrzeni pomiędzy skrzydłami wywołuje ruch płynu, który omywając krawędź natarcia zaczyna ponownie tworzyć wir (LEV). Odbudowa wiru o pożądanym zwrocie jest szybsza również ze względu na wygaszenie poprzedniego, który miał przeciwny zwrot. Istnieją dwie korzyści z zastosowania tego mechanizmu, przekładające się na wzrost siły nośnej: istnieje dodatkowa siła nośna związana z przyrostem ciśnienia po spodniej części skrzydeł oraz spadkiem na górnej, a dodatkowo wygaszanie wirów w momencie kiedy przestają być potrzebne, co pozwala na szybszą budowę nowych. Mechanizm Weis–Fogh’a wykorzystywany jest przez część owadów, przede wszystkim motyle oraz ćmy. Nie jest jednak wykorzystywany powszechnie. Mechanizm „clap’n’fling” zaproponowany został przez Weis–Fogh’a w 1973r. [Wies–Fogh, 1972]. Temat doczekał się szerszej analizy zarówno teoretycznej, jak i doświadczalnej [Lehman,2003], [Maxworthy, 1979].



Rysunek 2.1-4. Mechanizm "clap'n'fling"

Kolejnym zjawiskiem występującym na skrzydłach układu trzepoczącego w okolicach punktów zwrotnych jest efekt Kramera. Jest to kolejny mechanizm zwiększający siłę nośną. Skrzydło przed przejściem przez punkt zwrotny najczęściej dość gwałtownie zwiększa kąt natarcia. Skrzydło jest obracane wokół osi rozpiętej między środkiem obrotu, a jego końcówką. Powoduje to zwiększenie prędkości na krawędzi spływu, co z kolei prowadzi do generowania większego wiru (TEV). Zwiększenie wirowości śladu pociąga za sobą zwiększenie przeciwnie skierowanej cyrkulacji skrzydła. Efekt ten został zaobserwowany już w latach 30. ubiegłego wieku w kontekście badań nad flutterem skrzydeł. Rozważany teoretycznie był między innymi przez Glauerta oraz Theodorsena [Theodorsen, 1935]. Zjawisko jest nadal badane, czego przykładem są stosunkowo młode publikacje [Lehman, 1999], [Dickinson, 1994].

Obserwowane jest także zjawisko aerodynamiczne, które nie jest związane wprost z tworami wirowymi generowanymi przez skrzydło, czy wirowością samego skrzydła. Każde przyspieszenie obiektu względem płynu wywołuje dodatkową siłę aerodynamiczną. Dzieje się tak, ponieważ część płynu wokół ciała jest przyspieszana wraz z nim. Efekt nazwany został siłą masy dodanej. Za odkrywcę zjawiska uważa się Fridriecha Bessela. Badacz w 19. wieku pracował nad ruchem wahadła w płynie. Okazało się, że pomiar okresu ruchu wskazał wyższą masę wahadła (o masę płynu zamkniętą w objętości ciała) niż miało w rzeczywistości. Zjawisko zauważalne jest w analizie dynamiki ruchu łopaty śmigłowca. Problem ten intensywnie był eksplorowany począwszy od lat 30 ubiegłego wieku między innymi przez Theodorsena.

2.2 Liczby podobieństwa i efekt skali

Aby możliwe było przeprowadzenie doświadczenia z wykorzystaniem modelu o innej niż obiekt rzeczywisty wielkości lub przy innych parametrach pracy (częstotliwość, ośrodek) konieczne jest posłużenie się kryteriami podobieństwa. Istnieje kilka liczb charakteryzujących ruch skrzydeł entomoptera. Liczba Reynoldsa wydaje się być z nich wszystkich

najistotniejsza. Jest to kryterium podobieństwa dynamicznego przepływu wyrażone stosunkiem sił masowych i lepkości:

$$\text{Re} = \frac{u \cdot \bar{c}}{\nu} \quad (2.1)$$

u jest prędkością przepływu, a w kontekście opływu skrzydła jego prędkością względem niezaburzonego płynu, c jest to cięciwa skrzydła, a ν współczynnik lepkości kinematycznej. Dla ruchu trzepoczącego prędkość u jest zmienna w czasie oraz zmienia się wraz z odległością sekcji od osi obrotu. Dla takiego ruchu przyjmuje się za wartość referencyjną średnią prędkość końcówki skrzydła ($u = 2\Phi \cdot R \cdot f$). Jako wymiar charakterystyczny przyjęta została średnia cięciwa geometryczna ($\bar{c} = 2 \cdot R / \lambda$). Ostatecznie liczbę Reynoldsa (Re) w kontekście trójwymiarowego ruchu trzepoczącego wyraża się wzorem:

$$\text{Re} = \frac{4 \cdot f \Phi R^2}{\nu \lambda} \quad [\text{Shyy, 2007}]. \quad (2.2)$$

Można ją interpretować jako uśrednioną w czasie liczbę Reynoldsa dla średniej cięciwy geometrycznej skrzydła, znajdującej się na końcówce rozważanego skrzydła.

Drugim kryterium podobieństwa przepływu, mającym zastosowanie w rozważaniach nad ruchem trzepoczącym jest liczba Strouhala. Charakteryzuje ona relację między cyklicznością zjawisk i prędkością przepływu. Dla ruchu dwuwymiarowego zdefiniowana jest w postaci:

$$\text{St} = \frac{f L_{ref}}{U_{ref}} = \frac{2 f h_a}{U} \quad (2.3)$$

gdzie h_a jest amplitudą ruchu, f częstotliwością zachodzącego zjawiska, a U prędkością względem płynu ruchu głównego. Dla trzepoczącego ruchu trójwymiarowego wymiarem charakterystycznym byłby iloczyn kątownego zakresu ruchu głównego i maksymalnego promienia skrzydła. W przypadku entomoptera tą liczbą można scharakteryzować relację między średnią prędkością ruchu trzepoczącego, a lotem postępowym. Tę samą relację opisuje posuw względny, który zdefiniowany jest następująco:

$$J = \frac{U}{2\Phi f R} \quad (2.4)$$

Jest to stosunek prędkości lotu postępowego do średniej prędkości końcówki skrzydła. Posuw względny jest istotnym parametrem opisującym warunki pracy śmigła. Warunki pracy skrzydła owada, bądź entomoptera są bardzo zbliżone. Parametr został zaadaptowany do specyfiki zagadnienia. W stosunku do liczby Strouhala posuw względny jest jej odwrotnością.

Istnieje jeszcze istotny parametr, charakteryzujący zależności między występującymi zjawiskami. Definicja jest bardzo podobna. Częstotliwość zredukowana zdefiniowana jest zależnością:

$$k = \frac{2\pi \cdot f \cdot L_{ref}}{2U_{ref}} = \frac{\pi \cdot f \cdot \bar{c}}{U} \quad (2.5)$$

Różnica tkwi w wymiarze charakterystycznym. Częstotliwość zredukowana opiera się na średniej cięciwie skrzydła, jako wymiarze charakterystycznym. Wymienione trzy ostatnie liczby podobieństwa charakteryzują relację między prędkością lotu oraz prędkością ruchu trzepoczącego. Można jednak przyjąć, że prędkość charakterystyczna U jest średnią prędkością ruchu trzepoczącego. Wówczas częstotliwość zredukowana sprowadzi się do wzoru:

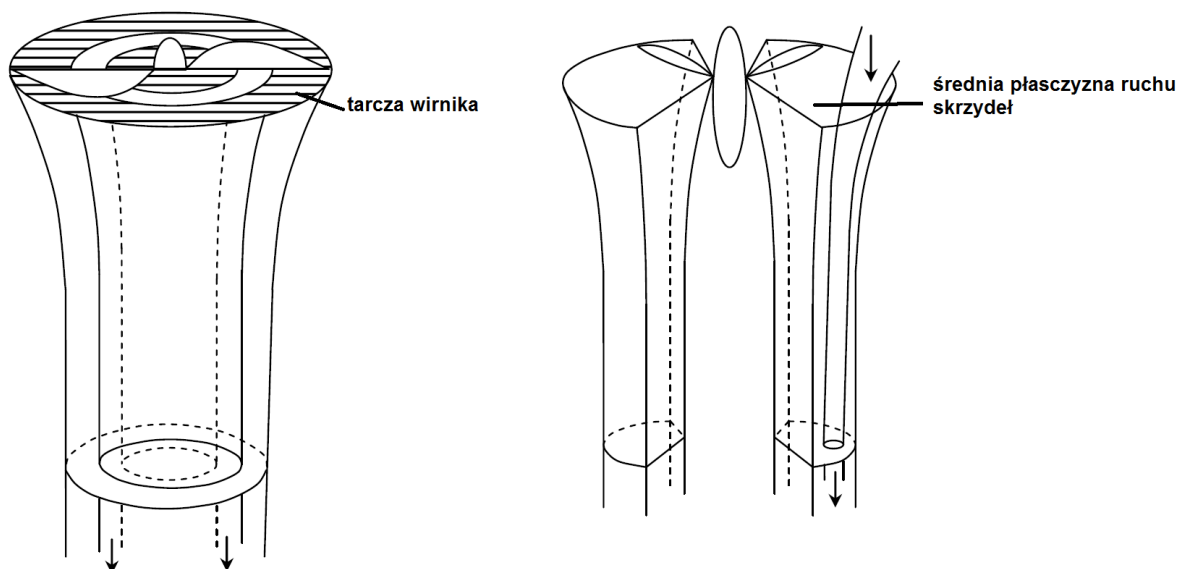
$$k = \frac{\pi}{\Phi \cdot \lambda} \quad (2.6)$$

gdzie Φ to kątowny zakres ruchu głównego, a λ to wydłużenie skrzydła. Przy założeniu stałej liczby Reynoldsa, liczba ta charakteryzuje relację między częstotliwością ruchu trzepoczącego oraz jego amplitudą. Wpływ tego parametru na efekty aerodynamiczne opisany został w rozdziale 6.2.

2.3 Uprozczone sposoby modelowania

2.3.1 Metoda strumieniowa

Najprostszym sposobem analizy aerodynamicznej lotu owada lub entomoptera jest metoda strumieniowa bazująca na zasadzie zachowania pędu. Ten sposób kalkulacji wywodzi się z teorii lotu śmigłowców [Seddon, 1990], [Leishman, 2000]. Wirnik, a w przypadku obiektu trzepoczącego skrzydła zostają sprowadzone do tarczy, płaskiej powierzchni, przez którą przepływa strumień powietrza. Strumień ten w płaszczyźnie tarczy ulega skokowemu przyspieszeniu (dostarczona zostaje energia i następuje przyrost pędu płynu).



Rysunek 2.3-1. Idea teorii strumieniowej

Na podstawie zasady zachowania pędu oraz wielkości siły ciągu wirnika można wyznaczyć prędkość indukowaną, z jaką powietrze przepływa przez tarczę wirnika:

$$w_i = \sqrt{\frac{F_L}{2 \cdot \Phi \cdot R^2 \cdot \rho}} \quad (2.7)$$

Przemnażając prędkość indukowaną przez siłę nośną, wyznaczona zostanie moc potrzebna do lotu w zawisie.

$$P_i = F_L \cdot w_i = \sqrt{\frac{F_L^3}{2 \cdot \Phi \cdot R^2 \cdot \rho}} \quad (2.8)$$

Tę metodę wykorzystywali między innymi Hoff [Hoff, 1919] oraz Weis–Fogh [Weis–Fogh, 1972].

2.3.2 Metody quasi-stacjonarne

Innym analitycznym narzędziem, które uzupełnia teorię strumieniową jest metoda pasowa. Także i ta metoda wywodzi się z teorii lotu wiroplątów. Skrzydło dyskretyzowane jest pasami. Każdy z elementów generuje siłę nośną równą:

$$F_{aero}(r) = \frac{1}{2} \rho (\omega \cdot r)^2 \cdot c(r) \cdot C(r) \cdot dr \quad (2.9)$$

gdzie C oznacza współczynnik rozważanej siły aerodynamicznej.

Na tej samej zasadzie można wyliczyć moment oporowy oraz moc potrzebną do wykonania ruchu. Do obliczeń konieczna jest znajomość charakterystyk aerodynamicznych poszczególnych sekcji skrzydła w postaci współczynników sił aerodynamicznych. Na podstawie ich znajomości oraz parametrów geometrycznych skrzydła i kinematyki ruchu wyznaczyć można generowane obciążenia aerodynamiczne. Wartości sił wyznacza się w dyskretnych punktach czasowych, tak jakby skrzydło znajdowało się w ruchu ustalonym, całkując wyrażenie (2.9). Sposób ten nie uwzględnia towarzyszących zmiennemu ruchowi zjawisk niestacjonarności opływu. Już pierwsze analizy pokazały duże niedoskonałości tej metody [Wies–Fogh, 1973]. Okazało się, że oszacowane w ten sposób siły generowane przez latające owady są znacząco mniejsze od ich masy. Metoda okazała się niesatysfakcjonująca. Szereg badań doświadczalnych, prowadzonych w przeciągu ostatniego półwiecza, wykazał istnienie szeregu zjawisk aerodynamicznych opisanych w poprzednim rozdziale (3.2), które znacząco wpływają na generowane siły. Model quasi–stacjonarny był rozwijany przez wielu badaczy. W latach 80. Ellington [Ellington, 1984] oparł swoją metodę bezpośrednio na twierdzeniu Żukowskiego, siła wyznaczana była z klasycznej zależności

$$F_{aero} = \rho \cdot U \cdot \Gamma_s$$

Metoda ta jednak uwzględniała rotację skrzydła. Cyrkulacja jest sumą dwóch składników:

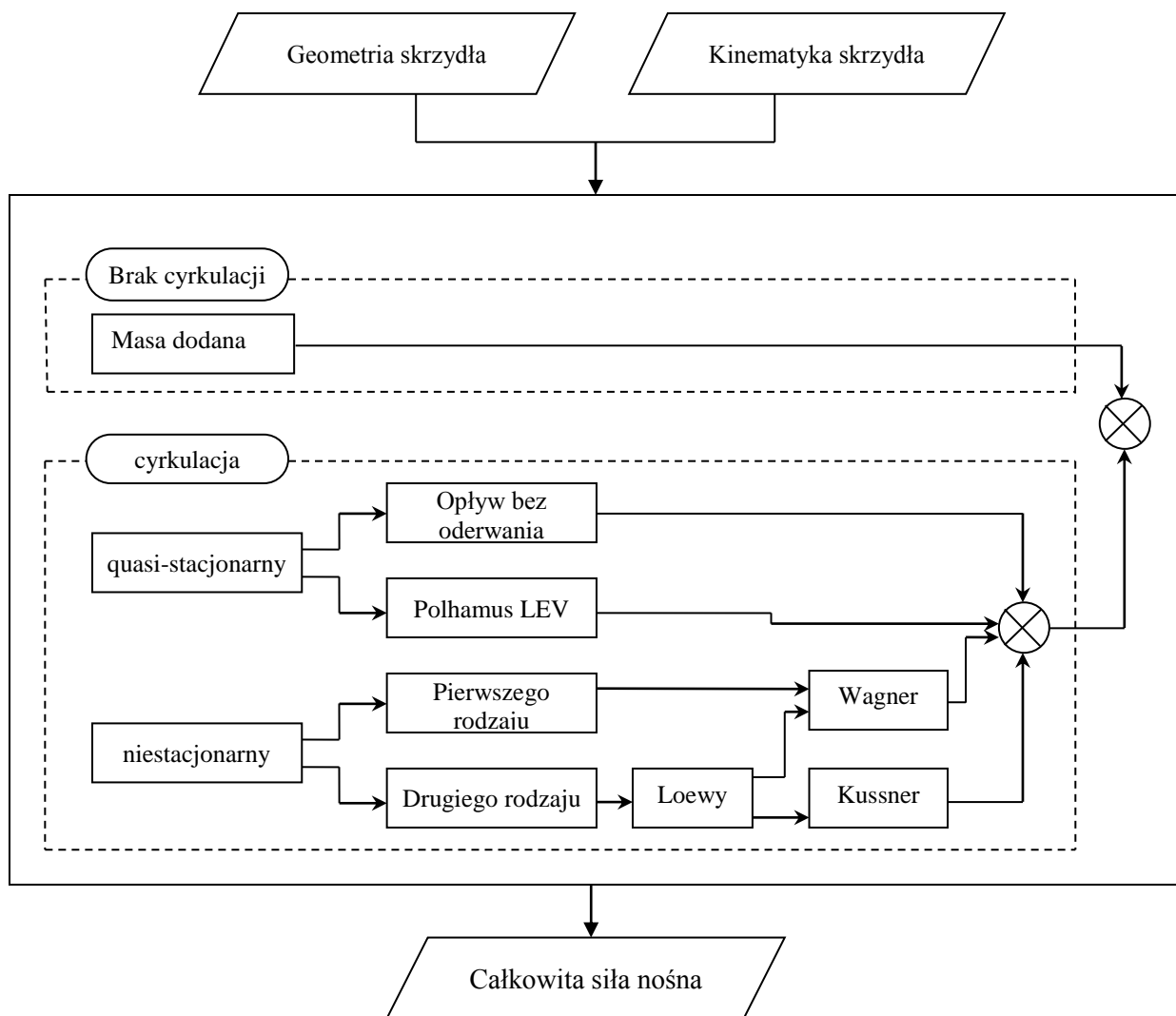
$$\begin{aligned} \Gamma_s &= \Gamma_t + \Gamma_r \\ \Gamma_t &= \pi c U \sin \alpha \\ \Gamma_r &= \pi \dot{\alpha} c^2 \left(\frac{3}{4} - x_o \right) \end{aligned} \quad (2.10)$$

Bardzo podobnymi metodami posługiwał się Theodorsen [Theodorsen, 1935] badając zjawisko flatteru skrzydeł. Później powstały koncepcje idące o krok dalej. Modele aerodynamiczne oparto na superpozycji składowych sił aerodynamicznych związanych

z różnymi zjawiskami, takie podejście miało na celu uwzględnić niestacjonarności. Siła aerodynamiczna wyliczana jest poprzez dodanie do wyliczonej siły quasi-stacjonarnej składowych niestacjonarnych. Istnieją różne odmiany tej koncepcji. Przykładowy model przedstawiony przez Sane i Dickinsona [Sane, 2001], który zakłada, że całkowita siła aerodynamiczna jest sumą składowej siły aerodynamicznej związanej z ruchem postępowym skrzydła, zmiany kąta natarcia, wpływem masy dodanej oraz wpływem śladu wirowego:

$$F_{aero} = F_t + F_r + F_{addedmass} + F_{wake} \quad (2.11)$$

Na rysunku 2.3-2 przedstawiona została koncepcja Żbikowskiego i Pedersena. Idea modelu jest bardzo podobna. W inny sposób dokonano podziału sił aerodynamicznych.



Rysunek 2.3-2. Koncepcja superpozycji sił

Wielu badaczy wykorzystywało i nadal wykorzystuje tego typu metody. Przykładem na to są prace [Roshabin, 2009], [Dudley, 1990], [Ansari, 2006]. Metoda ta była także wykorzystana w pracy doktorskiej Adama Jaroszewicza. Umożliwia ona uzyskanie zbliżonych do rzeczywistych przebiegów sił. Na ogół wymaga to jednak walidacji z doświadczeniem. Naturalnie tego typu podejście ma zasadniczą wadę. Nie jest w stanie przewidzieć fizyki zjawiska. Użytkownik musi dokładnie wiedzieć, czego należy się spodziewać. W związku z tym nie jest to dobra metoda do przewidywania natury ruchu trzepoczącego, lecz do jego

odtworzania. Tego typu metody znajdują miejsce we wszelkich rozważaniach wstępnych oraz modelowania zjawisk łączących różne dziedziny nauki, przykładowo aeroelastyczność lub symulowanie dynamiki lotu.

2.3.3 Metoda pierścieni wirowych

Drugą grupę, trochę bardziej złożonych modeli, stanowią metody potencjalne. Bazują one na rozwiązaniu równania ciągłości, które w wyniku założenia braku ściśliwości i wirowości pola sprowadza się do postaci Laplace'a:

$$\nabla^2 \Phi_p = 0 \quad (2.12)$$

gdzie: Φ_p jest potencjałem pola prędkości.

Oczywiście są to także metody, które nie uwzględniają lepkości, więc nie ma możliwości przewidzenia separacji. Nie wymagają jednak dodatkowego modelowania śladu wirowego, gdyż jest on uwzględniany podobnie, jak wpływ rotacji skrzydła i niestacjonarność ruchu na generowane siły. Tego typu metody stosowany był w pracach: [Singh, 2007], [Smith, 1996], [Levin, 1981], [Złocka 2003]. Na potrzeby analiz wchodzących w skład rozprawy również opracowany został program bazujący na tej metodzie. Z tego też względu szerszy opis tej metody zawarty został poniżej. Tego typu metody opisane są w wielu podręcznikach [Katz, 1991].

Skrzydło dyskretyzowane jest przy pomocy zespołu pierścieni wirowych. Każdy cechuje się pewną porcją wirowości. W środku każdego elementu (punkt przecięcia przekątnych) umieszczony zostaje punkt kolokacji, w którym zapewniany jest warunek braku przepływu. Idea metody została zobrazowana na rysunku 2.3-3. Zagadnienie sprowadza się do rozwiązania równania macierzowego, w którym niewiadomą są wartości cyrkulacji pierścieni

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & \cdots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & \cdots & a_{2m} \\ a_{31} & a_{32} & \cdots & \cdots & a_{3m} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & \cdots & a_{mm} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_{p1} \\ \Gamma_{p2} \\ \Gamma_{p2} \\ \cdot \\ \cdot \\ \Gamma_{pm} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ RHS_3 \\ \cdot \\ \cdot \\ RHS_m \end{pmatrix}. \quad (2.13)$$

Prawa strona równania stanowi warunek brzegowy. Są to wartości składowych normalnych do paneli prędkości ośrodka:

$$RHS_K = -\bar{U} \cdot \bar{n}_K \quad (2.14)$$

Po wyznaczeniu cyrkulacji paneli możliwe jest wyliczenie generowanej siły nośnej.

Współczynniki po lewej stronie równania stanowią prędkości generowane przez elementy wirowe dla jednostkowej wartości cyrkulacji. Są wyznaczone z prawa Biota–Savarta:

$$a_{i,j} = \sum_{k=1}^4 \left[\frac{1}{4\pi} \frac{\bar{r}_{1k} \times \bar{r}_{2k}}{|\bar{r}_{1k} \times \bar{r}_{2k}|^2} \bar{r}_{0i} \cdot \left(\frac{\bar{r}_{1k}}{|\bar{r}_{1k}|} - \frac{\bar{r}_{2k}}{|\bar{r}_{2k}|} \right) \right], \quad (2.15)$$

Różnice ciśnień generowane przez panele wyznaczone są za pomocą wzoru Żukowskiego z uwzględnieniem zmiany cyrkulacji w czasie:

$$\Delta p_{i,j} = \rho \cdot \left[\frac{U_{i,j}^c \cdot \Gamma_{pi,j}^c}{c_{i,j}} + \frac{U_{i,j}^s \cdot \Gamma_{pi,j}^s}{b_{i,j}} + \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\Gamma_{pi,j}}{2} \right) \right], \quad (2.16)$$

gdzie:

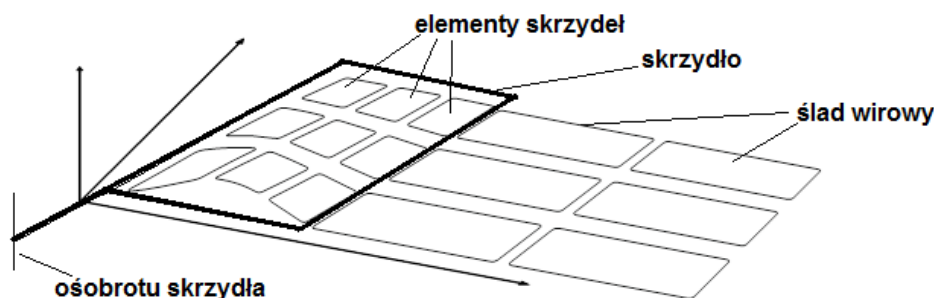
$\Gamma_{pi,j}^c = \Gamma_{pi,j}$ dla paneli na krawędzi natarcia

$\Gamma_{pi,j}^s = \Gamma_{pi,j}$ dla paneli u nasady

$\Gamma_{pi,j}^s = (\Gamma_{pi,j} - \Gamma_{pi,j-1})$; $\Gamma_{pi,j}^c = (\Gamma_{pi,j}^c - \Gamma_{pi-1,j}^c)$ dla reszty paneli,

$\Gamma_{pi,j}$ jest cyrkulacją ij panelu.

Analiza uwzględnia niestacjonarny charakter ruchu poprzez dodatkowy człon w równaniach (2.16). W dziedzinie czasu wykorzystana została dyskretyzacja pierwszego rzędu. Nie ma jednak możliwości odwzorowania zjawiska ssania krawędzi natarcia. Program został zaimplementowany w środowisku obliczeniowym Matlab.



Rysunek 2.3-3. Idea działania modelu pierścieni wirowych

2.4 Modelowanie numeryczne (CFD)

Mechanika płynów wymaga do opisu zachodzących zjawisk dwóch równań transportu: masy oraz pędu. Równanie transportu masy, zwane także równaniem ciągłości przedstawia się następująco:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho(\bar{u} \cdot \bar{n}) dS = 0. \quad (2.17)$$

Rozważane obiekty operują nie tylko przy bardzo małych liczbach Reynoldsa, lecz również małych liczbach Macha. Oznacza to, że zmiany gęstości są pomijalnie małe, a powyższe równanie może zostać uproszczone do postaci:

$$\oint_{\partial\Omega} \rho(\bar{u} \cdot \bar{n}) = 0 \quad (2.18)$$

Drugim elementem dopełniającym opisu jest równaniem transportu pędu (równanie Navier–Stokesa):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \bar{u} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho \bar{u} (\bar{u} \cdot \bar{n}) dS = \int_{\Omega} \rho \bar{f} d\Omega - \oint_{\partial\Omega} (p \bar{n}) dS + \oint_{\partial\Omega} \tau dS \quad (2.19)$$

W pracy skorzystano z komercyjnego oprogramowania AnsysFluent. Wyprowadzenie oraz szersze wyjaśnienie teorii mechaniki płynów można znaleźć w licznych książkach oraz podręcznikach akademickich, na przykład [Gulcat, 2010], [Ansorge, 2003]. W ostatnich latach analizy z zakresu numerycznej mechaniki płynów trzepoczącego skrzydła są bardzo popularne. Przykładem analiz dwuwymiarowych mogą być artykuły: [Kudela, 2010], [Tang, 2007]. Równie popularne są analizy trójwymiarowe [Young, 2006], [Ramamurti, 2007].

2.5 Metody eksperymentalne

2.5.1 Kinematyka ruchu

Entomopter lub owad porusza skrzydłami poprzez ich obrót wokół punktu (stawu). W przypadku żywych organizmów ruch ten zazwyczaj jest skomplikowany. Złożony jest z przemieszczeń względem trzech kątów. W rezultacie końcówka skrzydła zakreśla na sferze przestrzenną figurę, zazwyczaj zbliżoną do poziomej ósemki lub do litery „u”.

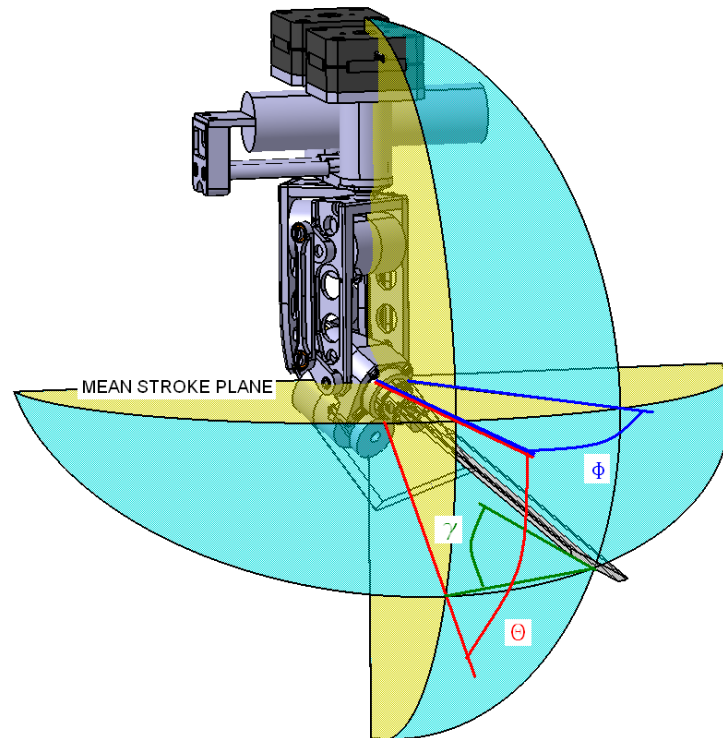
Położenie skrzydła w przestrzeni opisywane trzema współrzędnymi kątowymi. Kątem azymutalnym (Φ), który zawarty jest między płaszczyzną położenia neutralnego (osie obu ramion są w tej samej płaszczyźnie), a osią skrzydła. Kątem dewiacji (Θ) zawartym między średnią płaszczyzną ruchu oraz płaszczyzną utworzoną przez oś zmiany kąta nastawienia i prostą leżącą na średniej płaszczyźnie ruchu i przechodzącą przez środek obrotu (płaszczyzna dewiacji). Kątem nastawienia (γ) zawartym między płaszczyzną skrzydła, a płaszczyzną dewiacji. Definicje kątów zostały przedstawione na rysunku 2.5-1.

Ruch skrzydła w zakresie zmian kąta dewiacji nie był wykonywany podczas badań realizowanych w ramach doktoratu. W trakcie eksperymentów kąt ten został ustawiony na stałą wartość 0. Do opisu zmiany pozostałych dwóch wykorzystany został szereg Fouriera. Zmiana w czasie kątów położenia wyrażona jest zależnościami:

$$\phi(t) = \Phi \sum_{i=1}^N [A_i \cos(2i\pi f t) + B_i \sin(2i\pi f t)] \quad (2.24)$$

$$\theta(t) = \Theta \sum_{i=1}^N [A_{\theta} \cos(2i\pi \cdot f \cdot t) + B_{\theta} \sin(2i\pi \cdot f \cdot t)] \quad (2.25)$$

$$\gamma(t) = \Gamma(k) \sum_{i=1}^N [A_i \cos(2i\pi f t) + B_i \sin(2i\pi f t)] \quad (2.26)$$

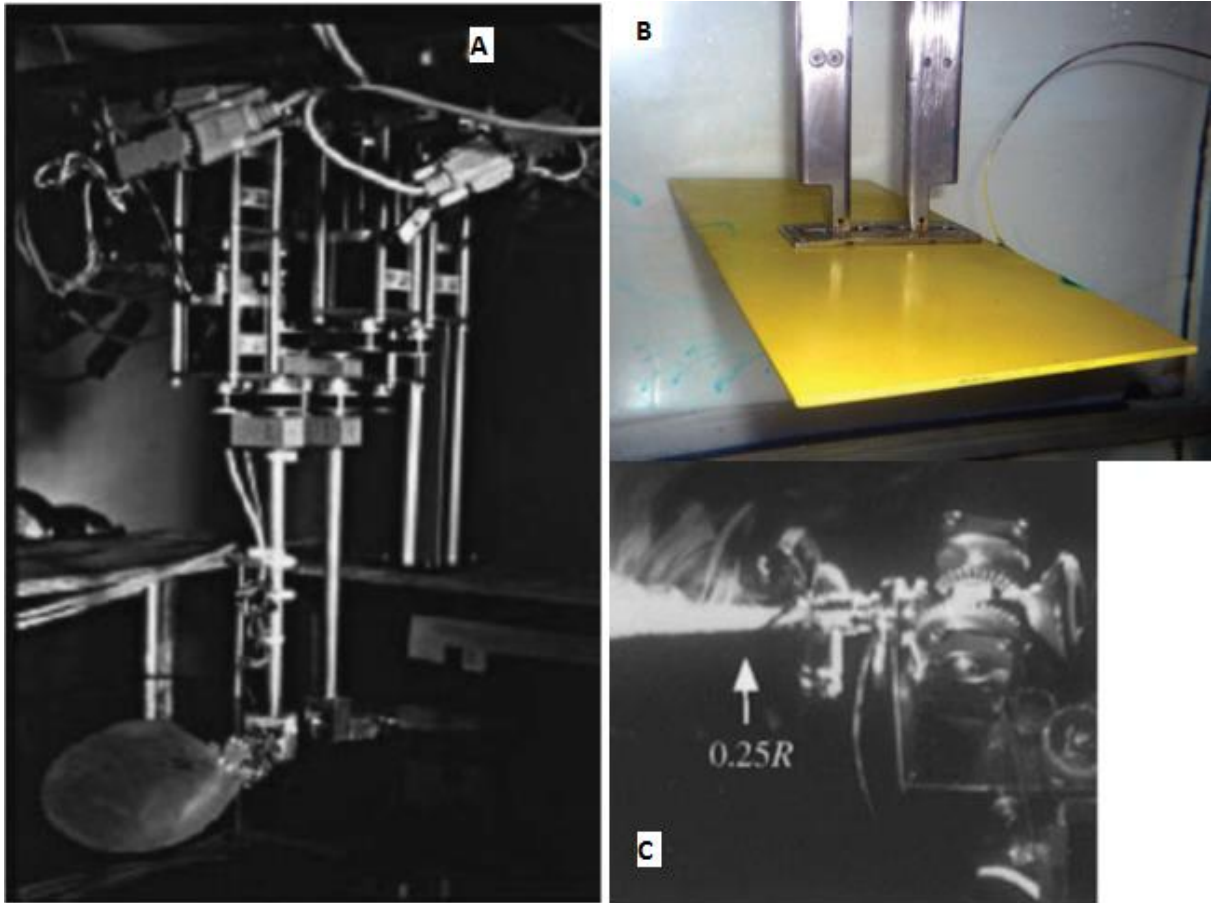


Rysunek 2.5-1. Opis położenia skrzydła

Taki sposób opisu pozwala, na odtworzenie dowolnej trajektorii ruchu. Szereg Fouriera zawierający dostateczną ilość wyrazów jest w stanie odwzorować dowolną funkcję okresową. W praktyce ilość elementów ciągu jest ograniczona. Dobrze odwzorowywane są funkcje, które są gładkie, nie mają nieciągłości pochodnej żadnego rzędu.

2.5.2 Badania doświadczalne

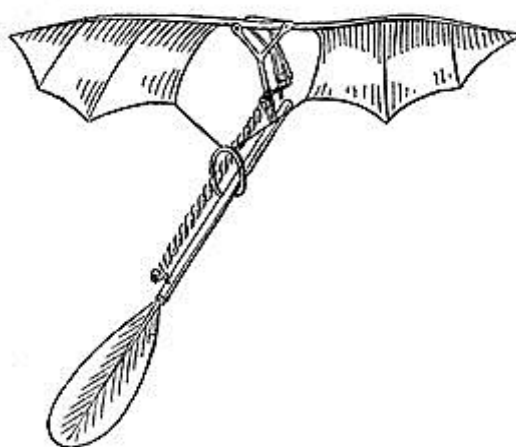
Od początku eksploracji problemu napędu trzepoczącego, jako narzędzie badawcze, wykorzystywane na szeroką skalę jest doświadczenie. Na ilustracji 2.5-2 pokazane zostały urządzenia badawcze wykorzystywane do modelowania ruchu trzepoczącego. Ilustracja A przedstawia „Robofly” konstrukcji Dickinsona oraz Lehmana [Lehman, 1999]. Urządzenie było wykorzystywane do badań nad aerodynamiką muszki owocówki. Ośrodkiem stanowił olej mineralny. Dzięki zastosowaniu płynu o dużej lepkości możliwe było uzyskanie odpowiednich liczb Reynoldsa, przy wartościach sił, które są mierzalne. Obiektem doświadczalnym opisanym na tej samej ilustracji z literą B jest urządzenie zbudowane na potrzeby badań nad dwuwymiarowym ruchem trzepoczącym. Prace prowadzone były w US Air Force Research Laboratory [Ol, 2010]. Ośrodkiem w doświadczeniu była woda. Trzecim obiektem (C) jest „flapper” wykorzystywany przez C. Van Den Berga oraz C.P. Ellingtona [Van Den Berg, 1997]. Urządzenie podobnie, jak „Robofly” jest dwuskrzydło. Przystosowane jest jednak do pracy w powietrzu. Urządzenie posłużyło do licznych badań nad zjawiskami aerodynamicznymi towarzyszącymi ćmie (*Manduca Sexta*) podczas lotu.



Rysunek 2.5-2 Mechanizmy wykorzystywane w badaniach doświadczalnych A - Lehman i Dickinson B – OI [OI, 2009], C - Ellington

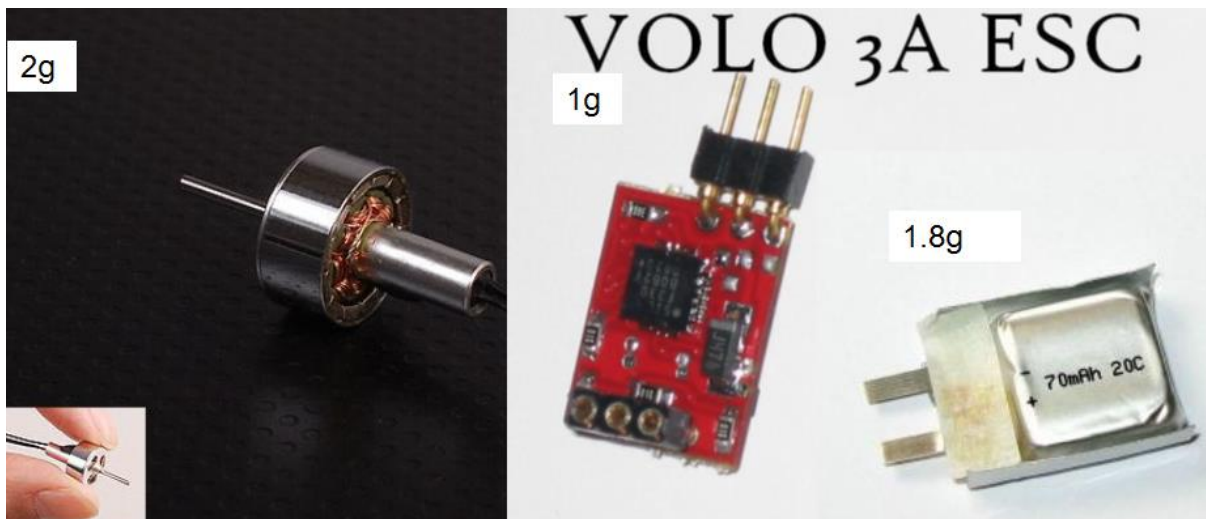
3 Przegląd istniejących konstrukcji

Idea maszyny latającej wzorowanej na ptakach lub owadach jest najstarszą znaną człowiekowi. Maszyna taka napędzana miałaby być poruszającymi się skrzydłami. Z tą tematyką można się spotkać studiując historię począwszy od starożytnej mitologii (mit o Dedalu i Ikarze). Idea maszyn latających napędzanych była rozwijana w renesansie między innymi przez Leonarda da Vinci oraz Cayleya. Po raz pierwszy udało się ją urzeczywistnić przeszło 140 lat temu. Francuski wynalazca i pionier lotnictwa, Alfons Penaud, jako pierwszy zbudował „mechanicznego ptaka”, który wytwarzał siłę ciągu w opisany powyżej sposób. Do napędu służyła guma. Rysunek 3-1 przedstawia tę maszynę, którą dziś nazwalibyśmy ornitopterem. Różnica pomiędzy entomopterem, a ornitopterem jest dość płynna. Związana jest ze stopniem podobieństwa odwzorowania sposobu generacji sił bliższemu owadom, bądź ptakom.

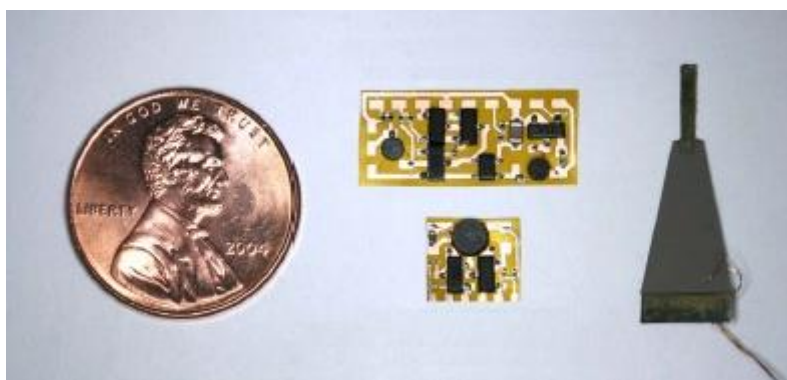


Rysunek 2.5-1. "Mechaniczny ptak" Alfonsa Penaud [Britannica, 1875]

Niemniej, patrząc na powyższą historyczną konstrukcję możemy powiedzieć, że był to pierwszy krok wykonany przez człowieka w kierunku budowy w pełni funkcjonalnego bionicznego statku powietrznego. XIX wiek obfitował w dużą ilość prób budowy maszyny, latającej na tej samej zasadzie co ptaki. Przez kolejnych 100 lat trudno doszukać się jakościowego postępu w rozwoju tej grupy statków powietrznych. Oczywiście nie dotyczy to postępu w aerodynamice, która bezpośrednio wyjaśnia zasadę lotu takiego obiektu. Ten okres owocował gwałtownym rozwojem tej dziedziny fizyki. Kolejny znaczny krok w tym kierunku był, tak naprawdę możliwy dopiero niedawno, a przełom dzieje się właśnie teraz. Jak pokazuje natura entomoptery nie mogą być znacznych rozmiarów. Stąd też w pierwszej kolejności konieczne było opracowanie efektywnego napędu elektrycznego o dostatecznie małych rozmiarach. Obecnie dostępne są miniaturowe silniki elektryczne, których masa nie przekracza kilku gramów oraz ogniwa LiPo o zbliżonej masie (rysunek 3-2). Na ilustracji 3-3 przedstawione są składniki układu napędowego opartego na piezoelektrycznym elemencie wykonawczym, który stanowi alternatywny dla silnika elektrycznego sposób napędu. Odrębną rzeczą są komponenty elektroniczne niezbędne do sterowania statkiem.

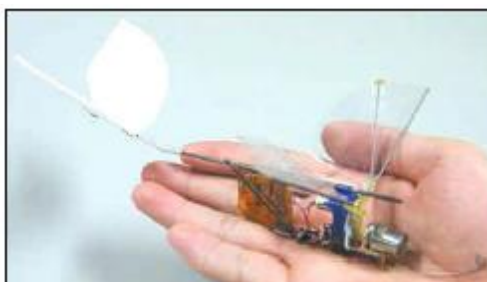


Rysunek 2.5-2. Aktualnie dostępne komponenty układu napędowego (na rysunku podano masy tych podzespołów)



Rysunek 2.5-3. Silownik piezoelektryczny wraz z sterownikiem [Karpelson, 2012]

Obecnie na całym świecie intensywnie pracuje się nad tego typu obiektami. Prace najczęściej prowadzone są przez uniwersytety. Od początku wieku entomopterami zainteresowane są również rządowe agencje obrony. Ufundowany został szereg projektów, w których uczestniczyły zarówno uczelnie, jak i przedsiębiorstwa, mających na celu rozwijać tę technologię. Poniżej znajduje się przegląd najważniejszych konstrukcji. Pierwsza z nich Microbat (rys. 3-4), rozwijany przez Caltech oraz firmę Aerovironment został oblatany pod koniec 2000r. Prace prowadzone były w ramach projektu finansowanego przez DARPA. Obiekt jest dwuskrzydły, wzorowany na nietoperzu. Nie jest w stanie wykonać zawisu. Zastosowany został napęd wykorzystujący silnik elektryczny prądu stałego. Sterowanie realizowane jest przy pomocy usterzenia.

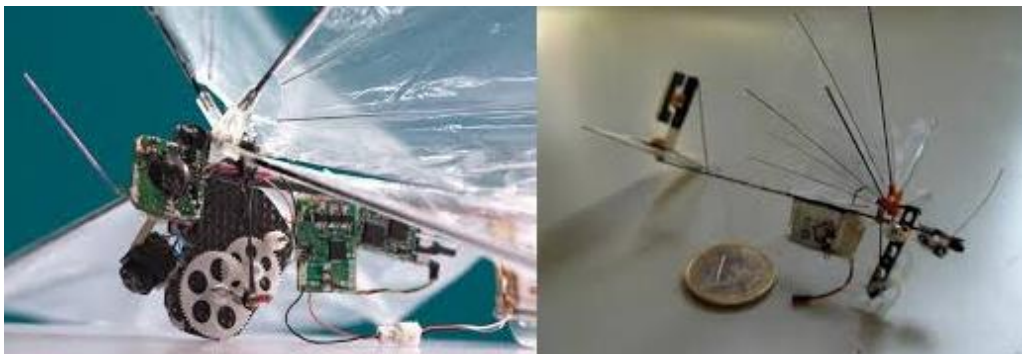


Rysunek 2.5-4. Microbat firmy Aerovironment [Keennon, 2003]

Intensywnie rozwijanym projektem jest Delfly, realizowanym na Uniwersytecie Technicznym w Delf. Obiekty latające realizowane w jego ramach są czteroskrzydłe. Skrzydła są w układzie X. Przeciwległe płaty są sztywno ze sobą połączone. Skrzydła mają wspólny środek obrotu. Amplituda ich ruchu jest stosunkowo niewielka (46°). Podczas przejścia przez jeden z punktów zwrotnych wykorzystywany jest efekt "clap'n'fling". Do napędu wykorzystywany jest silnik elektryczny sprzężony z przekładnią oraz układem korbowym. Opracowano kilka różnych modeli Delfly. Na ilustracjach 3-5 oraz 3-6 przedstawione są odpowiednio Delfly 2 oraz Delfly Micro. Wszystkie obiekty wyposażone zostały w kamerę oraz system transmisji danych. Sterowanie odbywa się przy pomocy radia RC. Szeroki opis tych obiektów można znaleźć w licznych publikacjach [De Clercq,], [De Croon, 2009], [D. Lentink, 2009], [De Clercq,]

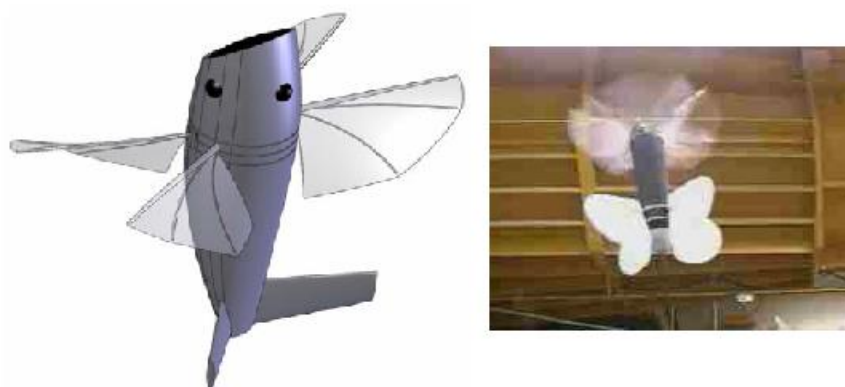


Rysunek 2.5-5.Delfly 2



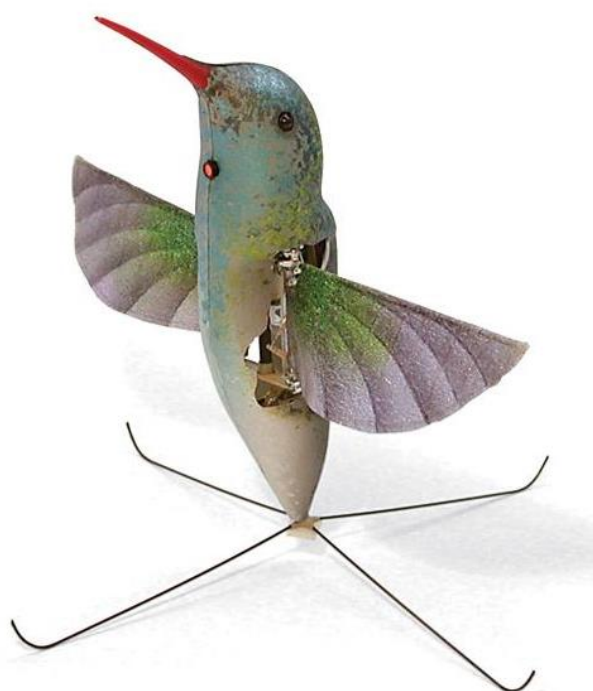
Rysunek 2.5-6.Delfly micro

Rysunek 3-7 przedstawia koncepcję czteroskrzydłego entomoptera REMANTA opracowaną przez firmę Advanced Subsonics [Lesage, 2008]. Układ napędowy jest tak skonstruowany, aby wykorzystać mechanizm Weisa-Fogha dwukrotnie podczas jednego cyklu. Do napędu służy silnik elektryczny. Częstotliwość trzepotania nie przekracza 60Hz. Stabilizacja oraz sterowanie realizowane jest przy pomocy stateczników.



Rysunek 2.5-7. Advanced subsonics

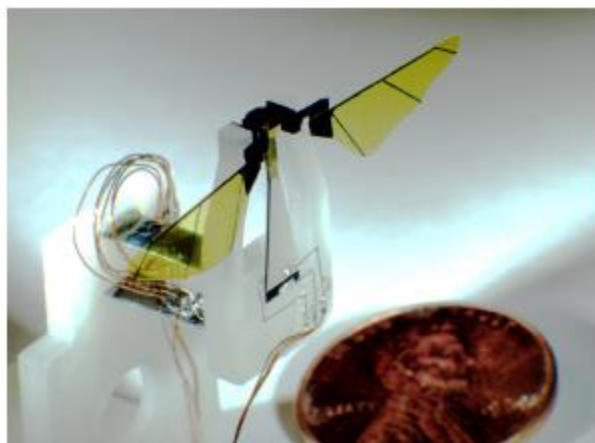
Projektem najbardziej dojrzałym i jednocześnie najbardziej zaawansowanym jest AeroVironment Nano Hummingbird (rys. 3-8)[Martin, 2012], [Keennon, 2012]. Jest to kolejny projekt ufundowany przez agencję DARPA. Prace rozpoczęte zostały w 2006 roku. Rezultat prac opublikowano na początku roku 2011. Obiekt jest dwuskrzydły, posiada napęd oparty na silniku elektrycznym. Entomopter bardzo sprawnie lata zarówno w pomieszczeniach, jak i w otwartej przestrzeni. Jest w stanie wykonać zawis. Maksymalna prędkość lotu wynosi około 17km/h. Stabilizacja oraz sterowanie realizowane są bez użycia stateczników.



Rysunek2.5-8. Unmanned nano vehicle firmyAerovirnonment

Kolejne konstrukcje są przykładem zastosowania napędu rezonansowego. Rysunek 3-9 pokazuje najbardziej zaawansowany projekt prowadzony przez Harvard University. [Wood, 2008], [Wood, 2007], [Whitney, 2012] Rozpiętość skrzydeł wynosi 32mm, a częstotliwość trzepotania 110Hz. Entomopter zbudowany jest w układzie dwuskrzydłym. Obiekt aktualnie jest w stanie unieść się i można nim sterować. Nie jest w stanie wykonać swobodnego lotu. Zasilanie doprowadzane jest za pomocą przewodu. Na kolejnej ilustracji (rys. 3-10) przedstawione jest podobne rozwiązanie opracowane przez zespół z Delft University.

Wyróżnia je to, że jako element wywołujący drgania wykorzystany został elektromagnes z pierścieniową sprężyną.



Rysunek2.5-9. Harvard University 3cm flapping-wing MAV [1.11]



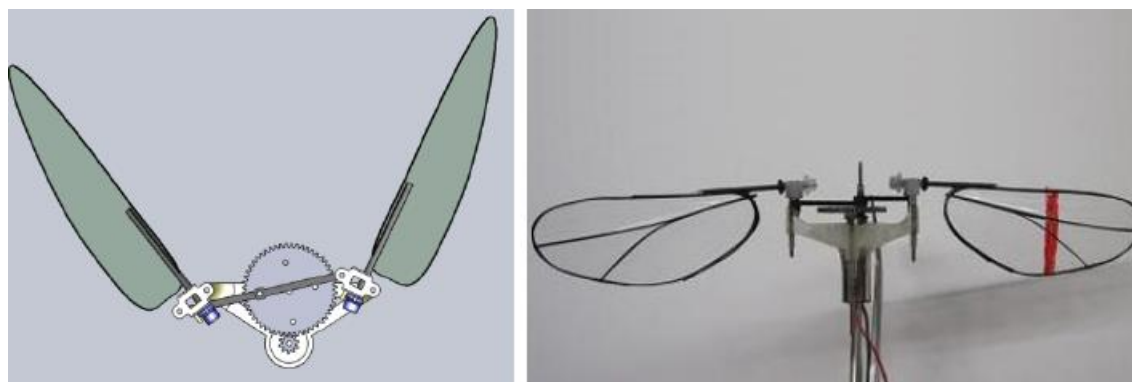
Rysunek 2.5-10. Napęd wykorzystujący rezonator pierścieniowy [Bolsman, 2008]

Tabela 3-1. Zestawienie danych technicznych istniejących konstrukcji

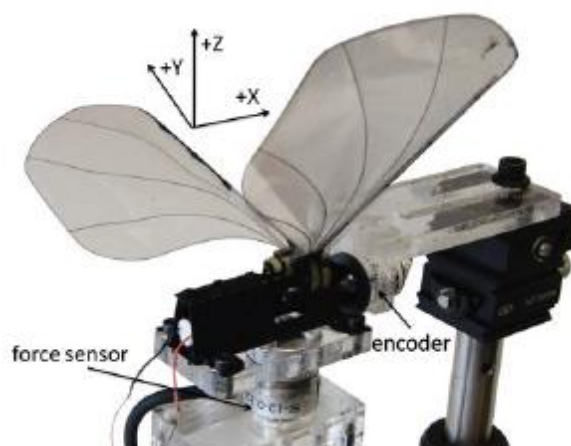
		delfly2	delfly micro	Harvard Microrobotic Fly	hummingbirdAerovironment	PurdueUniversity
masa całkowita	g	16	3	0,06	19	-
rozpiętość skrzydeł	mm	280	100	32	165	92
częstotliwość trzepotania	Hz	13	30	110	30	60
Podwojona amplituda ruchu	deg	44	44	100	180	120
liczba Reynoldsa	-	10000	3000	2000	26000	7500

W tabeli 3-1 zestawiono podstawowe dane układów napędowych. Najcięższym latającym entomopterem jest Nano Hummingbird 19g. Najmniejszym jest MicroboticFly o masie własnej 0,06g. Ten też obiekt najszybciej trzepocze skrzydłami, częstotliwość to aż 110 uderzeń na sekundę. Największym obiektem (największa rozpiętość skrzydeł) jest Delfly.

Istnieje znaczna ilość projektów, które są na etapie badań układu napędowego. Na rysunku 3.11 pokazana jest koncepcja dwuskrzydłego entomoptera napędzanego konwencjonalnym silnikiem rozwijana przez Purdue University [Hu, 2011]. Lewa część rysunku pokazuje model CAD, który oddaje ideę działania urządzenia, prawa natomiast jego realizację. Podobna koncepcja rozwijana jest przez Harvard University. (rysunek 3-12) [Sahai, 2012]. Ilustracja przedstawia urządzenie testowe. Napęd urządzenia złożony jest z silnika elektrycznego oraz układu korbowego. Bardzo ciekawym i oryginalnym pomysłem układu trzepoczącego jest ten, przedstawiony przez R. Żbikowskiego oraz C. Galińskiego [Galiński, 2005]. Ruch skrzydeł realizowany jest przez układ podwójnych szkockich jarzm. Do napędu służy silnik elektryczny. Równie ciekawy pomysł na realizację ruchu trzepoczącego powstał w University of Maryland (rysunek 1-14) [Keshavan, 2007]. Układ napędowy wykorzystuje odpowiednio ukształtowane krzywki do uzyskania pożądanej trajektorii ruchu skrzydeł. Istnieją także pomysły tworzenia układów napędowych, które śmiało można określić mianem hybrydowych. Zasadniczy ruch skrzydeł realizowany jest w klasyczny sposób, przy pomocy przekładni mechanicznej. Jednak okresowa modyfikacja trajektorii ruchu prowadzona jest wykorzystując elementy drgające (MEMS¹) najczęściej piezoelektryczne [Raney, 2003], [Yang, 2007].

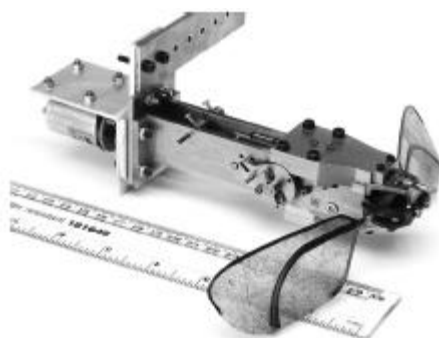


Rysunek 2.5-11. Mechanizm Zheng Hu i Xinyan Deng Purdue University



Rysunek 2.5-12. Mechanizm napędowy rozwijany przez Harvard University

¹ MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) – elektro-mechaniczne mikro siłowniki



Rysunek 2.5-13. Mechanizm napędowy zaproponowany przez R. Żbikowskiego oraz C. Galińskiego

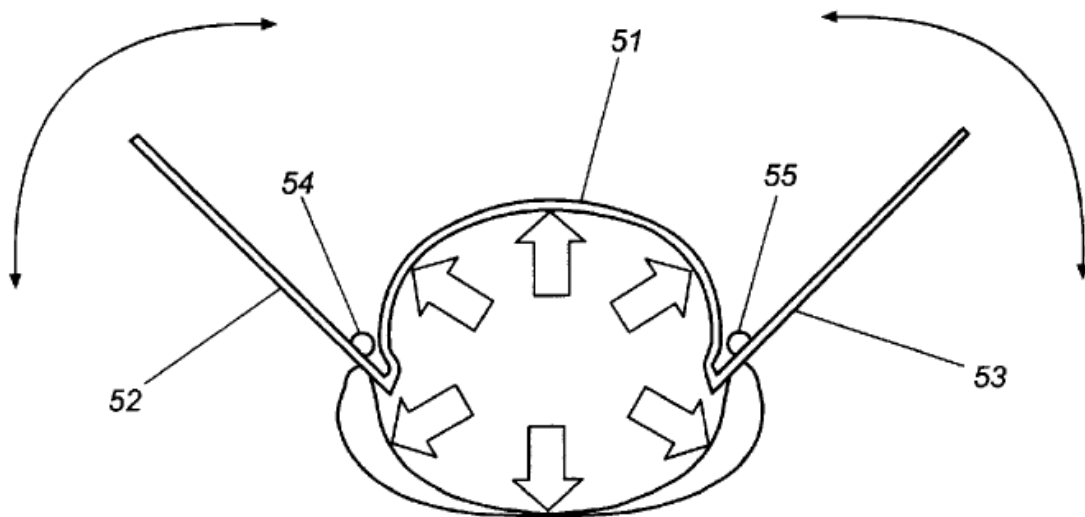


Rysunek 2.5-14. Układ napędowy oparty na mechanizmie krzywkowym

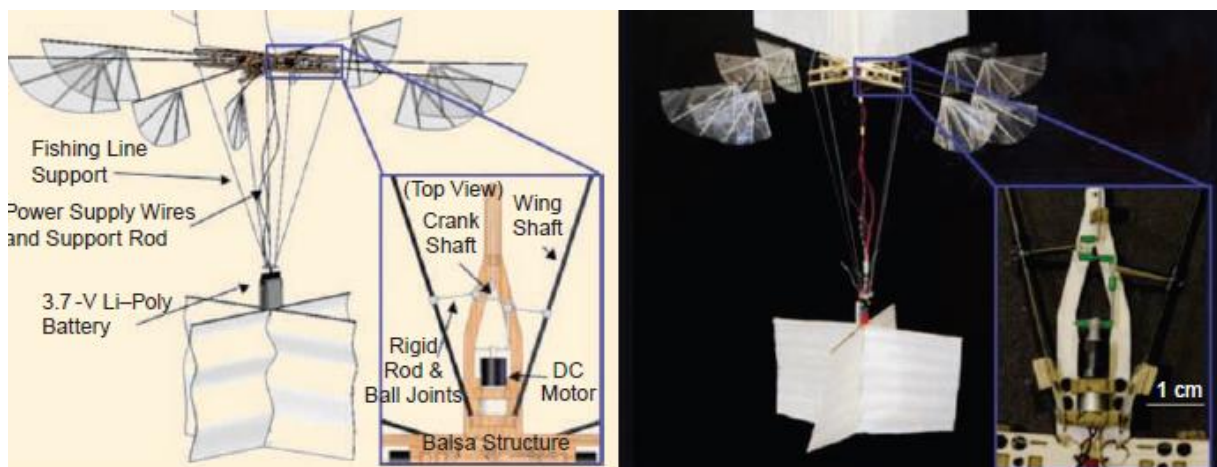
Awangardowe koncepcje realizacji entomoptera zostały przedstawione przez Georgia Tech Research Institute. Na ilustracji 3-15 przedstawiony został entomopter w układzie czteroskrzydłym. Jego skrzydła są jednak rozsunięte tak, że nie nachodzą na siebie. Amplituda ich ruchu w ten sposób może być większa. Pomysł ten został opatentowany [Michelson, 2000]. Przedstawiona została także koncepcja wykorzystania jako siłownika napędowego elementu, który zwiększałby swoją objętość cyklicznie. Mogłaby to być swego rodzaju maszyna objętościowa (rys. 3-16), korpus pod wpływem ciśnienia zmieniałby swą objętość i przemieszczał skrzydła. Najbardziej wyrafinowana koncepcja zakłada wykorzystanie sztucznych mięśni chemicznych, nad którymi prowadzone są prace w tej samej jednostce naukowej [Michelson, 2002].



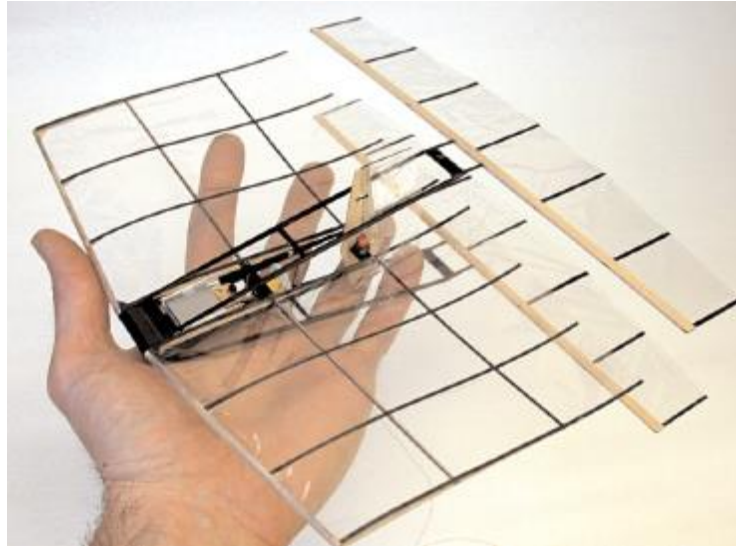
Rysunek 2.5-15. Koncepcja czteroskrzydłego entomoptera



Rysunek 2.5-16. Idea napędu oparta na elementach rozprężnych



Rysunek2.5-17. Entomopter konstruowany w Cornell University [van Breugel, 2008]



Rysunek2.5-18. NPS flapping wing MAV [Jones, 2005]

Istnieją także koncepcje statków powietrznych, które w niczym nie przypominają owadów, lecz wpisują się w nurt obiektów napędzanych trzepoczącymi skrzydłami. Pierwszy z nich to entomopter opracowany w Cornell University. Napędzany jest czterema parami skrzydeł. Stateczność zapewniają stateczniki (rys. 3-17). Drugim statkiem powietrznym jest NPS flapping wing MAV (3.18). W istocie jest to stałopłat wykorzystujący do generowania siły ciągu dwa skrzydła umieszczone za głównym płatem.

Analizując obecnie istniejące konstrukcje entomopterów można dokonać dwojakiego podziału. Po pierwsze ze względu na ilość skrzydeł. Taki sam podział istnieje w klasyfikacji owadów. W rzeczywistości znajdują zastosowania zarówno konstrukcje dwu-, jak i czteroskrzydłe. Oba rozwiązania mają zalety. Napęd czteroskrzydły generuje mniejsze drgania. Siły oporu aerodynamicznego oraz bezwładności przyspieszanych skrzydeł w dużej mierze (jeśli nie całkowicie) znoszą się. Dodatkowy ruch obiektu będący efektem ubocznym jest szkodliwy ze względu na zmniejszenie prędkości ruchu skrzydła, co przekłada się na mniejszą siłę nośną. Inną zaletą jest możliwość wykorzystania efektu Weis-Fogh'a dwukrotnie podczas jednego okresu. Układy dwuskrzydłe cechują się mniejszą masą. Drugim kryterium klasyfikacyjnym jest konstrukcja układu poruszania skrzydłami. Także względem takiego podziału można wyróżnić dwie grupy. Pierwsza wykorzystuje jako napęd klasyczny silnik elektryczny prądu stałego lub synchroniczną maszynę trójfazową. Obecnie dostępne są efektywne jednostki napędowe o masie poniżej 2g.

Druga grupa entomopterów wykorzystuje aktuatory, które wprowadzają skrzydła w rezonans. Sam siłownik wykonuje stosunkowo niewielki ruch drgający. Przy wykorzystaniu odpowiedniej konstrukcji amplituda drgań zostaje powiększona. Dodatkowo wprowadzenie skrzydła w rezonans, czyli poruszanie nim z częstotliwością równą częstości własnej skrzydła, skutkuje dodatkowym zwiększeniem zakresu jego ruchu. Jako elementy drgające najczęściej stosuje się siłowniki piezoelektryczne. Ich budowa oraz zasada działania szczegółowo została przedstawiona w [Karpelson, 2012], [Wood, 2007]. Przykładowa konstrukcja jest przedstawiona na rysunku 1.1-2. Aktuator złożony jest z podatnej bazy oraz z naklejonego do niej paska materiału piezoelektrycznego. Pod wpływem przyłożonego napięcia materiał zmienia swoją długość, w wyniku czego cały element ulega wygięciu. W entomopterze jeden z końców siłownika przymocowany jest na sztywno do korpusu. Drugi koniec przemieszczając się porusza skrzydłami za pośrednictwem dźwigni. Tego typu napęd znajdzie zastosowanie w najmniejszych obiektach, wielkością dorównującym owadom. Napęd z wykorzystaniem klasycznego silnika elektrycznego znajduje zastosowanie w konstrukcjach wielkości małych ptaków.

Z inżynierskiego punktu widzenia istotne jest, aby mieć świadomość przedziałów wartości wymienionych parametrów, które w rzeczywistości są spotykane. Najczęściej spotykanymi obiektami, które mogą być odniesieniem w procesie projektowania są ptaki i owady. Wartości parametrów ruchu trzepoczącego zostały zestawione w tabeli 3-2. Częstotliwość trzepotania skrzydeł zwierząt potrafiących wykonać zawis zawiera się w przedziale około 20-200Hz. Największym zwierzęciem potrafiącym wykonać pełny zawis jest koliber, on też najwolniej porusza skrzydłami. Najmniejsze owady mają długość skrzydła równą kilku milimetrów, a częstotliwość trzepotania sięga 200Hz. Kątowy zakres ruchu zawiera się w przedziale 90 do 150 stopni (niższa wartość jest dla ważki, która nie została uwzględniona w tabeli) i jest uzależniony od gatunku. Wydłużenie zwykle jest niewielkie. Maksymalne z pośród wymienionych zwierząt wynosi 8,2. Są jednak gatunki, których wydłużenie skrzydeł sięga nawet 15. Wartość ta odpowiada wydłużeniu skrzydeł szybowca. Zwierzęta o tak dużym wydłużeniu wykonują ruchy skrzydłami o mniejszej amplitudzie. Zwierzęta będące protoplastami entomopterów cechuje mała wartość posuwu względnego podczas lotu postępowego. Oznacza to, że nawet podczas lotu postępowego prędkość opływu skrzydeł wywołana ruchem trzepoczącym jest większa od samej prędkości lotu. Liczby Reynoldsa, w których operują zwierzęta to przedział 100–11000. Wartość jest zależna od wielkości obiektu, a w szczególności od jego masy.

Tabela 3-2. Porównanie parametrów kinematyki ruchu [Shyy, 2007]

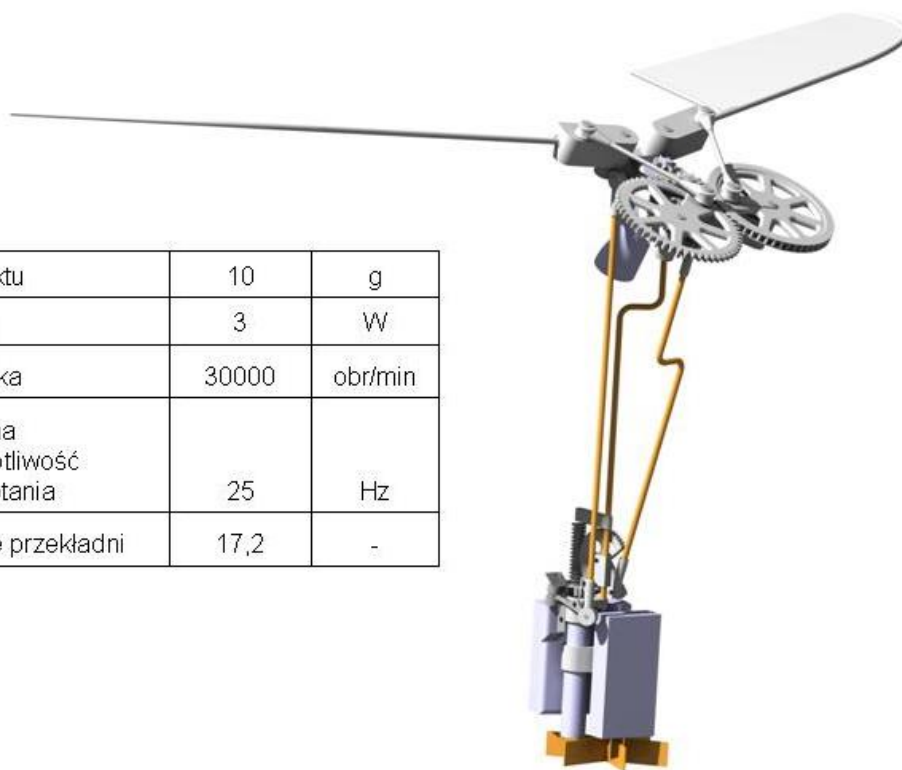
	muszka owocówka	trzmiel	ćma (Manducasexta)	koliber
Częstotliwość trzepotania (f), Hz	200	150	25	23
Kątowy zakres ruchu, rad	150	120	114	150
Wydłużenie	2,4	6,6	5,3	8,2
Częstotliwość zredukowana trzepotania (k)	0,50	0,23	0,30	0,15
Liczba Reynoldsa (Re)	120-210	1200-3200	4200-5300	11000
Posuw względny (J)	-	0,66	0,91	0,34

4 Teza i zakres pracy

4.1 Koncepcja entomoptera

Obiektem badań jest koncepcja dwuskrzydłego entomoptera opartego na mechanicznym układzie przeniesienia napędu oraz silniku elektrycznym. Obiekt ma rozpiętość skrzydeł 200mm. Częstotliwość trzepotania to około 10-20Hz, a liczba Reynoldsa charakteryzująca opływ skrzydeł wynosi 10000. Koncepcja układu konstrukcyjnego obiektu przedstawiona została na rysunku 4-1. Obiekt złożony jest z dwóch głównych zespołów: zespołu napędowego oraz sterowania. Oba zespoły połączone są ze sobą układem popychaczy, który pozwala na zmianę względnego położenia kąтового. Napęd w zakresie ruchu głównego skrzydeł realizowany jest za pośrednictwem układu korbowego. Zmiana kąta nastawienia natomiast wymuszana jest siłami aerodynamicznymi i masowymi. Obrót skrzydła względem kąta nastawienia ograniczany jest przy pomocy sprężyny o odpowiednio dobranej charakterystyce. Przewidywana masa to 10g. Do napędu posłuży silnik elektryczny prądu stałego.

masa obiektu	10	g
moc silnika	3	W
obroty silnika	30000	obr/min
maksymalna częstotliwość trzepotania	25	Hz
przełożenie przekładni	17,2	-



Rysunek 4.1-1. Układ napędowy entomoptera

4.2 Teza i cele pracy

W ramach realizacji pracy doktorskiej została opracowana innowacyjna konstrukcja entomoptera. Zaproponowano nowatorski sposób sterowania obiektem, polegający na odpowiednim pochylaniu całego modułu napędowego względem kadłuba. W podobny sposób sterowane są wiatrakowce.

Tezą pracy jest twierdzenie, że obiekt zbudowany według opisanego powyżej pomysłu będzie w stanie efektywnie latać.

Dowód tezy stanowią analizy efektywności lotu obiektu wykonane w oparciu o badania doświadczalne przeprowadzone w tunelu wodnym Laboratorium Małych Liczb Reynoldsa Instytutu Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych Politechniki Wrocławskiej. Istnieją już entomoptery, które są w stanie wykonać w pełni kontrolowany lot zarówno postępowy, jak i w zawisie. Wiadomo, że budowa tego typu obiektu jest możliwa przy użyciu dostępnych technologii. Na podstawie analizy dostępnych źródeł można stwierdzić, że nie istnieje jednak obiekt, który jest stabilizowany w zaproponowany w pracy sposób. Pośrednim celem pracy, wymuszonym niedostatkami wiedzy na temat aerodynamiki tego typu statków powietrznych, było opracowanie metodyki modelowania aerodynamicznego entomoptera dla potrzeb projektowania tego typu obiektów latających. Obecnie większość prac projektowych prowadzonych jest w oparciu o wyczucie inżynierskie. Takie podejście wymaga olbrzymiej ilości prób, a więc także znacznych kosztów. Osiągnięte w tym zakresie zostały następujące cele:

- znalezienie wystarczająco efektywnego pod kątem energetycznym sposobu ruchu skrzydeł dla zaproponowanej konfiguracji entomoptera
- ocena efektywności układu aerodynamicznego entomoptera w konfiguracji bezogonowej podczas lotu swobodnego.
- weryfikacja przydatności różnych sposobów modelowania aerodynamiki trzepoczących skrzydeł

Jednym z największych problemów dotyczących zbudowania latającego nanorobota jest opracowanie efektywnego układu stabilizacji i sterowania. Większość zbudowanych entomopterów (na przykład Delfly) wykorzystuje trzepoczące skrzydła tylko do wytwarzania siły nośnej oraz napędowej. Stabilizacja i sterowanie ruchem odbywa się za pomocą klasycznych powierzchni sterowych (ster wysokości i kierunku). Tego typu rozwiązanie ma poważny mankament, gdyż sterowane w ten sposób obiekty nie są w stanie wykonać zawisu. Latające owady do stabilizacji swojego lotu wykorzystują jedynie skrzydła. Celami pracy związanymi ze stabilizacją i sterowaniem są:

- opracowanie modelu mechaniki lotu opartego na danych doświadczalnych
- zaproponowanie efektywnego sposobu sterowania i stabilizacji bez wykorzystania zmiennej kinematyki ruchu skrzydeł

4.3 Zakres pracy

W ramach pracy zaprojektowany i zbudowany został robot (tzw. flapper) do badań w tunelu wodnym, który pozwala na odwzorowanie dowolnego sposobu ruchu. Jak wykazała analiza literatury, obecnie istnieje na świecie tylko kilka urządzeń tego typu. W kraju jest to jedyny taki obiekt. Na podstawie analiz literatury światowej można stwierdzić, że zbudowano kilka *flapperów* przeznaczonych do badań wizualizacyjnych opływu skrzydeł owada w środowisku oleju (Elington, Leichmann). Zbudowano także podobne urządzenia do badań w tunelach wodnych, w Kanadyjskim Instytucie Lotnictwa (NRC), oraz na Uniwersytecie Cambridge. Oba flappery mają jednak po jednym skrzydle, a ich konstrukcja została ograniczona małymi wymiarami komór pomiarowych tuneli wodnych NRC oraz Cambridge. Na podstawie analiz dostępnej literatury można stwierdzić, że opracowana w trakcie realizacji pracy konstrukcja flappera jest także unikalna w skali światowej.

Zasadniczym elementem naukowym pracy są badania doświadczalne przeprowadzone przy użyciu wspomnianego robota oraz analiza i interpretacja wyników tych

badan. Zakres prac doświadczalnych obejmuje szereg cykli pomiarów przeprowadzonych w tunelu wodnym Laboratorium Małych Liczb Reynoldsa Instytutu Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznym Wydziału Mechaniczno-Energetycznego Politechniki Wrocławskiej. Prace te objęły:

- Badania wstępne – pomiary w zawisie i ruchu śmigłowym skrzydła. Badania te pozwoliły na analizę fenomenu wiru formującego się na krawędzi natarcia skrzydła. Sprawdzona została stabilność tego wiru. Badania te pozwoliły na pogłębienie wiedzy o mechanizmie generowania sił aerodynamicznych na skrzydłach trzepoczących.
- Analizę wpływu częstotliwości zredukowanej i amplitudy wahań na obciążenia aerodynamiczne. Szczególnie ważne, z punktu widzenia układu sterowania entomopterem, były badania wpływu amplitudy trzepotania na generowane siły aerodynamiczne. Doświadczenie pozwoliło na wybór amplitudy trzepotania dla obiektu rzeczywistego. Na tej podstawie zawężono obszar dalszych badań.
- Badania wpływu liczby Reynoldsa na obciążenia aerodynamiczne trzepoczących skrzydeł. Sprawdzono wpływ liczby Reynoldsa na generowane siły i momenty aerodynamiczne. Informacje pozyskane w doświadczeniu pozwoliły na znaczne uproszczenie późniejszych analiz ruchu entomoptera.
- Analizę wpływu amplitudy zmian kątów trzepotania oraz nastawienia na obciążenia aerodynamiczne. W ramach tych badań sprawdzono różne sposoby zmiany kąta nastawienia oraz przeanalizowano osiągi aerodynamiczne entomoptera. W efekcie została dobrana trajektoria ruchu skrzydeł entomoptera.
- Badania obciążeń aerodynamicznych w ruchu postępowym. W efekcie sprawdzono wpływ prędkości lotu (posuwu skrzydła) na przebiegi uśrednionych parametrów lotu w funkcji parametrów stanu.
- Analizę wpływu chwilowych zmian kinematyki ruchu skrzydeł na przebiegi parametrów lotu. W efekcie możliwe było przeprowadzenie badań symulacyjnych sterowanego lotu entomoptera w podłużnym (symetrycznym) kanale sterowania.

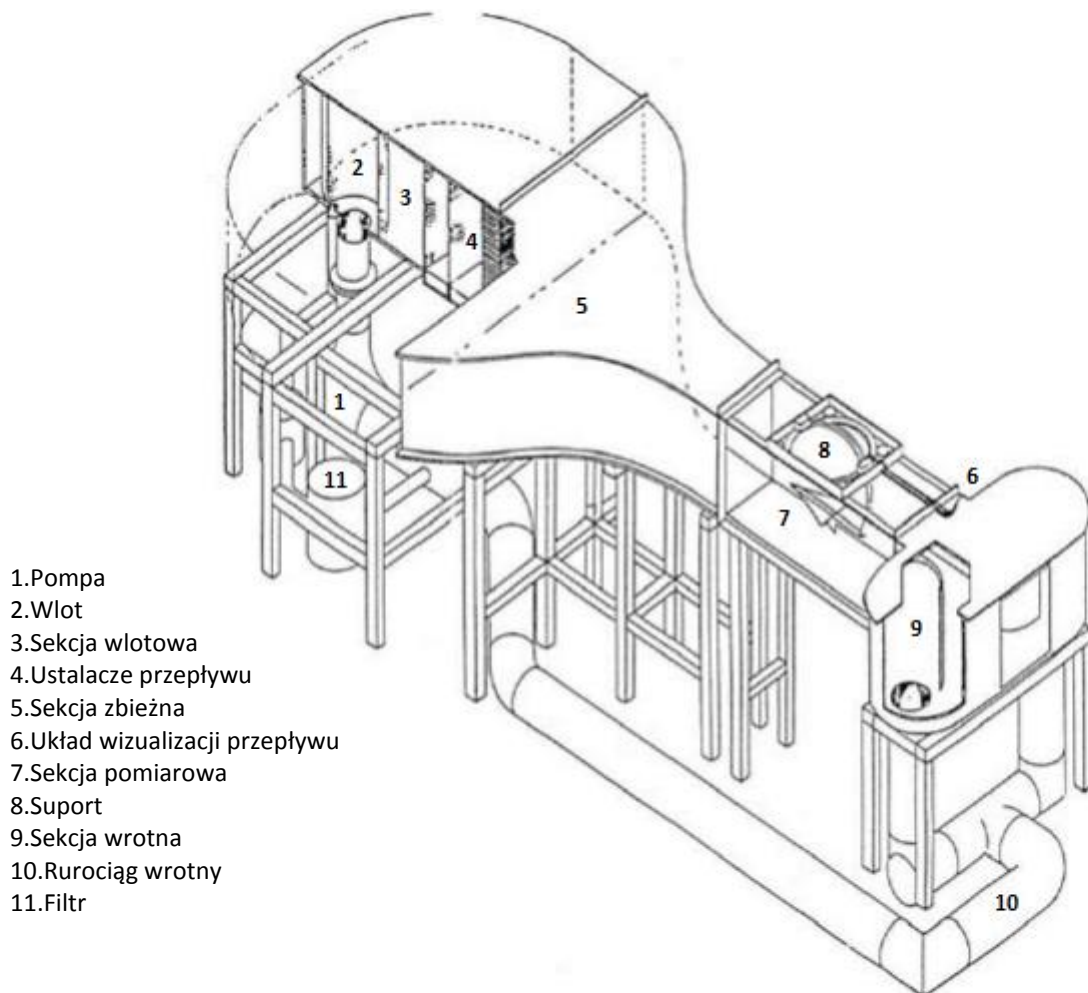
Na podstawie wyników doświadczalnej części pracy dokonana została identyfikacja własności aerodynamicznych entomoptera. W dalszej kolejności zbudowano model dynamiki ruchu obiektu oraz dokonano analizy zachowania się entomoptera podczas lotu swobodnego. Rozprawa obejmuje także dwu- oraz trójwymiarowe analizy numeryczne z wykorzystaniem programu AnsysFluent. Przeprowadzono także obliczenia prostszymi metodami panelowymi. W ramach pracy wykonano następujące zadania prowadzące do zbudowania elementów warsztatu badawczego. Są to:

- projekt i wykonanie robota do badań wstępnych,
- projekt robota trzepoczącego do badań w tunelu wodnym,
- wykonanie prototypu robota do badań w tunelu wodnym (wersja A),
- projekt i wykonanie układu sterującego robotem,
- program kontrolujący robota,
- program do przetwarzania danych pomiarowych,
- program do identyfikacji obciążeń aerodynamicznych (empiryczny model aerodynamiki),
- model w środowisku MATLAB – Simulink® do analizy dynamiki lotu entomoptera,
- program do obliczeń quasi – stacjonarnych obciążeń aerodynamicznych,
- program do obliczeń niestacjonarnych wykorzystujący metodę siatki wirowej,
- projekt entomoptera z wykorzystaniem mechanicznej transmisji napędu.

5 Warsztat badawczy

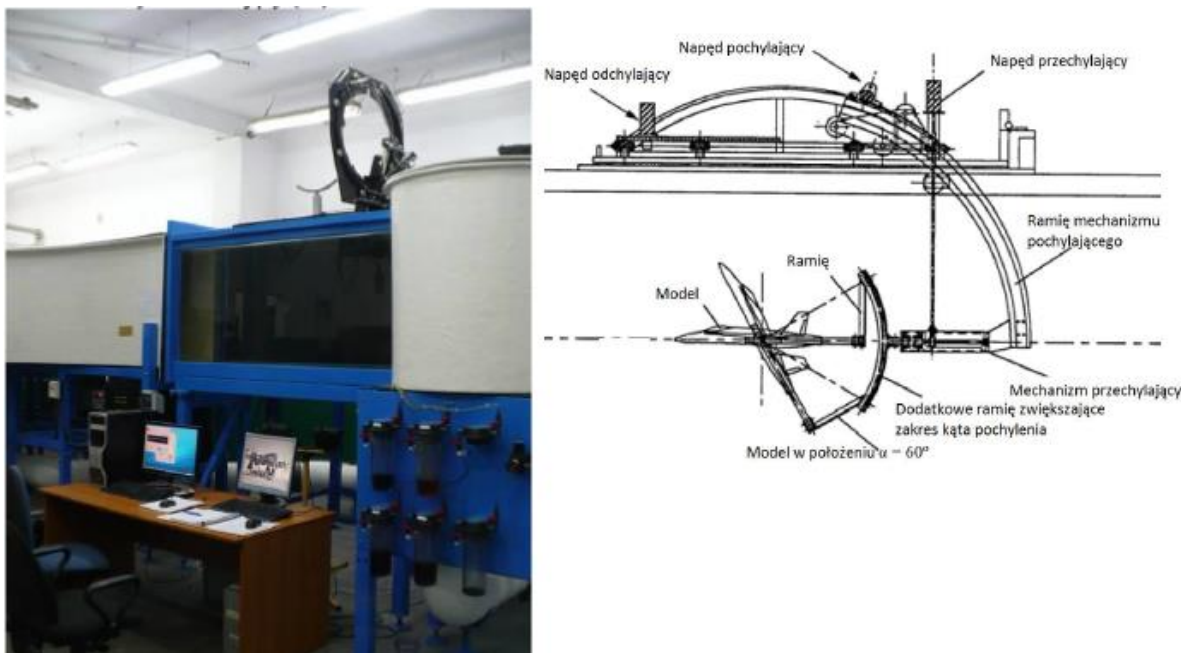
5.1 Tunel wodny i układ pomiarowy

Wszystkie pomiary przeprowadzone zostały w tunelu wodnym RHRC 2436. Jest to tunel wizualizacyjny o poziomym kierunku przepływu czynnika. Przekrój przestrzeni pomiarowej ma wymiary 610x915mm. Schemat budowy został przedstawiony na rysunku 5.1-1. Urządzenie wyposażone jest w suport umożliwiający przemieszczanie modelu podczas pomiarów (rysunek 5.1-2). Obiekt zawieszony na suporcie może być obracany wokół centralnego punktu w trzech kierunkach. Dodatkowe wyposażenie pozwala na przeprowadzanie pomiarów dynamicznych. Takie testy przeprowadzone zostały także na robocie modelującym entomopter w ramach pracy doktorskiej. Tunel wodny szczególnie nadaje się do modelowania opływów z bardzo niskimi liczbami Reynoldsa. Bardzo często tego typu urządzenie wykorzystywane jest w pracach nad entomopterami [Luc-Bouhali, 2004].

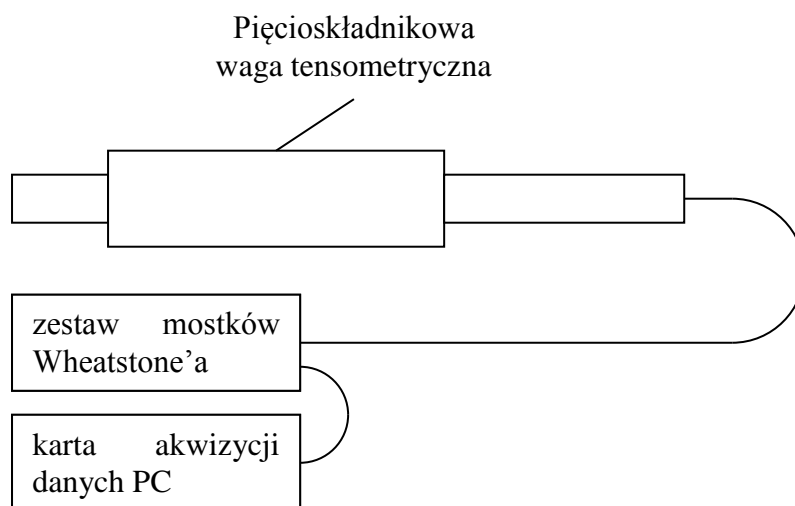


- 1.Pompa
- 2.Włot
- 3.Sekcja wlotowa
- 4.Ustalacze przepływu
- 5.Sekcja zbieżna
- 6.Układ wizualizacji przepływu
- 7.Sekcja pomiarowa
- 8.Suport
- 9.Sekcja wrotna
- 10.Rurociąg wrotny
- 11.Filtr

Rysunek 5.1-1. Budowa tunelu wodnego [Kerho, 2007]



Rysunek 5.1-2. Tunel wodny Politechniki Wrocławskiej oraz schemat budowy suportu



Rysunek 5.1-3. Schemat systemu pomiarowego

Przetwornikiem mierzącym obciążenia generowane przez robot jest pięcioskładnikowa waga tensometryczna typu giętego. Urządzenie złożone jest z pięciu sekcji, w których naklejone są zestawy czterech tensometrów piezoelektrycznych, każdy o 1000-krotnym współczynniku wzmocnienia. Urządzenie pozwala na pomiar siły w dwóch kierunkach prostopadłych do osi wagi oraz trzech momentów. Tensometry połączone są w układ pełnych mostków Wheatstone'a. Mierzony sygnał następnie trafia do karty akwizycji danych komputera sterującego tunelem, gdzie zamieniany jest na postać dyskretną (rysunek 5.1-3). We wszystkich testach częstotliwość próbkowania wynosiła 50Hz. Przed pomiarami waga została skalibrowana. Kalibracja polega na wyznaczeniu macierzy, która przemnożona przez wartości spadków napięć na mostkach pozwala wyliczyć wartości sił i momentów w mierzonych kierunkach. W efekcie charakterystyka przetwornika jest linearyzowana wokół punktu pracy. Zaletą tensometrów piezoelektrycznych jest wysoki współczynnik wzmocnienia. Mają one jednak również wiele wad. Charakterystyka prądowa takiego

materiału najczęściej jest nieliniowa. W związku z tym waga wymagała kalibracji z uwzględnieniem wstępnego obciążenia pochodzącego od siły ciężkości robota. Na rysunku 5-1.4 przedstawiona jest waga podczas kalibracji z symulowanym obciążeniem wstępnym.

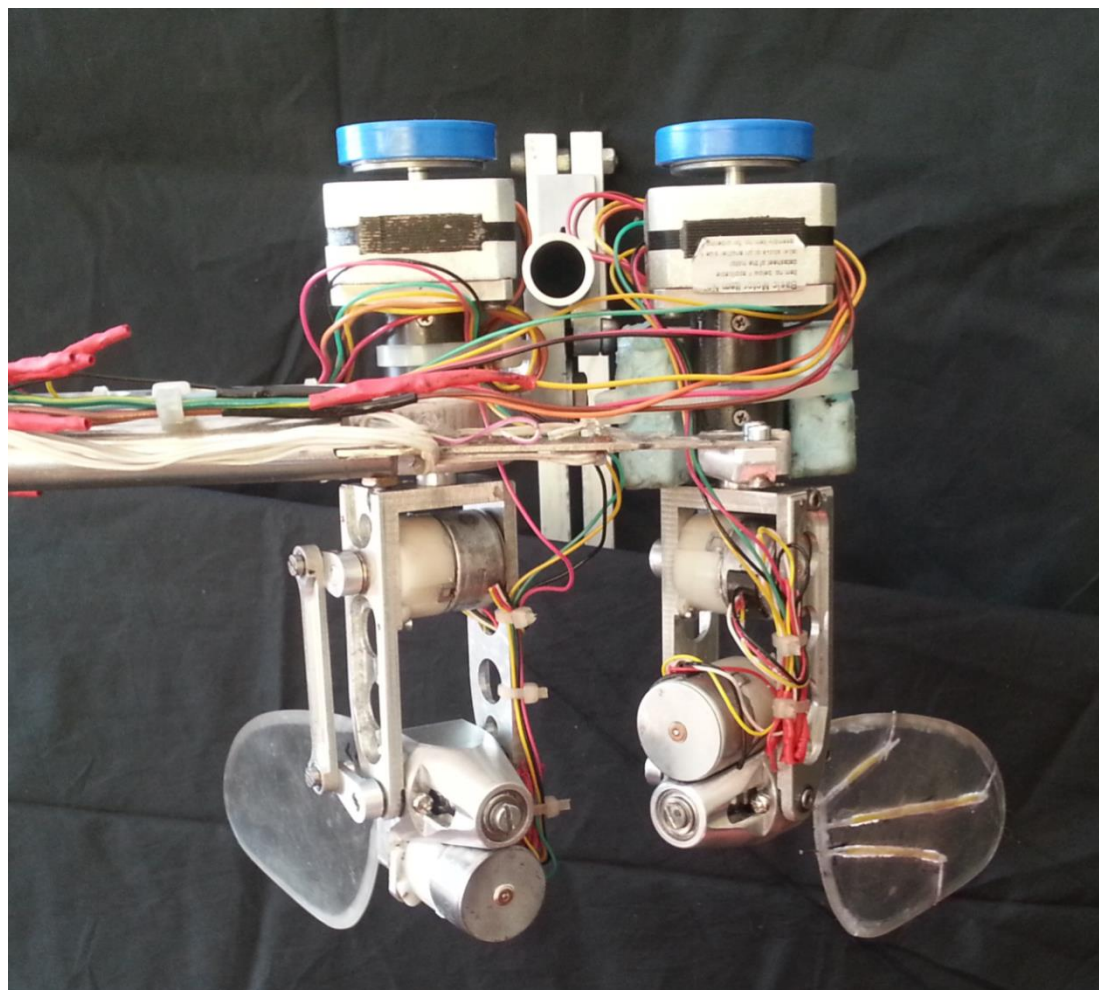
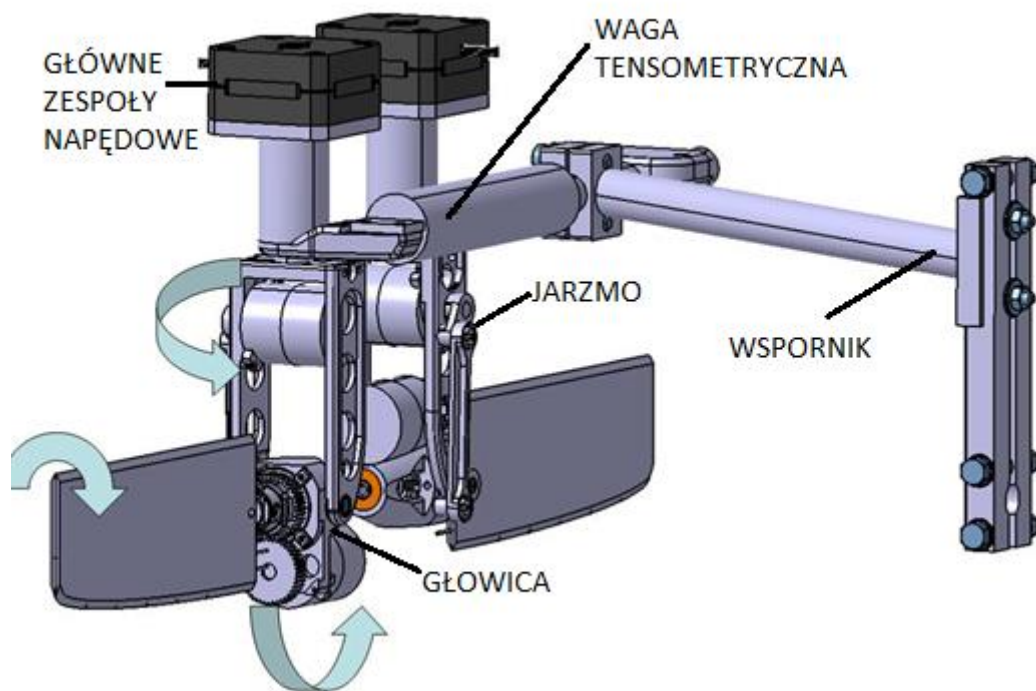


Rysunek 5.1-4 Waga tensometryczna podczas kalibracji

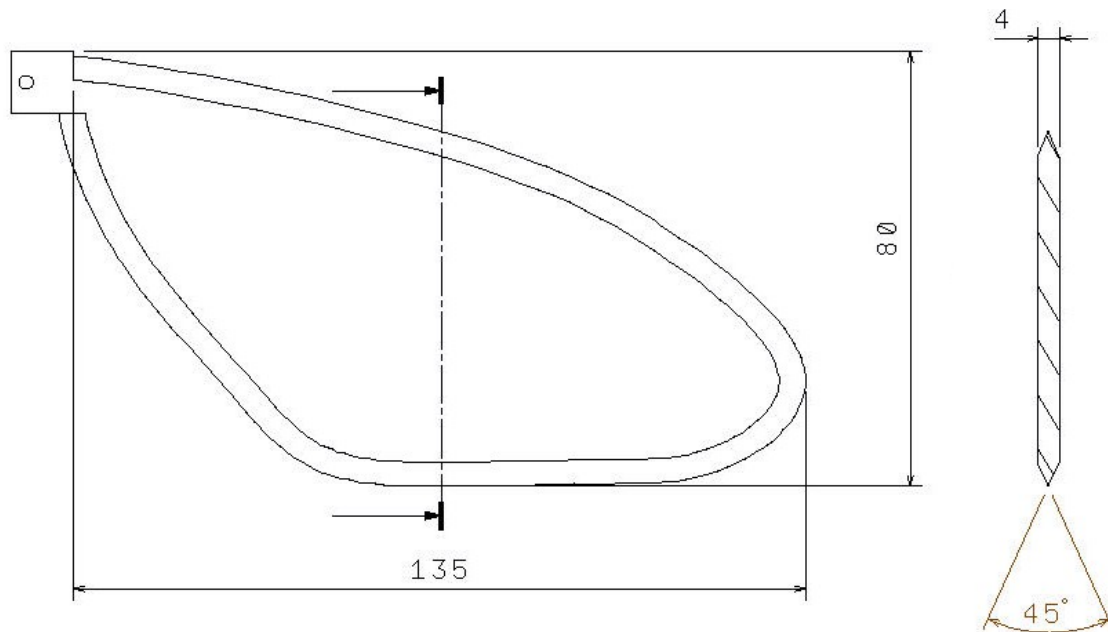
5.2 Robot trzepoczący

5.2.1 Konstrukcja mechaniczna

Robot złożony jest z dwóch niezależnych ramion. Jedno z nich zawieszono bezpośrednio na uchwycie wagi. Drugie za pomocą wysięgnika (wspornika) do konstrukcji wspierającej przetwornik. Taki sposób zawieszenia umożliwia pomiar dwóch składników sił hydrodynamicznych, momentów przez nie generowanych oraz momentu pochylającego. Do napędu wykorzystano sześć silników krokowych (po trzy w każdym ramieniu) sprzężonych z przekładniami planetarnymi. Jedynie główne zespoły napędowe są nieruchome, silniki poruszające skrzydłami w zakresie ruchu trzepoczącego oraz zmian kątów nastawienia obracają się wraz z odpowiednimi zespołami. Takie rozwiązanie upraszcza sposób sterowania oraz konstrukcję. Silniki pracują tylko w momencie gdy przemieszczają skrzydło. Elementy układu transmisji napędu zostały zredukowane do minimum, co pozwoliło zredukować masę. Moment obrotowy potrzebny do zmiany kąta nastawienia przekazywany jest za pośrednictwem przekładni zębatej wprost z zespołu napędowego. Korpus zamontowany jest wahliwie w jarzmie. W nim też zabudowany został silnik oraz układ transmisji napędu odpowiadający za zmianę położenia skrzydła w zakresie kąta dewiacji. Transmisja napędu stanowi układ korbowy. Całe ramię zamontowane jest na wale głównego zespołu napędowego.



Rysunek 5.2-1. Robot trzepający do badań w tunelu wodnym

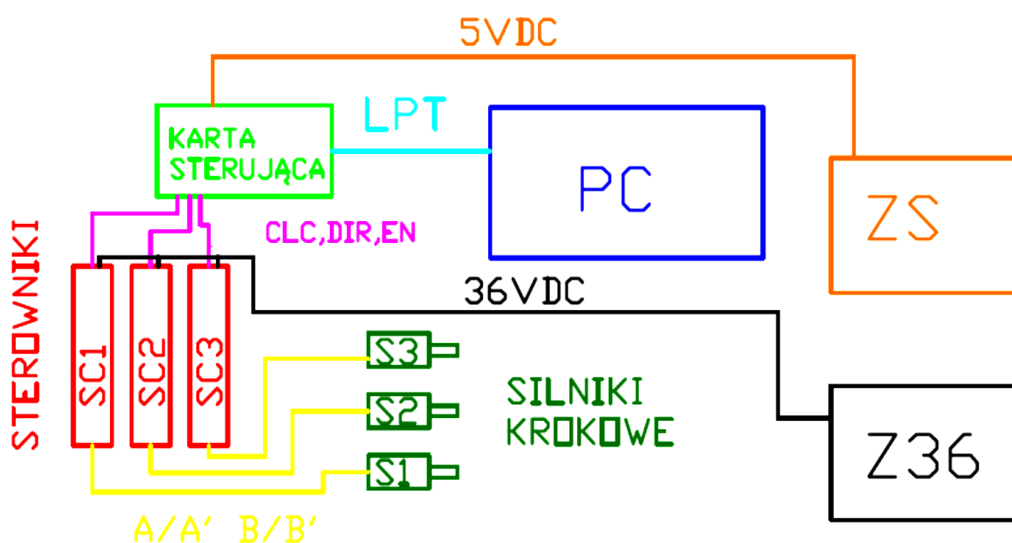


Rysunek 5.2-2. Geometria skrzydła użytego w doświadczeniu

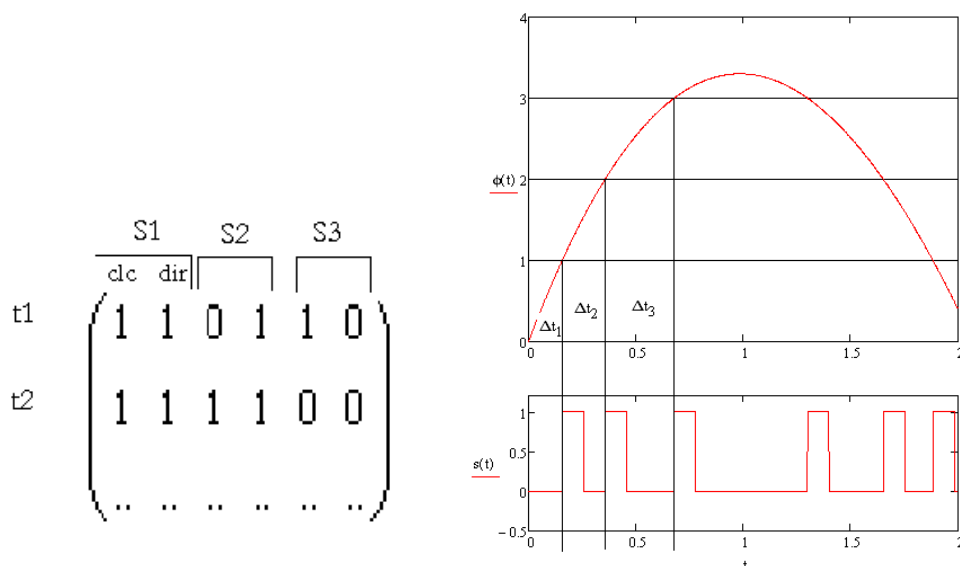
W zasadniczej części prac eksperymentalnych wykorzystano skrzydła o kształcie wzorowanym na obrysie skrzydła muchy Plujki (rys 5.2-2). Skrzydła są płaskimi płytkami o grubości 4mm, fazowanymi po obwodzie symetrycznie po obu stronach pod kątem 45° .

5.2.2 Układ sterujący

Sterowanie robotem odbywa się poprzez komputer PC. Na rysunku 5-2.3 przedstawiony jest schemat układu sterowania. Komputer przesyła poprzez port równoległy (LPT) trzy sygnały dla każdego silnika, taktujący (clock), kierunku (direction) oraz zezwolenia na ruch (enable). Sygnał trafia do karty sterującej, która rozdziela sygnał dla każdego sterownika silnika. Sterowniki przetwarzają informacje o kroku i kierunku na przełączenie faz silników (komutację). Do zasilania układów logicznych wykorzystywane jest napięcie 5VDC pochodzące z zasilacza stabilizowanego. Silniki zasilane są napięciem 36 VDC. Ruch skrzydła entomoptera opisany jest za pomocą trzech kątów (rysunek 2.3-1). Ich zmiany opisane zostały zależnościami (2.24-2.26). Jako parametry opisujące kinematykę ruchu skrzydła do programu sterującego wprowadzane są współczynniki szeregów Fouriera oraz częstotliwość trzepotania. Na podstawie zadanego przebiegu funkcji i znanych wartości kątów o jakie się przemieszcza skrzydło podczas jednego kroku silnika (rysunek 5-2.4) wyznaczany jest czas pomiędzy impulsami taktującymi silniki. W efekcie budowana jest macierz (macierz ruchu), w której poszczególne zera i jedynki oznaczają stany niskie bądź wysokie poszczególnych pinów portu LPT, czyli poszczególnych sygnałów sterujących silnikami. Każdy wiersz macierzy niesie ze sobą informacje na temat wartości sygnałów w danym momencie. Macierz ruchu tworzona jest przed uruchomieniem robota, podczas pracy program tylko odczytuje ją wiersz po wierszu i na jej podstawie ustawia odpowiednie wartości sygnałów.



Rysunek 5.2-3. Schemat układu sterowania



Rysunek 5.2-4. Sposób sterowania silnikami krokowymi

5.3 Analiza danych eksperymentalnych

Po zakończeniu pomiaru dane w postaci macierzy zmian napięć na mostkach Wheatstone'a są przetwarzane. Ogólny schemat postępowania przedstawiony jest na rysunku 5.3-1. Pierwszym etapem po akwizycji jest transformacja do postaci obciążeń. Do tej pory wyniki były w postaci napięć zmierzonych na mostkach tensometrycznych. Przemnażając je przez macierz kalibracji otrzymywane są przebiegi sił oraz momentów.

AKWIZYCJA DANYCH (ZMIANY NAPIĘCIA NA MOSTKACH
TENSOMETRYCZNYCH



TRANSFORMACJA DO POSTACI OBCIĄŻEŃ



FILTRACJA



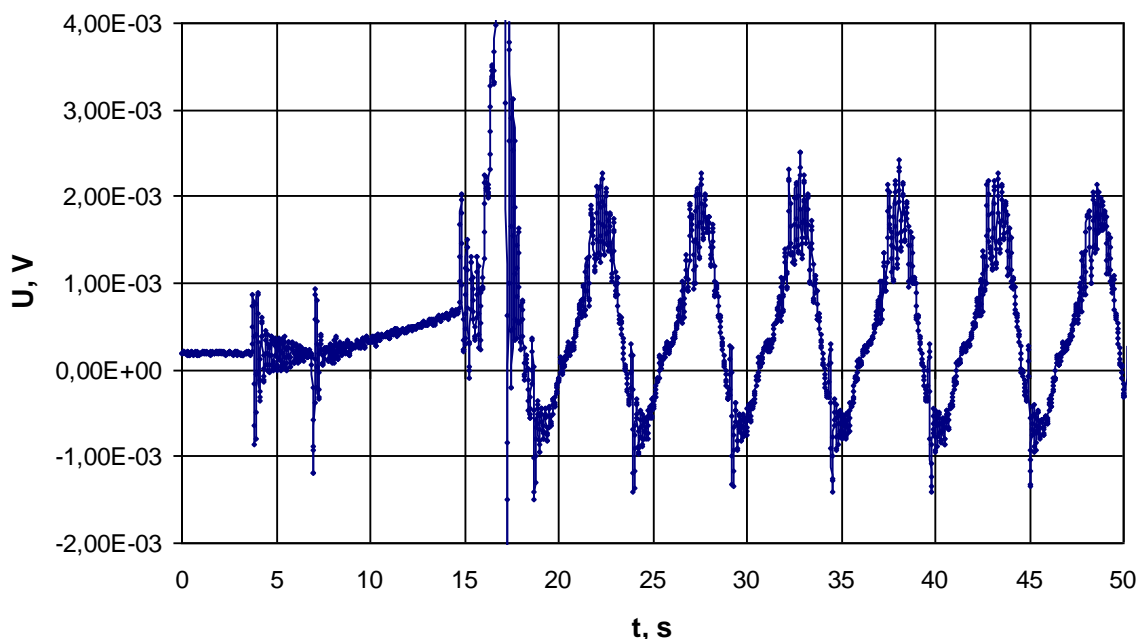
DZIELENIE NA OKRESY I TAROWANIE



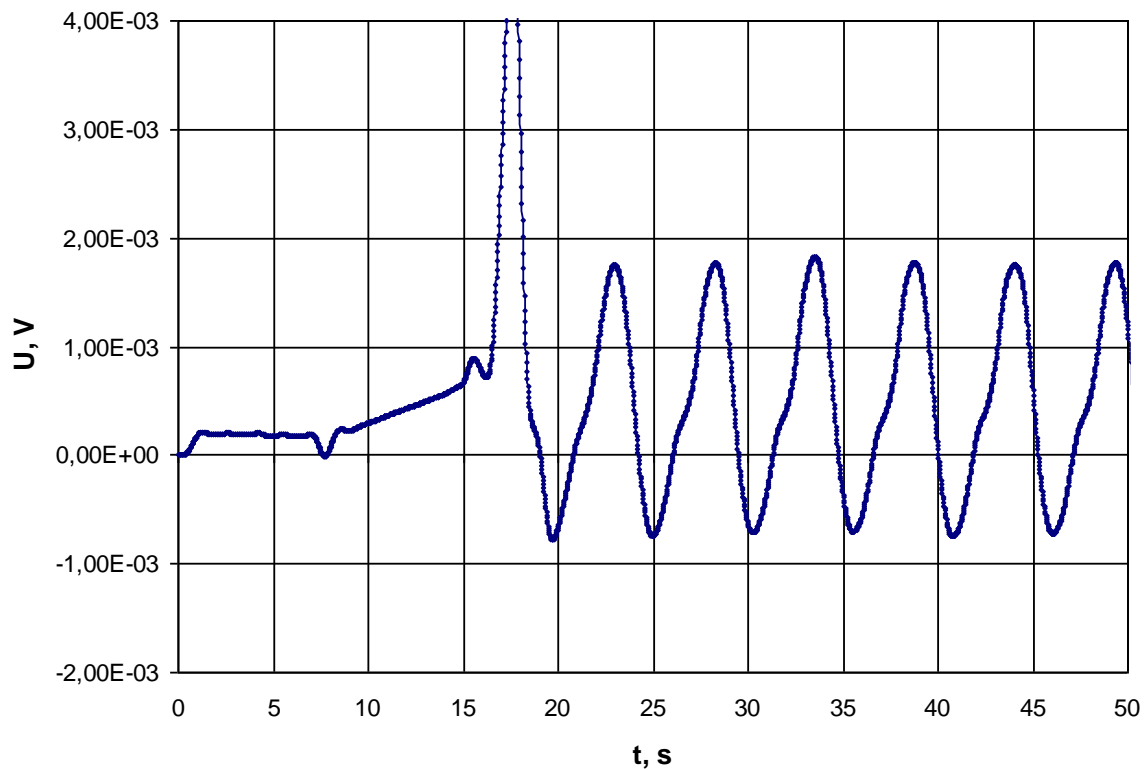
SUBSTRAKCJA OBCIĄŻEŃ BEZWŁADNOŚCIOWYCH

Rysunek 5.3-1. Obróbka danych pomiarowych

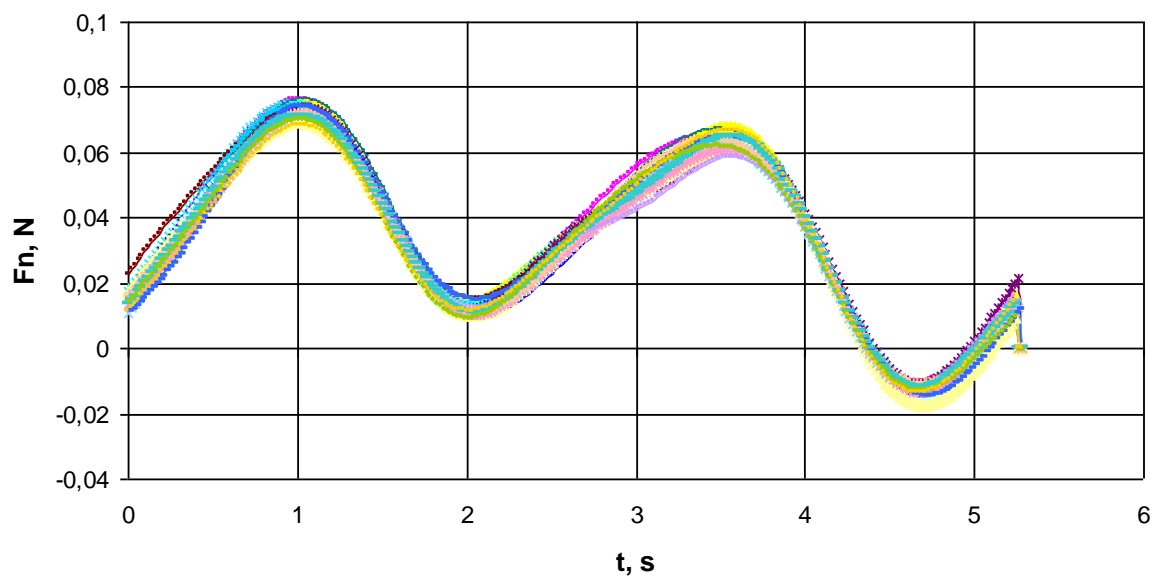
Na rysunku 5.3-2 przedstawiony jest przebieg zmian jednego z sygnałów. Po zapisaniu wyników usuwane są z sygnału szumy przy pomocy filtra dolnoprzepustowego. Na kolejnym rysunku przedstawiony jest przebieg tego samego sygnału po przefiltrowaniu. Podczas jednego testu robot wykonywał 30 powtórzeń cyklu ruchu. Zarejestrowany rezultat jest dzielony na poszczególne okresy, a następnie uśredniany. Odrzucane są pierwsze trzy okresy, ponieważ podczas ich trwania mogło nie zostać wygenerowane indukowane pole prędkości. Na rysunkach 5.3-4 oraz 5.3-5 pokazane są odpowiednio nałożone na siebie przebiegi sił z całego testu oraz średni rezultat.



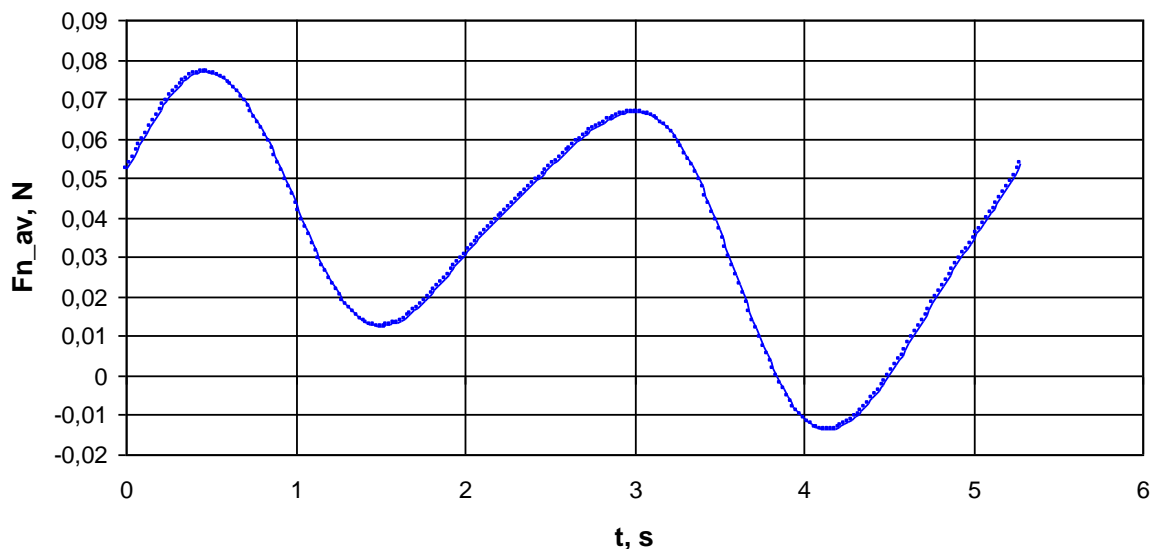
Rysunek 5.3-2. Fragment przebiegu wartości napięcia na mostku Wheatstone'a



Rysunek 5.3-3. Fragment przebiegu wartości napięcia na mostku Wheatstone'a, przefiltrowany programowym filtrem dolnoprzepustowym



Rysunek 5.3-4. Przebiegi czasowe siły normalnej podczas jednego cyklu pomiarowego



Rysunek 5.3-5. Przebiegi czasowe siły normalnej podczas jednego cyklu po uśrednieniu

Uzyskane wartości odczytów dla każdej chwili czasu przemnażane są przez macierz kalibracji:

$$\begin{bmatrix} N \\ PG \\ T \\ M \\ PM \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial Mv1} & \frac{\partial N}{\partial PGv1} & \frac{\partial N}{\partial PMv} & \frac{\partial N}{\partial PGv2} & \frac{\partial N}{\partial Mv2} \\ \frac{\partial PG}{\partial Mv1} & \frac{\partial PG}{\partial PG} & \frac{\partial PG}{\partial PMv} & \frac{\partial PG}{\partial PG} & \frac{\partial PG}{\partial Mv2} \\ \frac{\partial T}{\partial Mv1} & \frac{\partial T}{\partial PMv1} & \frac{\partial T}{\partial RMv} & \frac{\partial T}{\partial PMv2} & \frac{\partial T}{\partial Mv2} \\ \frac{\partial M}{\partial Mv1} & \frac{\partial M}{\partial PGv1} & \frac{\partial M}{\partial PMv} & \frac{\partial M}{\partial PGv2} & \frac{\partial M}{\partial Mv2} \\ \frac{\partial PM}{\partial Mv1} & \frac{\partial PM}{\partial PGv1} & \frac{\partial PM}{\partial PMv} & \frac{\partial PM}{\partial PGv2} & \frac{\partial PM}{\partial Mv2} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Mv1 \\ PGv1 \\ PMv \\ PGv2 \\ Mv2 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Jako wynik otrzymywane są wartości obciążeń w kolejności odpowiednio: N – składowa normalna siły, PG – moment generowany przez składową normalną siły, S – składowa boczna siły M – moment generowany przez składową boczną siły oraz PM – moment działający w kierunku równoległym do osi wagi.

W trakcie badań robot był modyfikowany. Zmianie ulegał sposób wykorzystania wagi. Szczegółowy opis sposobu pomiaru znajduje w rozdziałach opisujących poszczególne eksperymenty. Końcowa wersja urządzenia wykorzystywała cztery składowe. Składowa N mierzyła siłę nośną (równoległą do osi silników głównych), T wypadkową siłę działającą w płaszczyźnie ruchu głównego (płaszczyzna azymutalna), M moment obrotowy niezbędny do ruchu oraz PM moment pochylający.

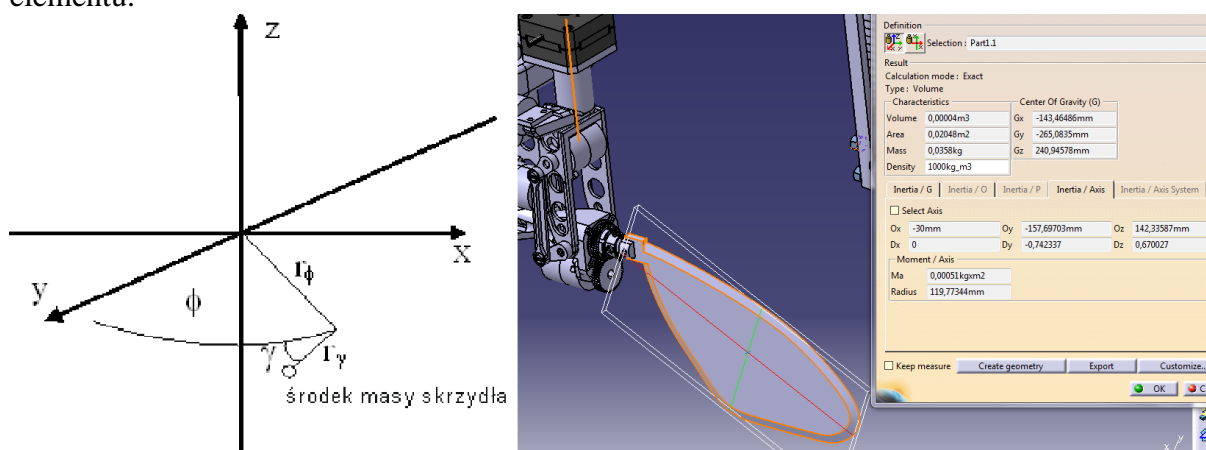
Po przemnożeniu i uśrednieniu wyniki były aproksymowane szeregiem Fouriera o długości 20 wyrazów. Zabieg ten ułatwia dalsze przetwarzanie danych oraz dodatkowo wygładza wyniki. Oczywiście w uzyskanym w ten sposób wyniku są siły zarówno hydrodynamiczne, jak również siła ciężkości i wyporu oraz bezwładności (te właściwie są pomijalnie małe). Aby wyodrębnić efekty hydrodynamiczne układ był tarowany. Robot był ważony w bezruchu w dwudziestu różnych położeniach. Na tej podstawie można określić zmianę odczytów wagi

spowodowaną przemieszczeniem środka ciężkości urządzenia. Siłę hydrodynamiczną można wyrazić w postaci różnicy:

$$F_{aero} = F_{zmiierz} - F_{tara} - F_I, \quad (5.2)$$

gdzie: F_I to siły bezwładności.

Siły bezwładności zostały wyliczone na podstawie znajomości geometrii modelu oraz sposobu jego ruchu. W celu wyznaczenia sił generowanych przez przemieszczającą się masę skrzydła sprowadzono je do punktu materialnego. Schematycznie uproszczony model został przedstawiony na rysunku 5.3-6 po lewej stronie, po prawej pokazany jest model CAD elementu.



Rysunek 5.3-6. Model zastępczy skrzydła

Ogólnie siły masowe wyznaczane są na podstawie II zasady dynamiki Newtona, którą można wyrazić wzorem:

$$F_I = \ddot{x}_s \cdot m_s \quad (5.3)$$

Punkt materialny, do którego zostało sprowadzone skrzydło porusza się po następującej trajektorii:

$$\begin{aligned} x_s &= r_\phi \cdot \sin(\phi) + r_\gamma \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \\ y_s &= r_\phi \cdot \cos(\phi) + r_\gamma \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \\ z_s &= r_\gamma \cdot \sin(\gamma) \end{aligned} \quad (5.4)$$

gdzie: ϕ, γ , to współrzędne kątowe położenia skrzydła, natomiast r z odpowiednim indeksem to współrzędne położenia środka skrzydła względem układu odniesienia związanego ze skrzydłem.

W zapisie wektorowym powyższe wyrażenie przybierze postać następującą:

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\phi) & \cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \\ \cos(\phi) & \cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \\ 0 & \sin(\gamma) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} r_\phi \\ r_\gamma \end{bmatrix}. \quad (5.5)$$

Prędkości oraz przyspieszenia względem rozpatrywanych kierunków otrzymane zostaną po zróżniczkowaniu jedno i dwukrotnym równań ruchu względem czasu:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_s \\ \dot{y}_s \\ \dot{z}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) \cdot \omega_\phi & -\sin(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\gamma - \cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \omega_\phi \\ -\sin(\phi) \cdot \omega_\phi & -\sin(\gamma) \sin(\phi) \cdot \omega_\gamma + \cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\phi \\ 0 & \cos(\gamma) \cdot \omega_\gamma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} r_\phi \\ r_\gamma \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_s \\ \ddot{y}_s \\ \ddot{z}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x\phi} & a_{x\gamma} \\ a_{y\phi} & a_{y\gamma} \\ 0 & a_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} r_\phi \\ r_\gamma \end{bmatrix}. \quad (5.7)$$

We wzorze na przyspieszenie wyrażenia trygonometryczne zostały zastąpione współczynnikami, których wartości przedstawione zostały poniżej:

$$\begin{aligned} a_{x\phi} &= -\sin(\phi) \cdot \omega_\phi^2 + \cos(\phi) \cdot \varepsilon_\phi \\ a_{x\gamma} &= (-\cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\gamma^2 + \sin(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \omega_\gamma \cdot \omega_\phi - \sin(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \varepsilon_\gamma) - \\ & - (-\sin(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \omega_\phi \cdot \omega_\gamma + \cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\phi^2 + \cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \varepsilon_\phi) \end{aligned} \quad (5.8)$$

$$\begin{aligned} a_{y\phi} &= -\cos(\phi) \cdot \omega_\phi^2 - \sin(\phi) \cdot \varepsilon_\phi \\ a_{y\gamma} &= -(\cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \omega_\gamma^2 + \sin(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\gamma \cdot \omega_\phi + \sin(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \varepsilon_\gamma) + \\ & + (-\sin(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \omega_\phi \cdot \omega_\gamma - \cos(\gamma) \cdot \sin(\phi) \cdot \omega_\phi^2 + \cos(\gamma) \cdot \cos(\phi) \cdot \varepsilon_\phi) \\ a_z &= -\sin(\gamma) \cdot \omega_\gamma^2 + \cos(\gamma) \cdot \varepsilon_\gamma \end{aligned} \quad (5.9)$$

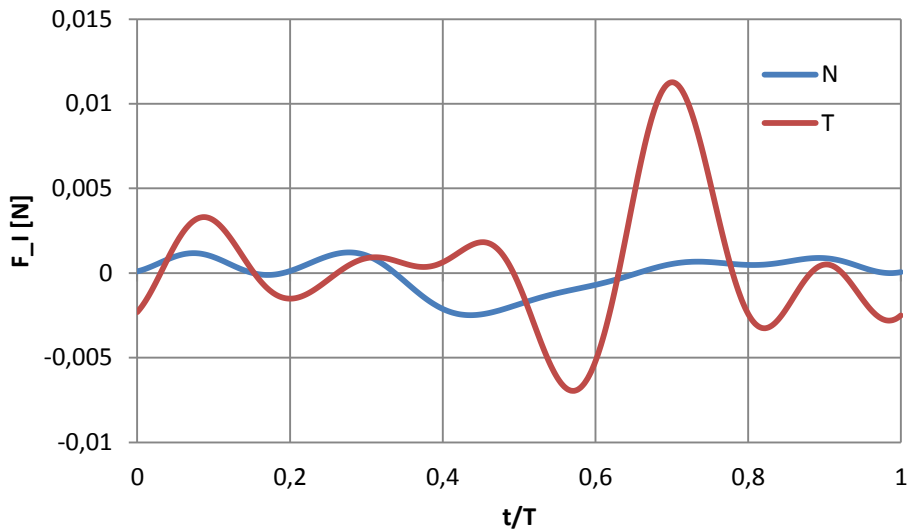
gdzie: ω, ε oznaczają odpowiednio prędkość kątową oraz przyspieszenie kątowe względem odpowiedniej osi oznaczonej indeksem dolnym.

Momenty bezwładności zakłócające pomiar momentu obrotowego oraz momentu pochylającego wyznaczone zostały na podstawie zależności:

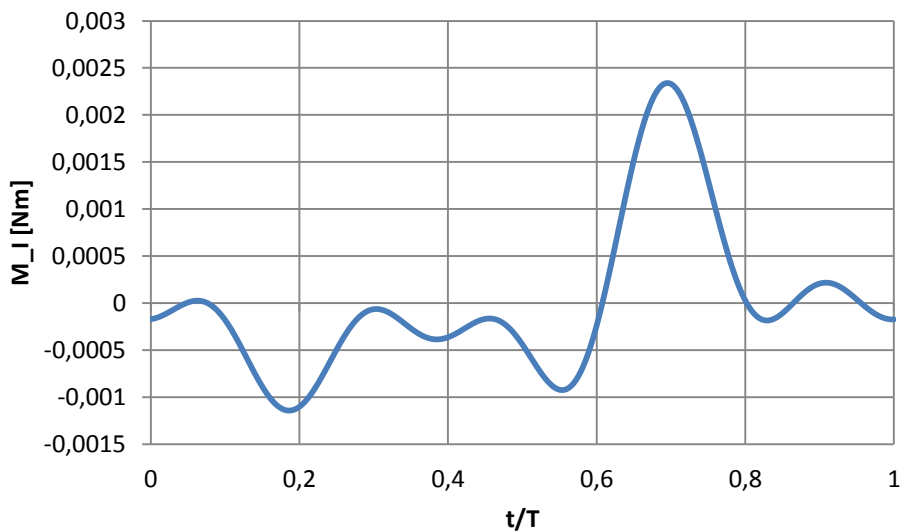
$$\begin{aligned} M_I &= I_\phi \cdot \varepsilon_\phi \\ PM_I &= m_s \begin{bmatrix} \dots \\ x, z \end{bmatrix} \times r_y \\ r_y &= [x, z] \end{aligned} \quad (5.10)$$

Przykładowe przebiegi zmian wartości sił i momentu bezwładności dla trajektorii ruchu odwzorowującej ruchu korbowodowy zostały przedstawione na wykresach 5.3-7 i 5.3-8. Największa wyliczona wartość to 0,011N dla składowej siły leżącej w płaszczyźnie ruchu głównego, co w odniesieniu do maksymalnych zmierzonych sił stanowi około 3%. Wyraźnie widać, że siły bezwładności mają większy wpływ na składową siły mierzoną w kierunku stycznym niż w kierunku normalnym, co nie jest oczywiście zaskoczeniem zważywszy

na charakter ruchu. W przypadku momentu obrotowego największa wyznaczona wartość to 0,0023Nm, co stanowi 3,8% maksymalnej zarejestrowanej wartości.



Rysunek 5.3-7. Siły bezwładności



Rysunek 5.3-8. Moment bezwładności

Po przeprowadzeniu pierwszych pomiarów możliwe było określenie niepewności wyników. Na rysunku 5.3-9 pokazany jest zarejestrowany szum układu pomiarowego. Podczas rejestracji układ napędowy był włączony, więc uwzględniony został wpływ drgań urządzenia podczas pracy na jakość pomiaru. Linia czerwona zaznacza średnią wartość sygnału. Jego średnie kwadratowe odchylenie obliczone według wzoru:

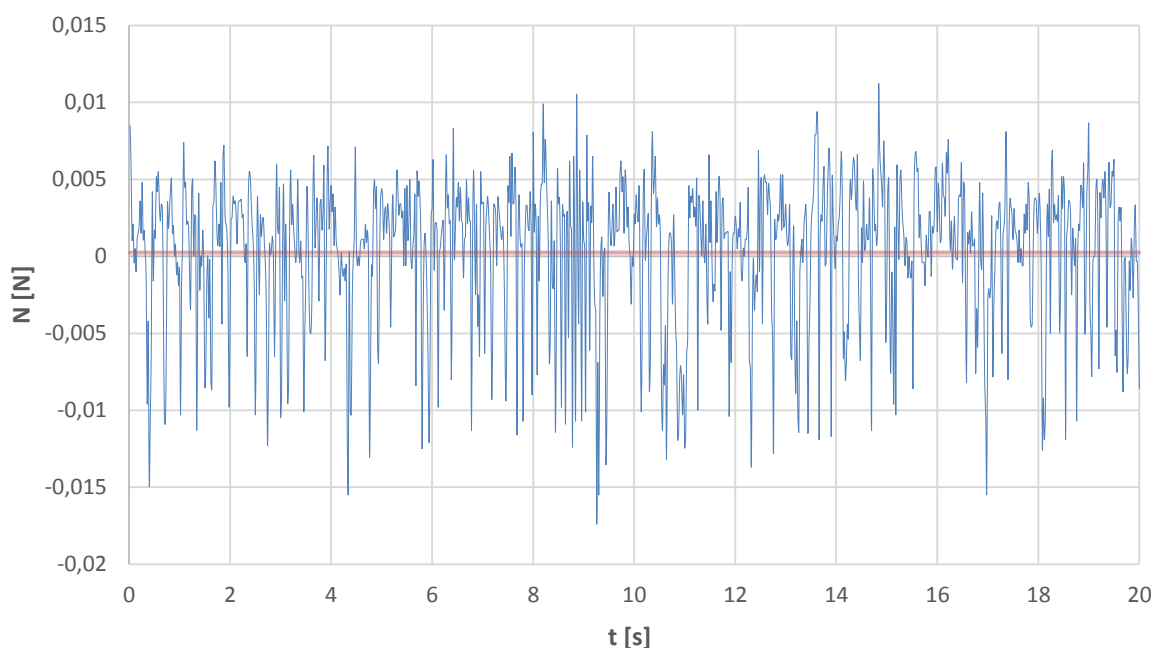
$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum (F_{aero}^2 - \tilde{F}_{aero}^2)}{N}} \quad (5.12)$$

wynosi 0,004732N. Rejestrowany pomiar jest zmienny, dzieląc tę wartość przez maksymalną wartość zmierzonej siły: 0,36N uzyskana zostanie najmniejsza wartość niepewności

względnej: 1,31%. Dla pozostałych używanych kanałów wartości zostały zestawione w tabeli 5-1.

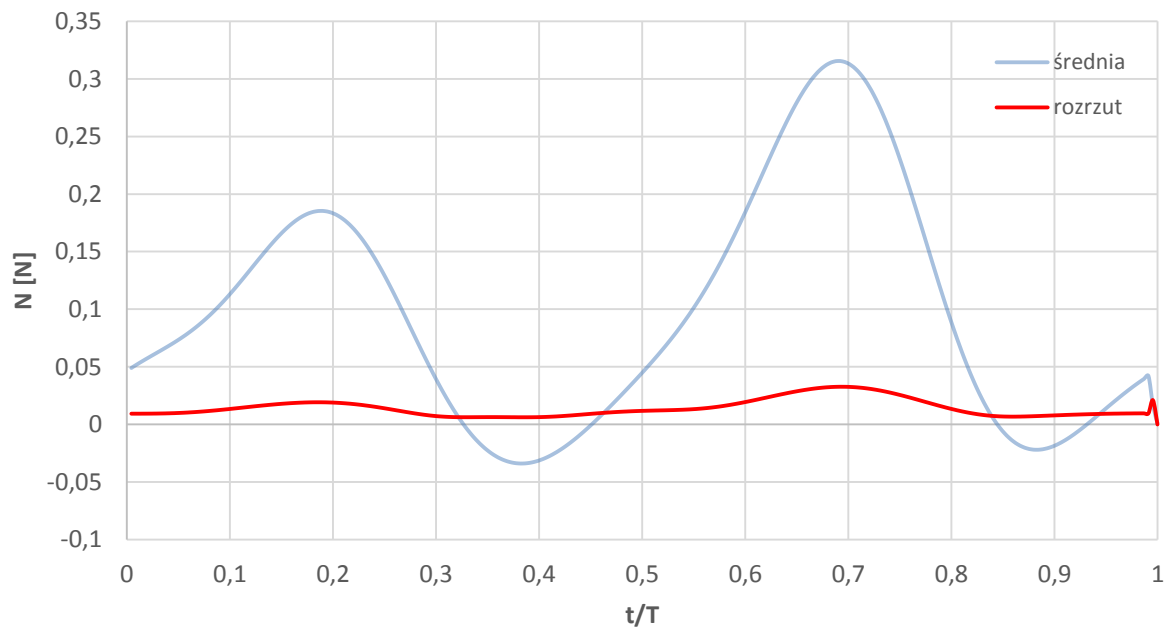
Tabela 5-1. Niepewności pomiarów na poszczególnych kanałach

kanal	$\sigma / F_{\text{aeromax}}$
N	1,31%
T	1,73%
M	0,75%
PM	2,30%
PG	2,21%



Rysunek 5.3-9 Szum układu pomiarowego

Na rysunku 5.3-10 przedstawiony jest uśredniony wynik pomiaru siły normalnej – linia niebieska oraz średnie odchylenie kwadratowe z dwudziestu siedmiu okresów. Maksymalne średnie odchylenie kwadratowe z poszczególnych okresów ($t/T=0,7$) odniesione do największej zmierzonej wartości około 10%. Oznacza to, że generowane siły podczas poszczególnych okresów nie były dokładnie takie same. Wytlumaczenie tego zjawiska leży w naturze niestacjonarnej aerodynamiki. Dotychczasowe badania numeryczne wyjaśniają to w pewnym stopniu. Ślad aerodynamiczny jest regularny tylko przy bardzo małych liczbach Reynoldsa. W warunkach, w których przeprowadzane były doświadczenia ($Re=8000$) pojawia się pewien chaos w śladzie wirowym. Poszczególne struktury oddziałują między sobą. W efekcie powtarzalność wyników nie jest do końca zachowana, istnieje pewna przypadkowość.



Rysunek 5.3-10. Średnia siła normalna oraz jej wariancja

6 Badania w tunelu wodnym - wyniki pomiarów

6.1 Badania wstępne – testy w ruchu śmigłowym

Celem eksperymentu jest sprawdzenie fenomenu wiru krawędzi natarcia. Ruch skrzydeł entomoptera jest dość złożony. Ciągłym zmianom ulegają kąty natarcia, prędkości oraz przyspieszenia. Studia literaturowe przeprowadzone w rozdziale 3 wykazują, że podczas takiego niestacjonarnego ruchu mogą zachodzić różne zjawiska aerodynamiczne. W tym eksperymencie wyeliminowano większość innych niestacjonarnych zjawisk, tak aby wpływ wiru krawędziowego był dobrze widoczny. Przeprowadzony test polegał na wprowadzeniu skrzydeł w ruch śmigłowy. Skrzydła obracane były wokół jednej osi ze stałym kątem natarcia. Pojedynczy test rozpoczynał się od rozpędzenia skrzydeł ze stałym przyspieszeniem, następnie wykonywany był ruch obrotowy ze stałą prędkością, po czym skrzydła były hamowane także przy stałym opóźnieniu. Podobne doświadczenia znane są już w literaturze [Usherwood, 2002], [Usherwood, 2002]], [Mayo, 2013].

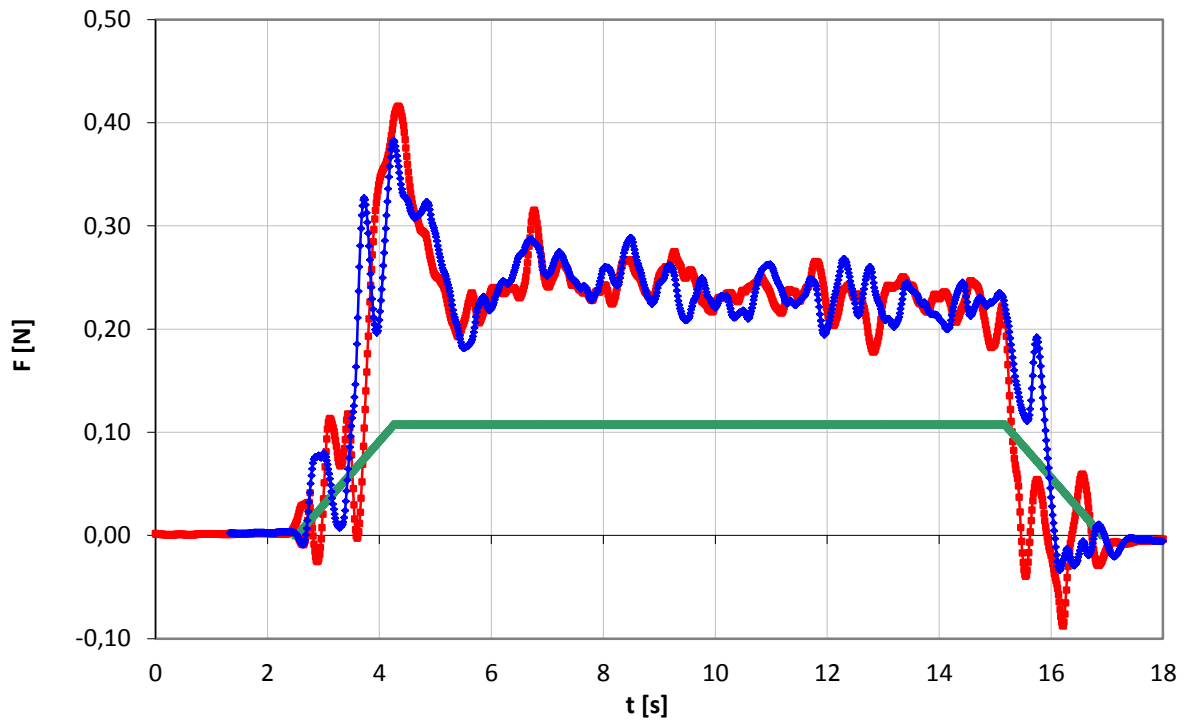
Na rys. 6.1-1 przedstawiony został przebieg zmiany siły nośnej urządzenia podczas ruchu z maksymalną prędkością 2.153 rad/s, przyspieszeniami 1.076; 2.153; 3.014 rad/s² i kącie nastawienia skrzydeł 40°. Na wykresie widoczne są trzy linie. Czerwona i niebieska są przebiegami sił w dwóch kolejnych próbach, zielona natomiast przedstawia zmianę prędkości kątowej łopaty w czasie próby i została zamieszczona jedynie w celu orientacyjnym. Przebiegi czasowe mierzonych wielkości są zbudowane w analogiczny sposób. W początkowej fazie, podczas rozpędzania, wartość odczytu gwałtownie rośnie. Szybko osiągnięte zostaje maksimum, po czym wartość sygnału zaczyna równie gwałtownie spadać, aż do momentu, kiedy osiąga stan ustalony. W końcowym etapie pomiaru zauważyć można, że wartość siły po wyhamowaniu spada poniżej zera. Dla przyspieszeń 1.076 rad/s² i 2.153 rad/s² widoczny jest tuż po uruchomieniu silnika efekt Wagnera, przejawiający się w opóźnieniu narastania siły ciągu.

Tabela 6-1. Miejsce zerwania wiru krawędzi natarcia

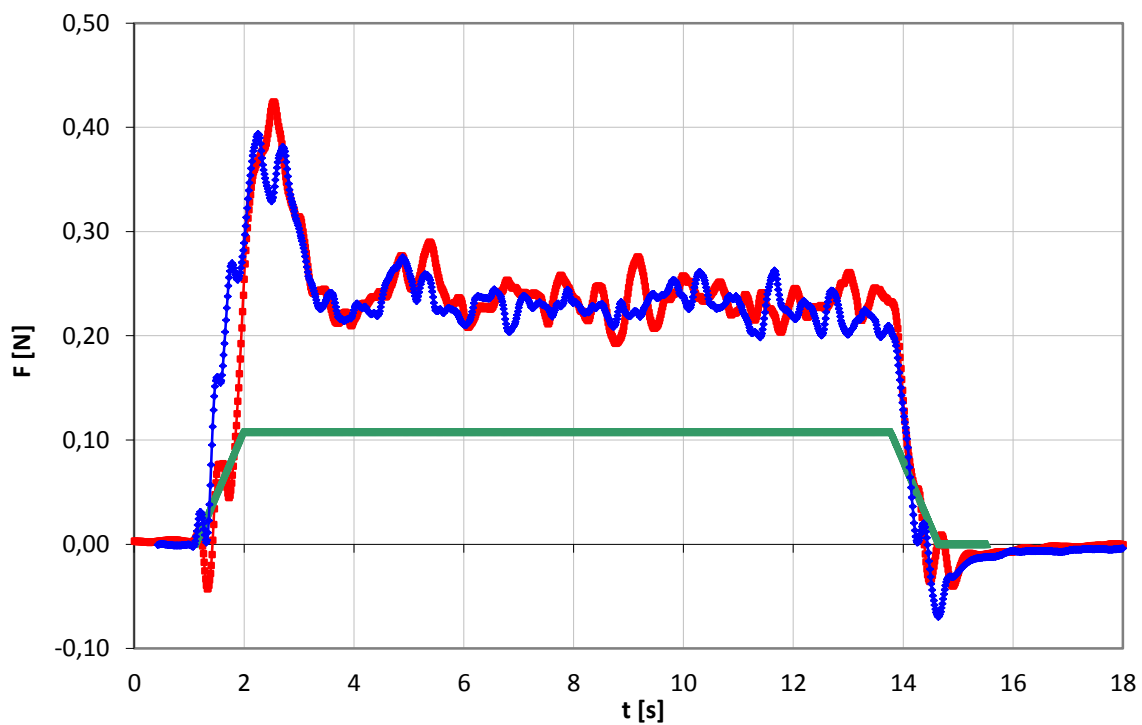
początek ruchu ustalonego						
1,076 rad/s ²		2,153 rad/s ²		3,014 rad/s ²		
t, s	φ	t, s	φ	t, s	φ	
1,78	97,6°	0,89	48,8°	0,71	35,5°	
moment zerwania						
1,076 rad/s ²		2,153 rad/s ²		3,014 rad/s ²		α
t, s	φ	t, s	φ	t, s	φ	
2,3	160°	1,9	170°	1,7	167°	15°
1,9	114°	1,6	136°	1,4	129°	20°
2	125°	1,5	125°	1,36	124°	30°
1,98	123°	1,4	112°	1,4	129°	40°
2,2	151°	1,55	131°	1,36	117°	50°

Wyraźna różnica pomiędzy wartościami wczesnymi i ustalonymi wynika z istnienia silnego wiru krawędzi natarcia (LEV). Wir rozwija się od początku ruchu. W momencie osiągnięcia granicznej wielkości odrywa się, co skutkuje gwałtowną utratą siły. Oczywiście w momencie, kiedy wartość siły ustala się, wir nadal jest generowany, co potwierdzają wysokie współczynniki siły nośnej. Nie osiągają jednak tak dużej wielkości jak w początkowej fazie ruchu. Różnica pomiędzy wartością maksymalną i uśrednioną współczynnika jest dodatkowo spotęgowana wygenerowaniem indukowanego pola prędkości.

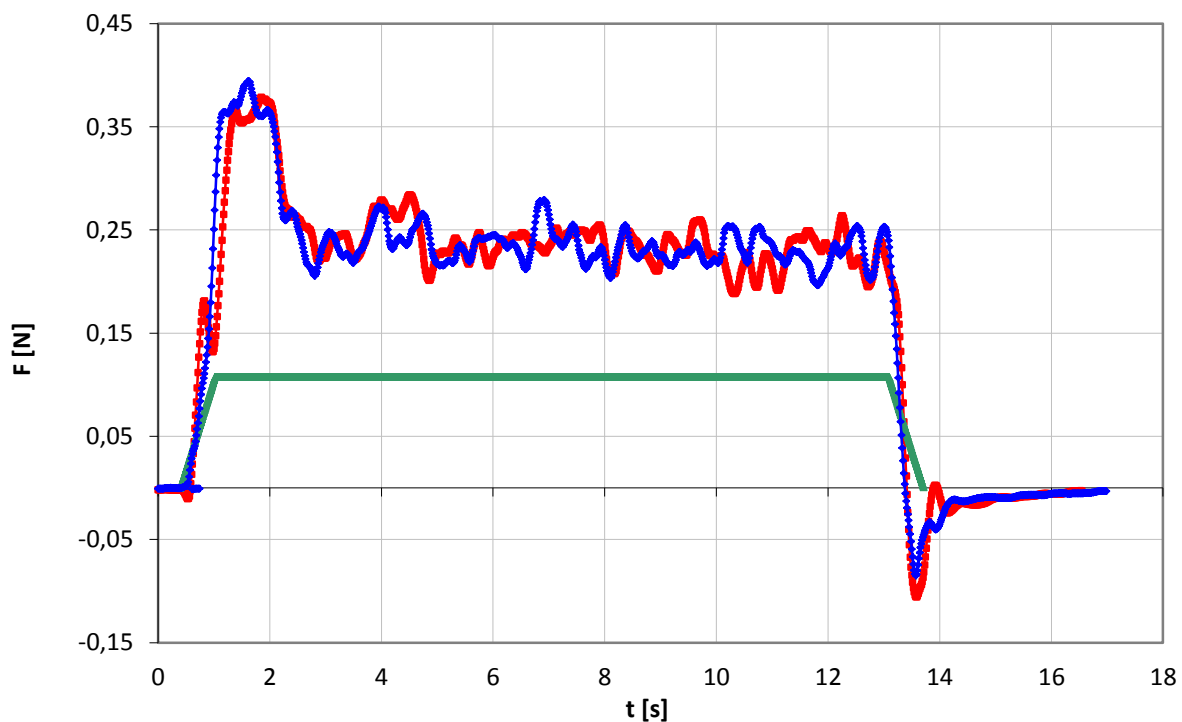
We wszystkich trzech przypadkach wartości osiągniętych sił, zarówno tych ustalonych, jak i chwilowych maksymalnych są takie same. Różnica objawia się jedynie w czasie narostu siły maksymalnej i jej utrzymywania. W tabeli 2. zestawione zostały czasy, po których następował gwałtowny spadek siły oraz odpowiadające im kątowne położenie skrzydeł. Wartości cechuje duży rozrzut. Można jednak stwierdzić kilka podstawowych faktów. Zerwanie wiru nigdy nie nastąpiło przed końcem ruchu jednostajnie przyspieszonego. Jednocześnie wir nigdy nie utrzymał się dłużej niż przez czas obrotu o 180° . Dodatkowo wnioskować można, iż najdłużej utrzymuje się przy małych kątach nastawienia, co wydaje się być dość oczywiste. Przy większych kątach przebyta przez wir droga jest mniej więcej zbliżona we wszystkich przypadkach i wynosi $120^\circ - 130^\circ$.



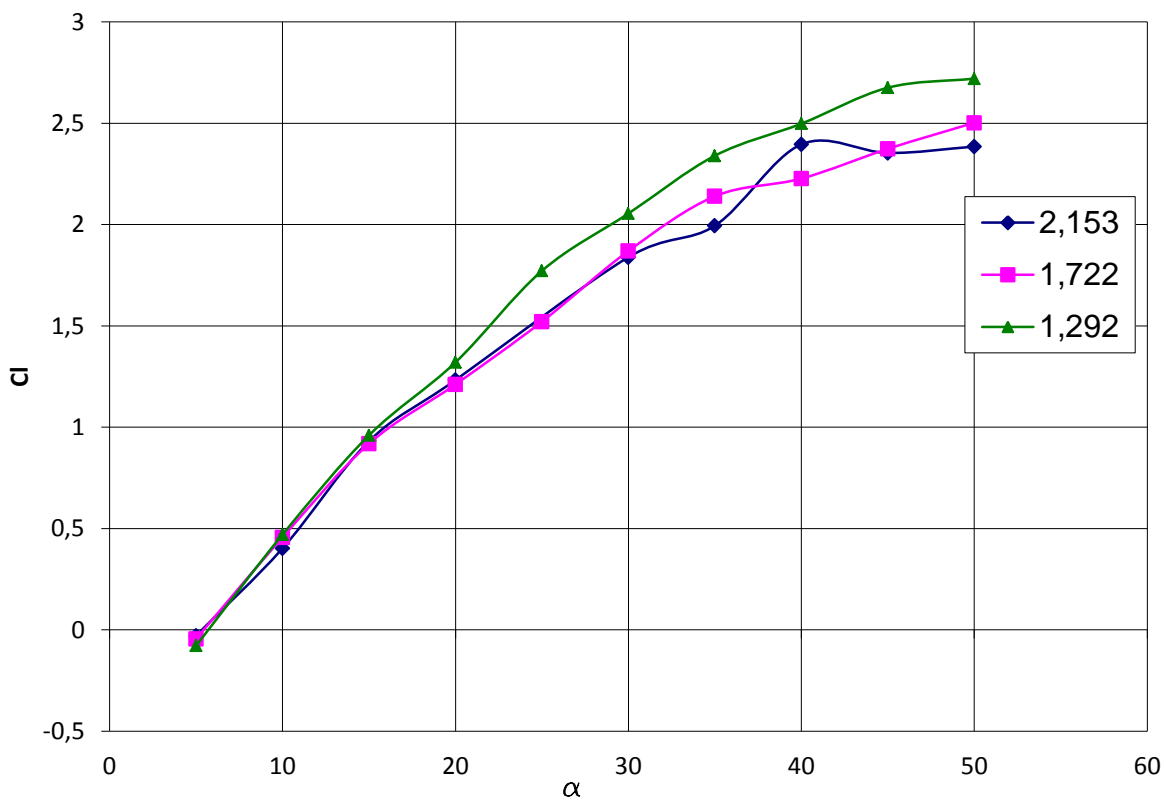
Rysunek 6.1-1. Przebieg wartości siły w czasie dla prędkości kątowej ruchu $\omega_\varphi=2,15 \text{ rad/s}$ oraz przyspieszenia $\varepsilon_\varphi=1,07 \text{ rad/s}^2$



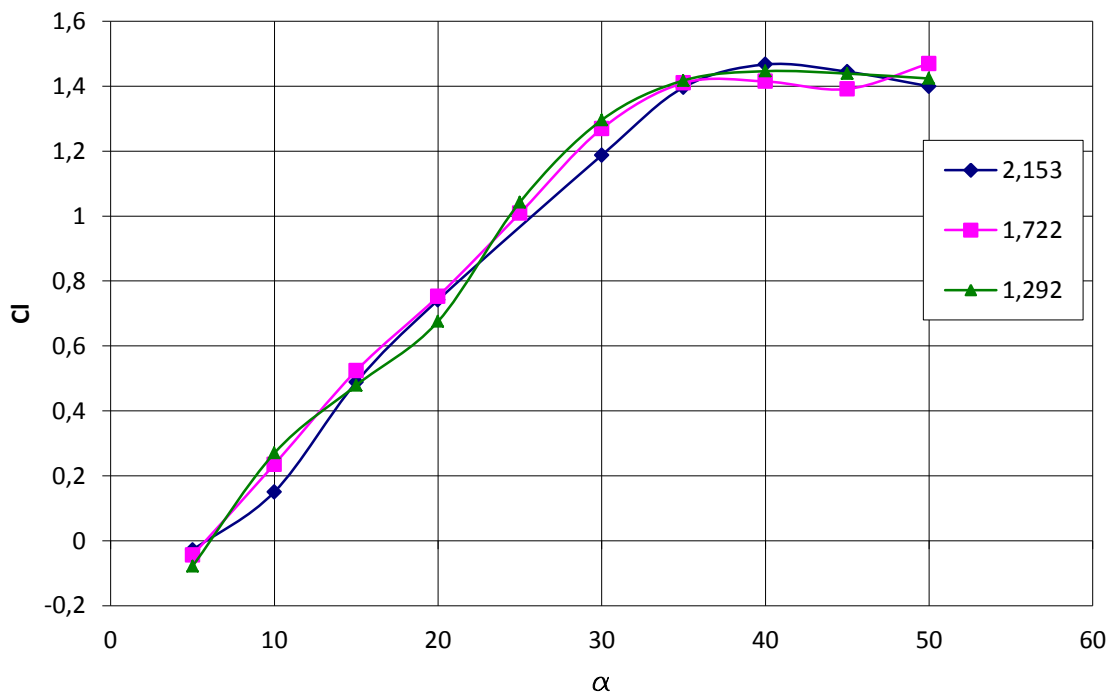
Rysunek 6.1-2.Przebieg wartości siły w czasie dla prędkości kątowej ruchu $\omega_{\varphi}=2,15$ rad/s oraz przyspieszenia $\varepsilon_{\varphi}=2,15$ rad/s²



Rysunek 6.1-3.Przebieg wartości siły w czasie dla prędkości kątowej ruchu $\omega_{\varphi}=2,15$ rad/s oraz przyspieszenia $\varepsilon_{\varphi}=3,01$ rad/s²



Rysunek 6.1-4. Średnia wartość ustalona współczynnika siły nośnej



Rysunek 6.1-5. Wartość maksymalna współczynnika siły nośnej

Aby możliwe było porównanie wyników zaproponowany został bezwymiarowy współczynnik do którego zostały sprowadzone wyniki. Zakładając, że średnią siłę nośną można wyrazić:

$$\bar{L} = \frac{1}{2} \cdot \bar{\omega}_\varphi^2 \cdot \bar{C}_L \cdot \bar{c} \cdot \rho \cdot \int_{R_0}^R r^2 dr, \quad (6.1)$$

wzór na wartość poszukiwanego parametru przyjmie postać:

$$\bar{C}_L = \frac{3 \cdot \bar{L}}{2\rho \cdot (\bar{\omega})^2 \cdot c \cdot (R^3 - R_0^3)}. \quad (6.2)$$

Wyniki przeprowadzonych pomiarów podzielone zostały na niestacjonarne (rys. 6.1-4) oraz stacjonarne (rys. 6.1-5). Za niestacjonarne uważane są maksymalne zmierzone chwilowe wartości siły, natomiast stacjonarne są uśrednionymi wartościami zmierzonymi w momencie ustabilizowania wartości pomiaru. Żadna z krzywych nie wykazuje klasycznego przeciągnięcia. W przypadku wartości zmierzonych przed oderwaniem się wiru współczynnik siły nośnej przebiega parabolicznie, osiągając prawdopodobnie maksimum przy 50° . W przypadku charakterystyk ustalonych Cz rośnie liniowo do kąta nastawienia $30^\circ - 35^\circ$. Następnie charakterystyka wyraźnie załamuje się. Maksimum zostaje osiągnięte przy kącie 40° . Zmiana prędkości kątowej nie wywarła wyraźnego wpływu na charakterystyki bezwymiarowe. Krzywa na rys 6-4, przedstawiająca wynik pomiaru dla prędkości kątowej 1.292 rad/s, przechodzi ponad dwoma pozostałymi.

Doświadczenie pokazuje, że nawet w ruchu obrotowym wir krawędzi natarcia nie jest w stanie stale się utrzymywać. Odrywa się szybko, co skutkuje gwałtownym spadkiem siły nośnej. Droga jaką skrzydło przebywa do momentu oderwania jest większa niż założony kątowy zakres ruchu skrzydeł entomoptera. Przyspieszenie skrzydła nie wpływa na wartość generowanej siły nośnej.

6.2 Wpływ podstawowych parametrów na obciążenia aerodynamiczne

6.2.1 Cel oraz sposób przeprowadzenia eksperymentu

Celem eksperymentu było sprawdzenie wpływu zredukowanej częstotliwości trzepotania na osiągnięte siły aerodynamiczne oraz charakter opływu skrzydła. Ponieważ parametr ten wiąże ze sobą charakterystyczne wielkości geometryczne układu trzepoczącego, badany jest ich wpływ na aerodynamikę opływu skrzydła entomoptera. Na potrzeby analizy wykonano wizualizację barwną opływu skrzydła oraz przeprowadzono pomiary osiągniętych sił aerodynamicznych. Wspomniany parametr stanowi kryterium podobieństwa opływów niestacjonarnych (im wyższa wartość tym opływ ma mniej stacjonarny charakter opływu).

Wyprowadzając ze wzoru (2.2) częstotliwość f

$$f = \frac{\text{Re} \cdot \nu \lambda}{4\Phi R^2}, \quad (6.3)$$

i zastępując ją we wzorze (2.4) otrzymane zostanie wyrażenie na pozycję kątową skrzydła:

$$\phi(t) = \Phi(k) \sum_{i=1}^N \left[A_i \cos\left(i\pi \frac{\text{Re} \cdot v \lambda}{2\Phi R^2} t\right) + B_i \sin\left(i\pi \frac{\text{Re} \cdot v \lambda}{2\Phi R^2} t\right) \right]. \quad (6.4)$$

Różniczkując jednokrotnie powyższe wyrażenie względem czasu uzyskana zostanie prędkość kątowna skrzydła, natomiast dwukrotnie, jego przyspieszeniem kątowne. Możliwe jest wyprowadzenie wzorów na prędkości oraz przyspieszenia średnie z całego okresu. Postaci tych wyrażen są następujące:

– prędkość średnia

$$|\bar{\omega}| = \frac{\text{Re} v \lambda}{2R^2}, \quad (6.5)$$

– prędkość maksymalna

$$|\omega|_{\max} = \frac{\text{Re} v \lambda \pi}{4R^2}, \quad (6.6)$$

– przyspieszenie średnie

$$|\bar{\varepsilon}| = \left(\frac{\text{Re} \cdot v}{R^2} \right)^2 \frac{k \lambda^3}{8} C_1, \quad (6.7)$$

– przyspieszenie maksymalne

$$|\varepsilon|_{\max} = \left(\frac{\text{Re} \cdot v}{R^2} \right)^2 \frac{k \lambda^3}{4\pi} \cdot C_2, \quad (6.8)$$

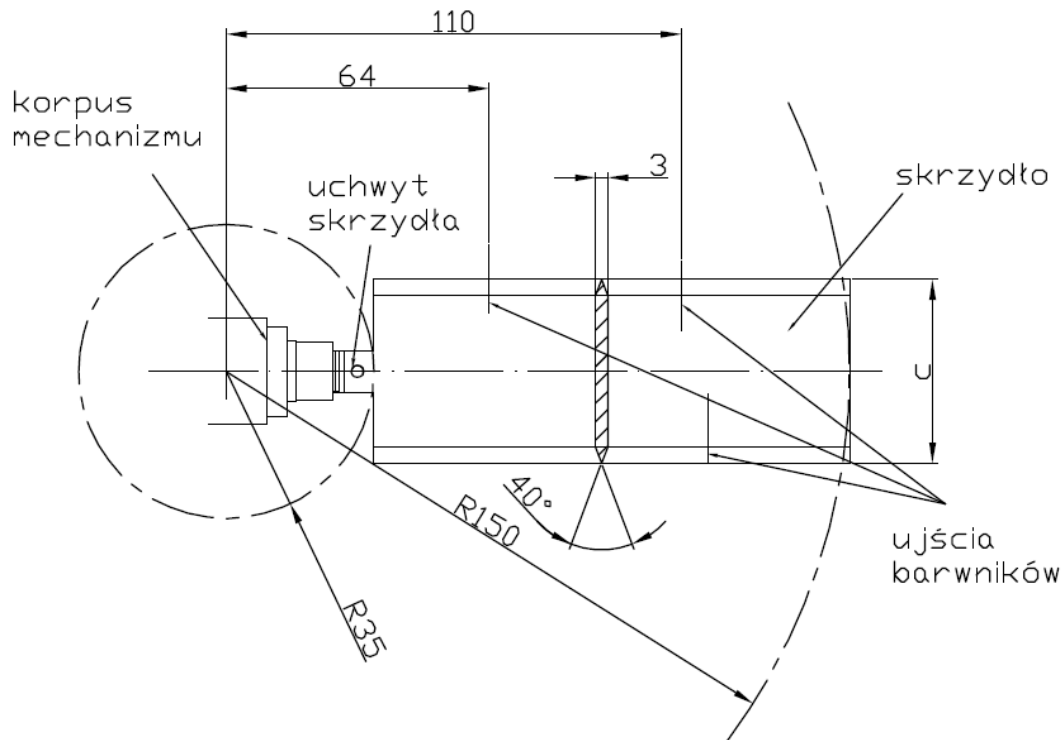
gdzie: C_1 oraz C_2 są stałymi uwzględniającymi kształt trajektorii ruchu

Wynika z nich, że zmienne w funkcji zredukowanej częstotliwości są jedynie przyspieszenia. Jak widać zależność jest w obu przypadkach liniowa. Wobec powyższego powstało pytanie, czy siła aerodynamiczna jest zależna od zredukowanej częstotliwości? Jeśli tak, to w jaki sposób i czy istnieje optimum? Rozpatrując wspomniany parametr w kontekście geometrii ruchu pytanie, czyli cel doświadczenia, można sformułować inaczej: „jak geometryczne parametry układu trzepoczącego (wydłużenie, amplituda ruchu) wpływają na osiągnięte siły aerodynamiczne?”.

Przeprowadzony eksperyment polegał na pomiarze siły nośnej generowanego przez robota dla różnych sposobów ruchu skrzydeł. Zmianie ulegała amplituda ruchu głównego (Φ) i jednocześnie częstotliwość trzepotania, tak aby zachowana została stała liczba Reynoldsa. Eksperyment został powtórzony dla różnych liczb Reynoldsa na dwóch skrzydłach o różnych wydłużeniach.

Tabela 6-2. Zrealizowane punkty pomiarowe

Φ	f, Hz						
	$\lambda = 6.5$			$\lambda = 8.7$			
	Re=3800	Re=5500	Re=7200	Re=3500	Re=5500	Re=6200	Re=7000
60°	-	0,408	0,529	0,362	0,546	0,610	0,679
70°	-	0,356	0,459	-	0,456	0,525	0,592
80°	0,025	0,311	0,403	0,217	0,402	0,462	0,521
90°	0,022	0,276	0,360	-	0,380	0,413	0,467
100°	0,020	0,250	0,324	0,2212	0,325	0,373	0,355
120°	0,017	0,208	0,272	0,1859	0,272	0,314	-
140°	0,014	0,181	0,234	0,1613	0,236	0,272	0,306
160°	0,013	0,156	0,207	-	0,206	0,240	0,269
180°	0,011	0,140	0,184	0,125	0,184	0,215	0,240



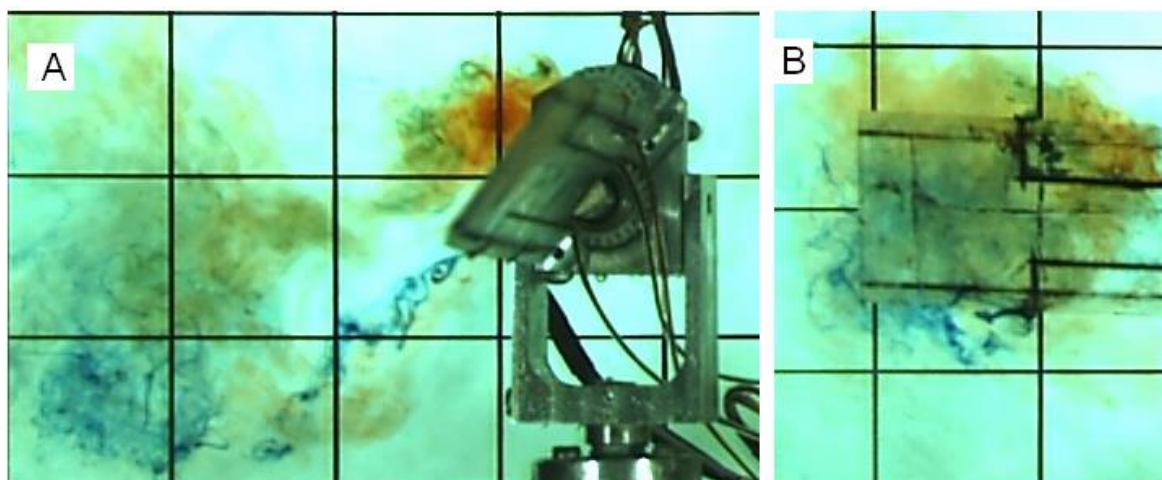
Rysunek 6.2-1. Geometria skrzydła

6.2.2 Wizualizacja opływu skrzydła

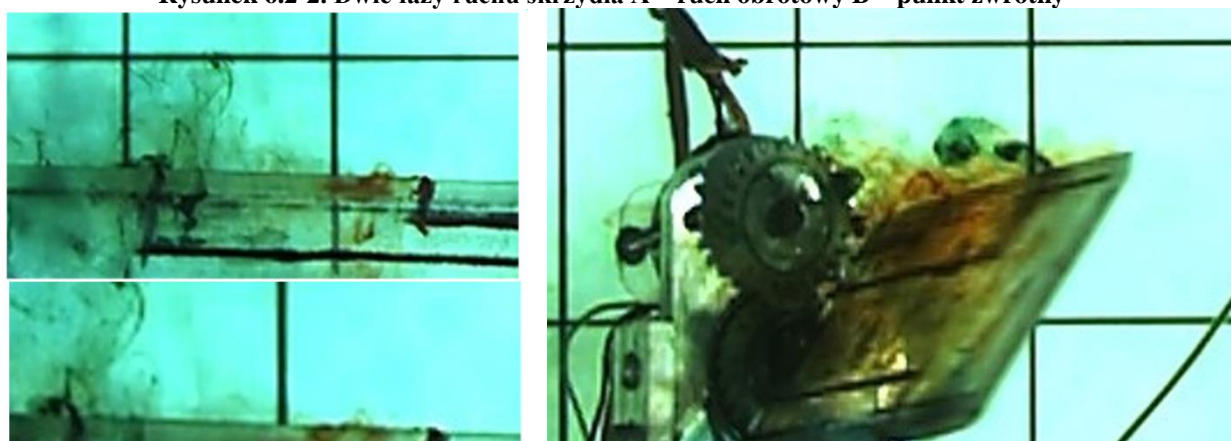
Wizualizacja pola prędkości została wykonana przy użyciu trzech różnobarwnych cieczy. Ich ujścia znajdowały się na krawędzi natarcia (dwa ujścia) oraz na krawędzi spływu (jedno), lokalizacja ujść zaznaczona została na rysunku 6.2-1. Barwniki doprowadzone zostały do skrzydła giętkimi igielitowymi przewodami.

Zarówno ruch obrotowo zwrotny skrzydła, jak i zmiana kąta nastawienia były zgodne z sinusoidą. Można wobec tego cykl podzielić na dwie zasadnicze fazy: ruch obrotowy skrzydła (rys. 6.2-2A) oraz przechodzenie przez punkty zwrotne (rys. 6.2-2B), w których charakter opływu wyraźnie różni się. Opływ tej pierwszej przypomina ustalony opływ łopaty śmigła, lecz z kilkoma zasadniczymi różnicami. Na krawędzi natarcia generowany jest intensywny wir (LEV). Generalnie struktura jego jest dość złożona i zmienia się wzdłuż rozpiętości skrzydła, wir jest unoszony w kierunku końcówki skrzydła. Na rys. 6.2-3 pokazane jest skrzydło tuż po minięciu punktu zwrotnego. Z wizualizacji wynika, że barwnik czerwony nad krawędzią natarcia posiada silną wirowość, zwitki są ciasne. Na kolejnych klatkach filmu wyraźnie widać unoszenie wiru w stronę końcówki. Jeśli przyjrzeć się uważniej barwnikowi wypuszczanemu w większej odległości od środka obrotu skrzydła okaże się, że pole prędkości ma inną strukturę. Zwitki również są ciasne, lecz odrywają się od powierzchni skrzydła i owijają wokół wiru uniesionego z sekcji wcześniejszych. Strukturę trójwymiarowego wiru krawędzi natarcia kształtem można przyrównać do rogu. Wzrost zredukowanej częstotliwości nie powodował zauważalnej zmiany jego struktury. Podczas mijania punktów zwrotnych skrzydło przechodzi przez własny ślad aerodynamiczny (rys. 4B). W tym czasie relatywnie duża jest prędkość rotacji skrzydła względem jego kąta nastawienia. Skrzydło przyjmuje położenie prostopadłe do płaszczyzny ruchu. Płyn natomiast podąża za skrzydłem i w końcu opływa je wokół krawędzi natarcia, spływu i końcówki. Wpływ zredukowanej częstotliwości na charakter opływu najlepiej obserwowalny jest na

wirze krawędzi spływu. Wraz z jej wzrostem wir rozruchowy staje się coraz silniejszy, przez co pozostaje dłużej widoczny.



Rysunek 6.2-2. Dwie fazy ruchu skrzydła A – ruch obrotowy B – punkt zwrotny



Rysunek 6.2-3. Struktura wiru krawędzi natarcia (LEV)



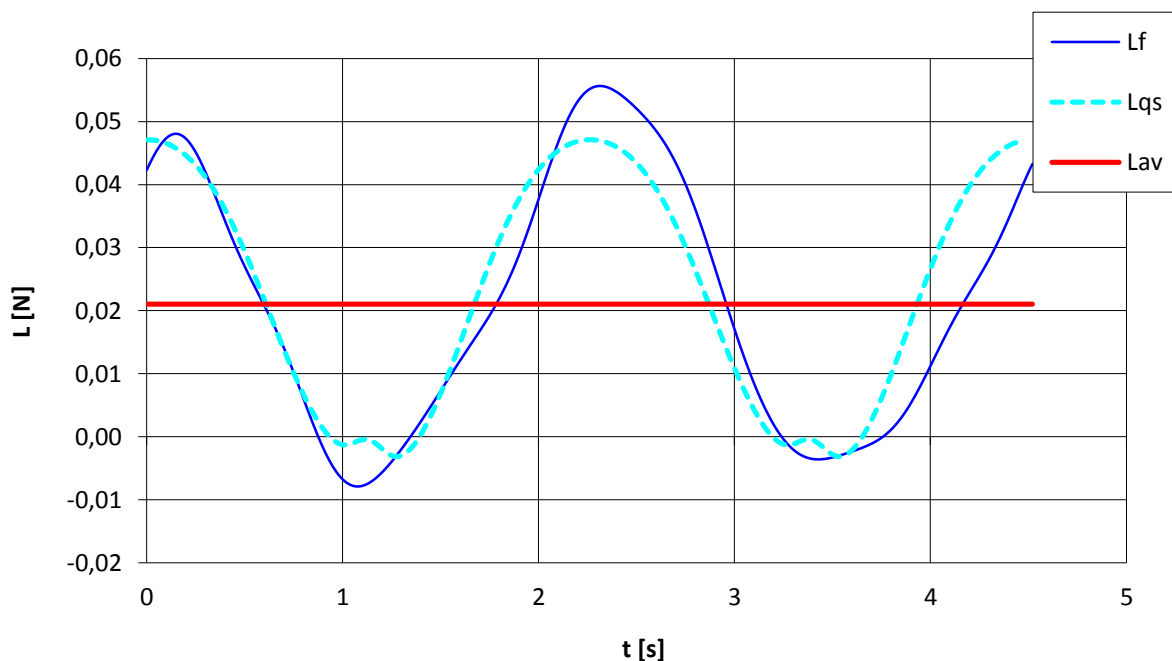
Rysunek 6.2-4. (z lewej) Spływ wiru krawędzi natarcia w kierunku końcówki skrzydła



Rysunek 6.2-5. Wir krawędzi splywu dla różnych zredukowanych częstotliwości $\Phi=160^\circ$ (A), $\Phi=60^\circ$ (B) przy liczbie Reynoldsa=3500

6.2.3 Wyniki pomiarów

Przykładowy wynik pomiaru już po uśrednieniu przedstawiony został na rysunku 8. Linia zielona (L_{avi}) przedstawia uśredniony przebieg wartości siły nośnej generowanej przez skrzydło. Krzywa niebieska (L_f) jest aproksymacją tejże siły, uzyskaną na drodze rozwinięcia w szereg Fouriera. Prosta w kolorze czerwonym jest wartością średnią siły nośnej. Jako tło pomocne w analizie wyników zostały również przedstawione wyniki kalkulacji opartej na metodzie quasi-stacjonarnej. W obliczeniach wykorzystano charakterystyki aerodynamiczne zaczerpnięte z literatury.



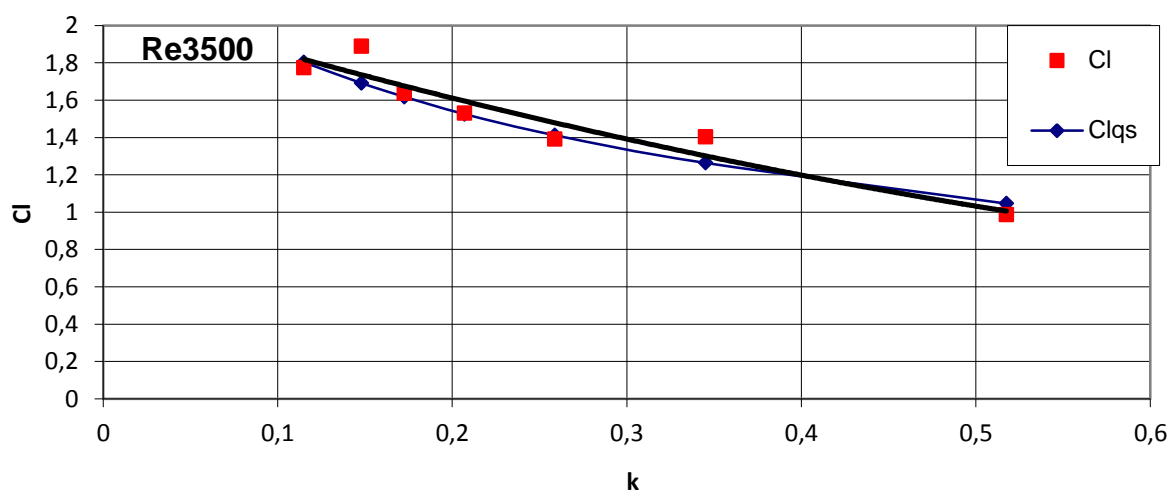
Rysunek 6.2-6. Przykładowy wynik pomiaru ($Re=3500$, $\Phi=100$)

Analizie w doświadczeniu podlegała jedynie średnia wartość siły nośnej. Pomiaru wykonywane były dla różnych liczb Reynoldsa i dla dwóch różnych skrzydeł (inne powierzchnie). Wyniki zostały sprowadzone do bezwymiarowego współczynnika:

$$\bar{C}_L = \frac{3 \cdot \bar{L}}{2\rho \cdot (\Phi \cdot f)^2 \cdot c \cdot (R^3 - R_0^3)} \quad (6.9)$$

Na czterech wykresach (rysunki 9 – 12) przedstawione zostały zbiorcze wyniki pomiarów. Charakterystyki przedstawiają zmienność współczynnika siły nośnej w funkcji zredukowanej częstotliwości. Punkty oznaczone symbolem Cl są rezultatem pomiarów, punkty łączone linią, oznaczone Clqs są wynikiem kalkulacji quasi-stacjonarnej. We wszystkich przypadkach wzrost zredukowanej częstotliwości wpłynął niekorzystnie na osiąganą wartość współczynnika.

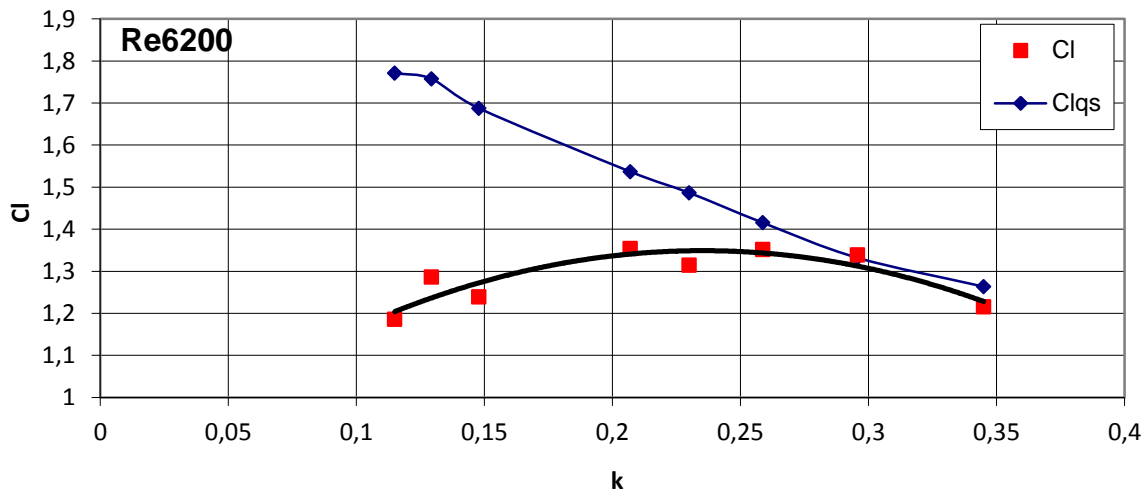
Na rysunkach 6.2-7, 6.2-8 przedstawione są wyniki dla skrzydła o wydłużeniu 8,7. Dla najniższej liczby Reynoldsa wyniki obliczeń pokrywają się ze zmierzonymi. Największe wartości obserwowane są dla najmniejszych zredukowanych częstotliwości (k). Wartość średniego współczynnika siły nośnej (Cl) przy zwiększaniu parametru k maleje niemalże jednostajnie. Zwiększenie średniej prędkości ruchu (liczby Reynoldsa) skrzydła spowodowało zerwanie charakterystyki. Dla liczby Reynoldsa 6200 (Rys. 6.2-8) obserwowalne jest maksimum siły w okolicy punktu k=0,25. Jak widać wyniki zmierzone w tym przypadku są znacznie gorsze od tych wyliczonych. Wzrost częstotliwości zredukowanej, czyli jednocześnie zwiększenie częstotliwości trzepotania (f) i zmniejszenie jego amplitudy (Φ) (przy zachowaniu liczby Reynoldsa), powodował zbliżanie się do modelu quasi-stacjonarnego. Dalsze zwiększanie liczby Reynoldsa powodowało obniżanie charakterystyki. Dla największej liczby Reynoldsa charakterystyka jest odwrotna. Maksimum wartości Cl obserwowane jest dla największych parametrów k.



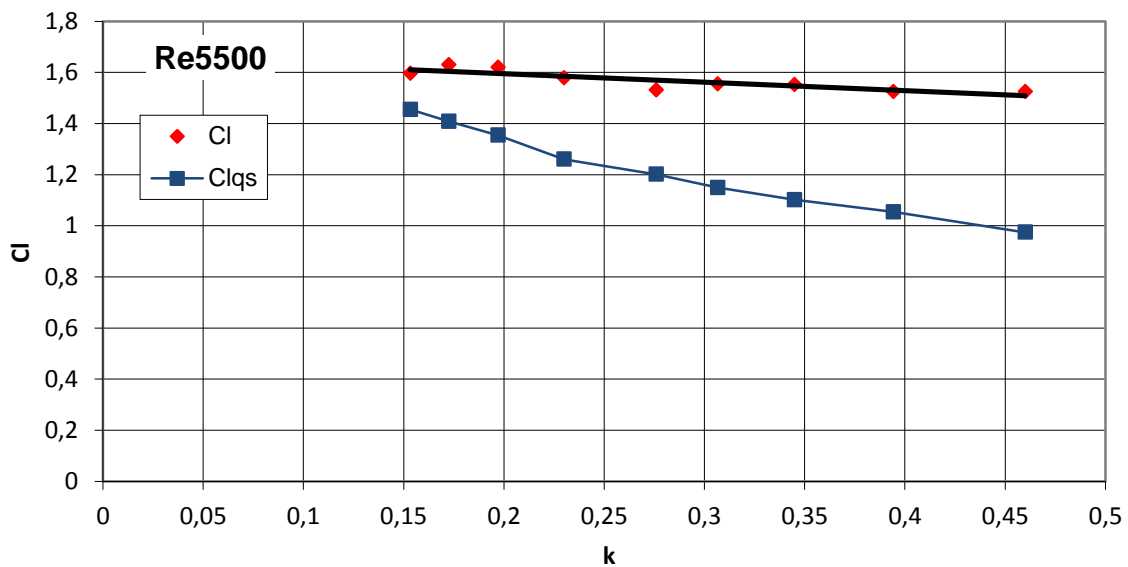
Rysunek 6.2-7. Współczynnik średniej siły nośnej w funkcji zredukowanej częstotliwości dla skrzydła o wydłużeniu $\lambda=8.7$ i liczby Reynoldsa $Re=3500$

Wyniki dla skrzydła o dłuższej cięciwie (wydłużenie 6,5) przedstawiają się zupełnie inaczej (rys. 6.2-9, 6.2-10). Wartości zmierzone w każdym przypadku są większe od tych uzyskanych z modelu porównawczego. Zwiększenie długości cięciwy w obliczeniach spowodowało przesunięcie charakterystyki w dół. Wartości zmierzone znajdują się ponad nimi. Wprawdzie tendencja jest również spadkowa, gradient jego jest wyraźnie mniejszy. Osiągane wartości w doświadczeniu oscylowały wokół 1,5 podczas gdy maksymalna wartość uzyskana

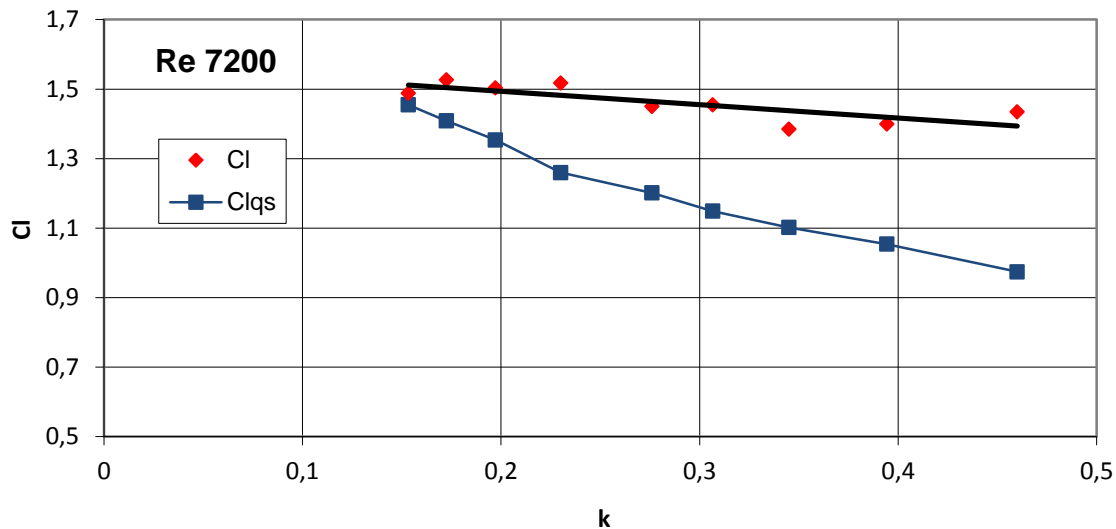
dla skrzydła o wydłużeniu 8,7 wyniosła około 1,8. Różnice w wartościach wyników są znacznie mniejsze niż dla skrzydła smuklejszego, wpływ zredukowanej częstotliwości nie wywierał tak kolosalnego wpływu.



Rysunek 6.2-8. Współczynnik średniej siły nośnej w funkcji zredukowanej częstotliwości dla skrzydła o wydłużeniu $\lambda=8.7$ i liczby Reynoldsa $Re=6200$



Rysunek 6.2-9. Współczynnik średniej siły nośnej w funkcji zredukowanej częstotliwości dla skrzydła o wydłużeniu $\lambda=6.5$ i liczby Reynoldsa $Re=5500$



Rysunek 6.2-10. Współczynnik średniej siły nośnej w funkcji zredukowanej częstotliwości dla skrzydła o wydłużeniu $\lambda=6.5$ i liczby Reynoldsa $Re=7200$

Na podstawie doświadczenia wynika, że smuklejsze skrzydło jest efektywne jedynie przy małych liczbach Reynoldsa i małych zredukowanych częstotliwościach. Można wywnioskować, że spadek siły nośnej wywołany jest oderwaniem wiru krawędzi natarcia na dalszych sekcjach skrzydła. Efekt ten podkreśla istotność ruchu wiru w stronę końcówki dla jego stabilności, a co z kolei przekłada się na osiągnięte siły.

6.2.4 Wnioski

Na podstawie wyników doświadczenia widać, że wpływ podstawowych parametrów geometrycznych na osiągnięte siły jest znaczący. Nie znaleziono wartości optymalnej. Uzyskane przebiegi, za wyjątkiem prób skrzydła o wydłużeniu 8,7 i liczb Reynoldsa 5500–7000, dla których wystąpiło oderwanie, mają charakter monotoniczny (brak maksimum lokalnego). Wyniki pomiarów oraz uproszczonych obliczeń sugerują, że gdyby wir na smuklejszym skrzydle udało się utrzymać, charakteryzowałoby się lepszymi własnościami. Doświadczenie wyjaśnia dlaczego w przyrodzie skrzydła o wydłużeniach większych niż 9 są niepopularne (przynajmniej dla układów z 1 parą skrzydeł). Na podstawie powyższych wyników entomopter będzie projektowany tak, aby amplituda ruchu głównego była jak największa. Skrzydło powinno mieć jak największe wydłużenie, przy którym jednak nie występuje jeszcze oderwanie.

6.3 Wpływ liczby Reynoldsa

6.3.1 Idea eksperymentu

W rozdziale 6.1 przeprowadzona została analiza wpływu zredukowanej częstotliwości trzepotania. jednym z podstawowych założeń była niezmienność liczby Reynoldsa. Kontynuacją tych prac jest sprawdzenie wpływu liczby podobieństwa dynamicznego przy zachowanej stałej częstotliwości zredukowanej. Doświadczenie przeprowadzone zostało już z użyciem docelowego skrzydła (o obrysie skrzydła muchy Plujki) i z wykorzystaniem dwóch

różnych sposobów ruchu skrzydeł. W pierwszej kolejności efekt został przebadany na syntetycznej, jak dotychczas trajektorii ruchu (zmiana obu kątowych pozycji zgodna z sinusoidą). W drugim podejściu w tym samym doświadczeniu sprawdzono sposób ruchu odpowiadający konstrukcji entomoptera opartego na korbowym układzie przeniesienia napędu. Modyfikacja rozważanej liczby podobieństwa przeprowadzana była poprzez zmianę częstotliwości trzepotania skrzydeł. Częstotliwość zmieniana była w zakresie 0,09-0,22Hz. Przedział ten wynika z ograniczeń sprzętu pomiarowego. Podczas pomiarów z niższymi częstotliwościami szumy układu pomiarowego w stosunku do generowanych sił były zbyt duże aby wynik był miarodajny. Z drugiej strony zwiększenie częstotliwości ponad górną granicę powodowało zakłócenia w pracy robota.

6.3.2 Kryterium oceny

Podstawowym kryterium wartościującym efektywność układu napędowego, czy też, jak w tym przypadku sposobu ruchu skrzydeł jest moc niezbędna do wykonania tego ruchu odniesiona do wygenerowanej siły. Należy w takim razie przeliczyć, jaki pobór mocy obiektu o założonych we wstępie parametrach (waga, rozpiętość). W pierwszej kolejności uzyskane wyniki trzeba sprowadzić do postaci bezwymiarowych. Siłę nośną wyrazić można korzystając ze wzoru Newtona:

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot u^2 \cdot S \quad (6.10)$$

Skrzydło obracane jest wokół punktu. Prędkość postępową skrzydła względem płynu jest zróżnicowana. Zakładając, że chcemy znaleźć średnią wartość współczynnika dla całego skrzydła, można go wyciągnąć przed znak całki.

$$\frac{1}{2} \rho \cdot 4\pi^2 (2\Phi)^2 f^2 \int_0^R C_L(y) \cdot r^2 \cdot c(y) \cdot dy = 2\rho\pi^2 (2\Phi)^2 f^2 \overline{C_L} \int_0^R r^2 \cdot c(y) \cdot dy \quad (6.11)$$

W efekcie wzór na bezwymiarową wartość współczynnika siły nośnej można wyrazić następująco:

$$\overline{C_L} = \frac{\overline{L}}{2\rho\pi^2 (2\Phi)^2 f^2 \int_0^R r^2 \cdot c(y) \cdot dy} \quad (6.12)$$

W przypadku zawisu siła nośna będzie geometryczną sumą składowych stycznej i normalnej siły zmierzonej. Analogicznie można rozpisać siłę oporu. Dla elementarnego pasa będzie ona równa:

$$d(y) = \frac{1}{2} \rho u^2 C_d \cdot c(y) \cdot dy = \frac{1}{2} \rho \cdot (r \cdot \omega_\varphi)^2 \cdot C_d \cdot c(y) \cdot dy \quad (6.13)$$

² Wyrażenie jest równoważne wzorowi 6.9 z poprzedniej sekcji przy założeniu, że skrzydło ma obrys prostokątny.

Przemnażając powyższe równanie przez prędkość, wyrażona:

$$u = r \cdot \omega_\varphi \quad (6.14)$$

uzyskana zostanie moc:

$$p_s(y) = \frac{1}{2} \rho \cdot (r \cdot \omega_\varphi)^3 \cdot C_d \cdot c(y) \cdot dy = \frac{1}{2} \rho \cdot (2\pi f(2\Phi))^3 \cdot C_d \cdot c(y) \cdot dy \cdot r^3 \quad (6.15)$$

Całkując po rozpiętości otrzymana zostanie moc całego skrzydła:

$$P = 4\rho \cdot (\pi f(2\Phi))^3 \cdot \overline{C_d} \cdot \int_0^R r^3 c(y) \cdot dy \quad (6.16)$$

Możliwe teraz jest wyznaczenie współczynnika siły oporu, który tożsamy będzie ze współczynnikiem mocy:

$$\overline{C_d} = \frac{P}{4\rho \cdot (\pi f(2\Phi))^3 \cdot \int_0^R r^3 c(y) \cdot dy} \quad (6.17)$$

Wstawiając do wyrażenia (6.12), zakładany ciężar obiektu i odpowiednie cechy geometryczne można wyznaczyć częstotliwość trzepotania:

$$f_a = \frac{1}{2\Phi} \cdot \left[\frac{\frac{L}{2}}{\frac{1}{2} C_L \cdot \rho_a \cdot \text{int } L \cdot \left(\frac{R_a}{R}\right)^4} \right]^{0.5} \quad (6.18)$$

Korzystając teraz z odpowiednio przekształconego wyrażenia (6.16) wyznaczona zostaje moc niezbędna do zasilenia obiektu rzeczywistego:

$$P_a = 2 \cdot P \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_a}\right)^{0.5} \cdot \left(\frac{L_a}{2L}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{R}{R_a} \quad (6.19)$$

Siła nośna modelowanego obiektu może być zdefiniowana dwojako. Jeśli przyjęte zostanie, że średnia płaszczyzna ruchu podczas lotu jest nieruchoma, wówczas jest to suma geometryczna wypadkowych wektora siły normalnej oraz stycznej:

$$\vec{L} = \vec{N}_{av} + \vec{S}_{av} \quad (6.20)$$

Można jednak również założyć, że w każdym momencie ruchu siłę nośną stanowi chwilowy wypadkowy wektor siły aerodynamicznej, wówczas:

$$L = \frac{\int_0^T \sqrt{N(t)^2 + S(t)^2} dt}{T} \quad (6.21)$$

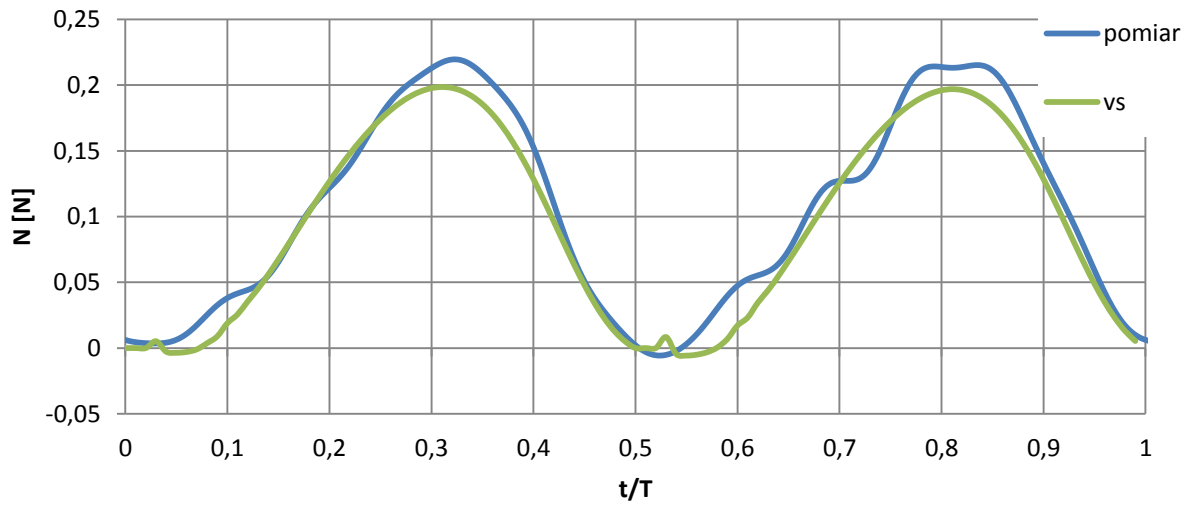
W takim przypadku siła nośna zostałaby wykorzystana w sposób najbardziej efektywny. Stanowi on górną granicę możliwości dla danego układu napędowego (sposobu ruchu).

6.3.3 Kinematyka ruchu sinusoidalna

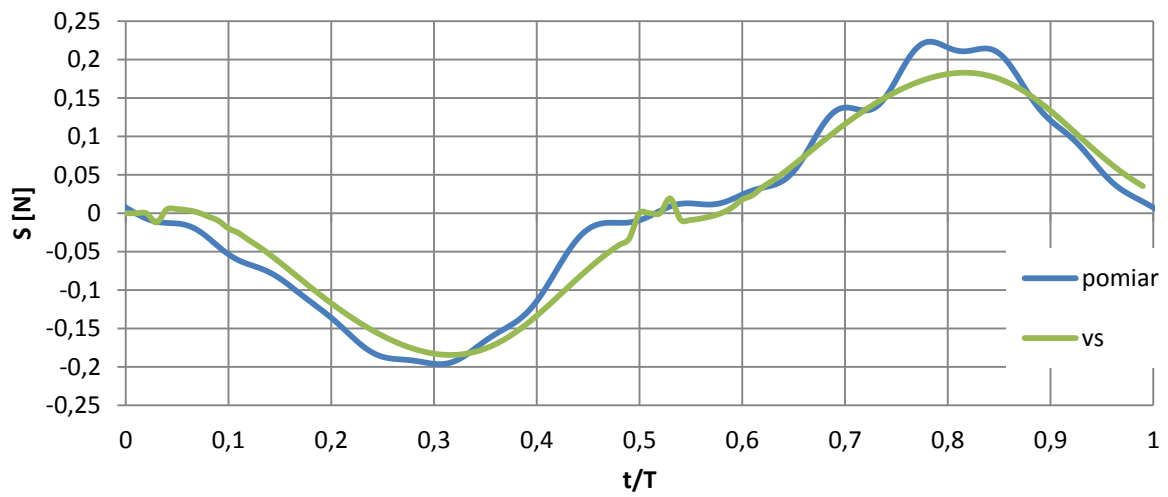
W pierwszej kolejności obiekt został przebadany podczas syntetycznego, sinusoidalnego ruchu skrzydeł. Dokładniej kinematyka została opisana w poprzednim podrozdziale (6.2). Pomiar przeprowadzone zostały jednak nie na skrzydle o obrysie prostokątnym lecz wzorowanym na skrzydle muchy (muchy Plujka). Konstrukcja skrzydeł opisana została w sekcji 5.

Do analizy wykorzystano dwie składowe siły aerodynamicznej oraz momentu obrotowego (hamującego) generowanego przez skrzydło. Rezultatem pomiarów są przebiegi czasowe. Charakter przebiegu składowej normalnej siły aerodynamicznej nie różni się od tego zaobserwowanego w poprzednim doświadczeniu. Wyniki dla poszczególnych wartości częstotliwości kształtem są do siebie podobne. Wyraźne są dwa maksima o równych wartościach występujące w każdym przypadku w tym samym miejscu (0,3T oraz 0,8T). Tak samo przedstawia się jakościowa analiza składowej stycznej oraz momentu obrotowego. Na rysunkach 6.3-1 oraz 6.3-2 przedstawione zostały wspomniane przebiegi (krzywe „pomiar”). Wraz z nimi zestawione są wyniki modelu pierścieni wirowych („vs”) opisanego w sekcji (2.1-3). Krzywe dla obu składowych sił aerodynamicznych mają bardzo zbliżony przebieg. Ekstrema są w tych samych miejscach, wyliczone wartości są jednak niższe. Porównanie we wszystkich przypadkach wygląda tak samo.

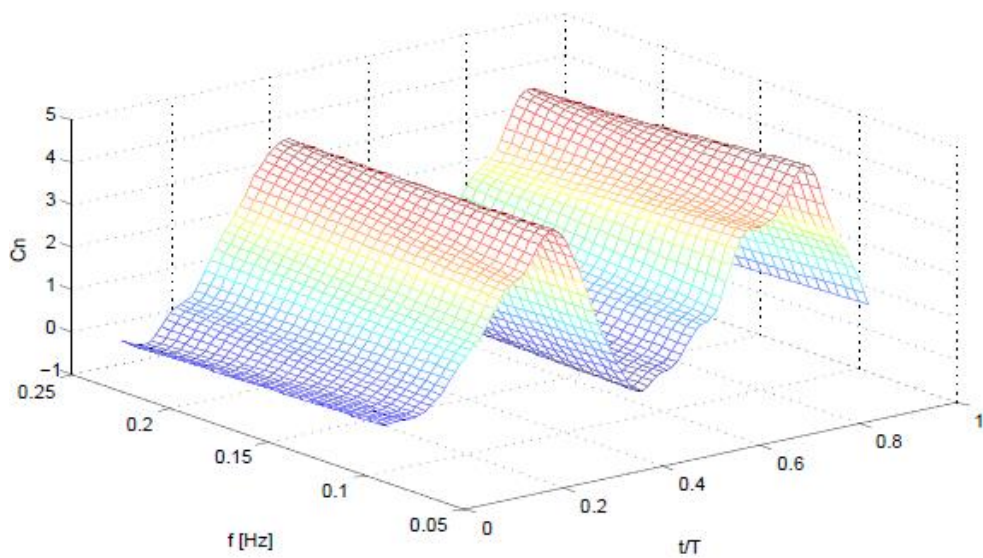
Następnie wyniki zostały sprowadzone do postaci bezwymiarowych która pozwala na porównanie ich między sobą. Okazuje się, że współczynniki sił aerodynamicznych praktycznie nie zmieniają swoich wartości wraz z częstotliwością, a więc także z liczbą Reynoldsa, która w tym przypadku związana jest liniową zależnością (rysunki 6.3-3 do 6.3-5). Na wykresie 6.3-6 przedstawione są średnie wartości rezultatów. Składowe styczne oraz normalne osiągają zbliżone wartości wynoszące około 2,3. Średnie wartości współczynnika mocy również są niezależne od liczby Reynoldsa (rys.6.3-7). Przeciętna osiągnięta wartość to 4,78. Ostatnią operacją było wyznaczenie jednostkowego zapotrzebowania na moc. Jest to ilość energii w jednostce czasu, jaką należy włożyć aby wygenerować 1N siły nośnej. Na wykresie 6.3-8 przedstawione są dwie grupy wyników. Pierwsza, z wyższymi wartościami, wyliczona została przy założeniu, że siła nośna wyznaczona jest według zależności (6.20). Druga przy założeniu, że cała wypadkowa siła aerodynamiczna generowana przez dwa skrzydła jest wykorzystywana (siła nośna sformułowana według wzoru (6.21)). Współczynniki sił aerodynamicznych oraz poboru mocy są stałe, stąd też niezmienny charakter wyników. Przeciętny koszt wygenerowania 1N siły nośnej to 27,3W oraz 16,6W w zależności od definicji.



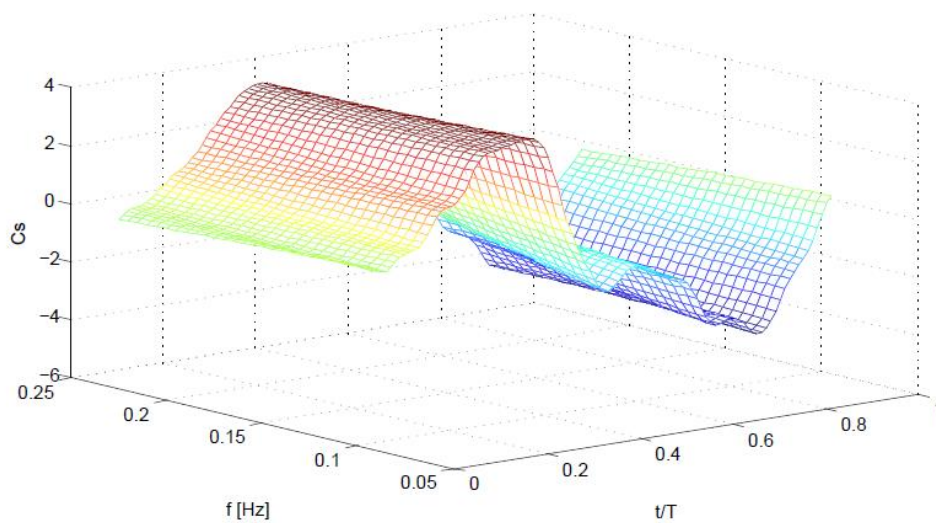
Rysunek 6.3-1. Składowa normalna siły aerodynamicznej



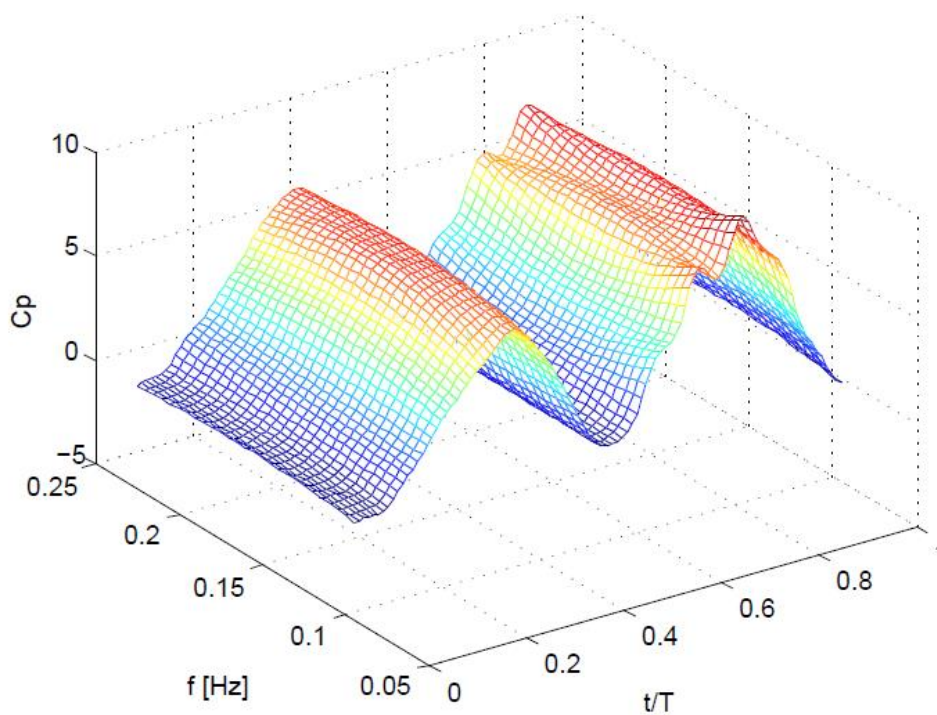
Rysunek 6.3-2. Składowa styczna siły aerodynamicznej



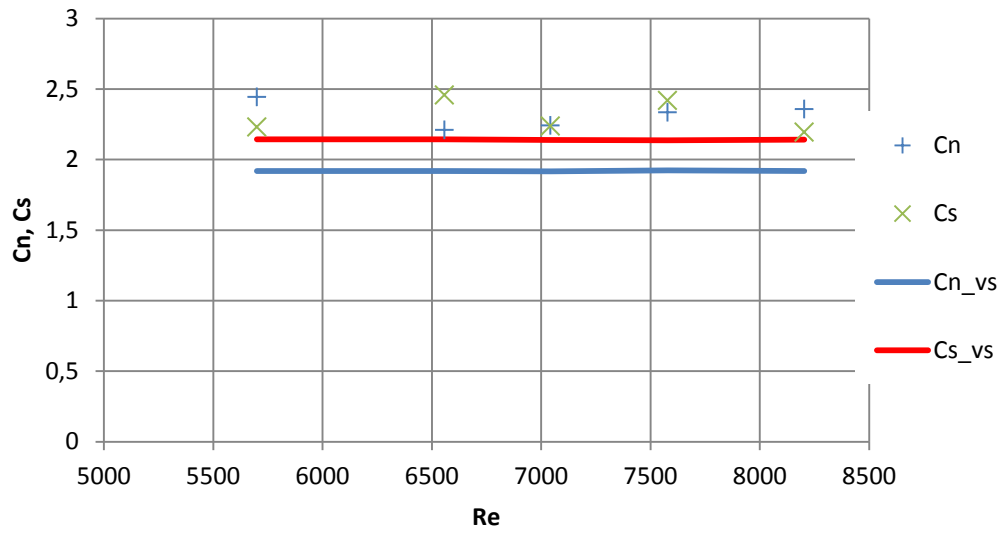
Rysunek 6.3-3. Przebieg współczynnika siły normalnej w funkcji częstotliwości



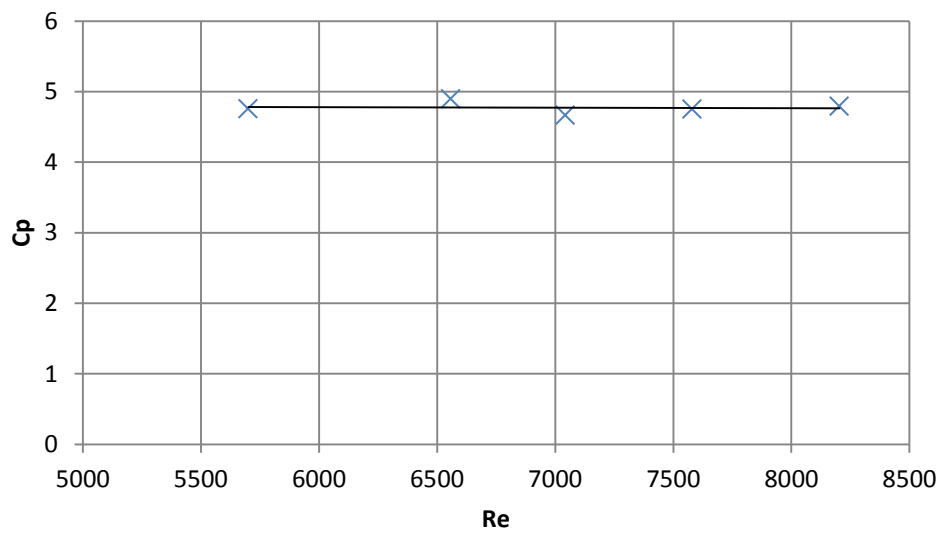
Rysunek 6.3-4. Przebieg współczynnika siły stycznej w funkcji częstotliwości



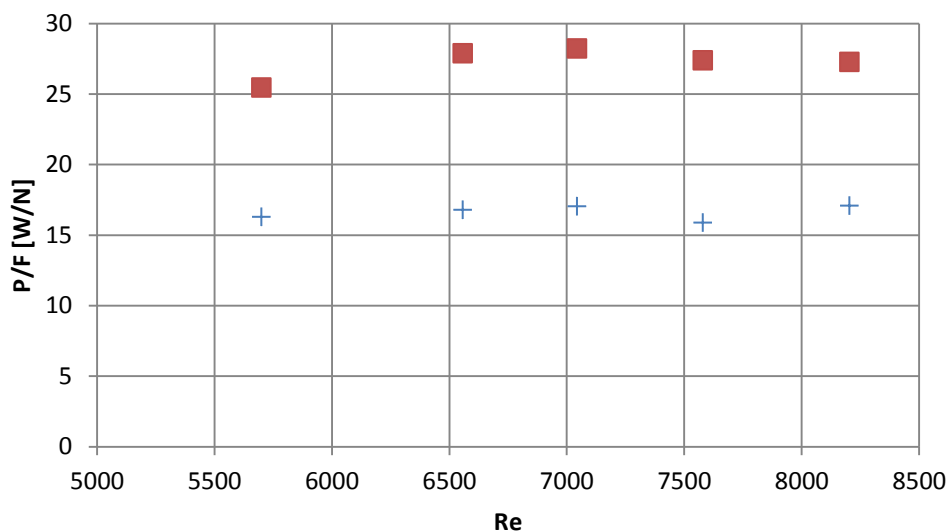
Rysunek 6.3-5. Przebieg współczynnika mocy w funkcji częstotliwości



Rysunek 6.3-6. Średnie wartości współczynników sił aerodynamicznych



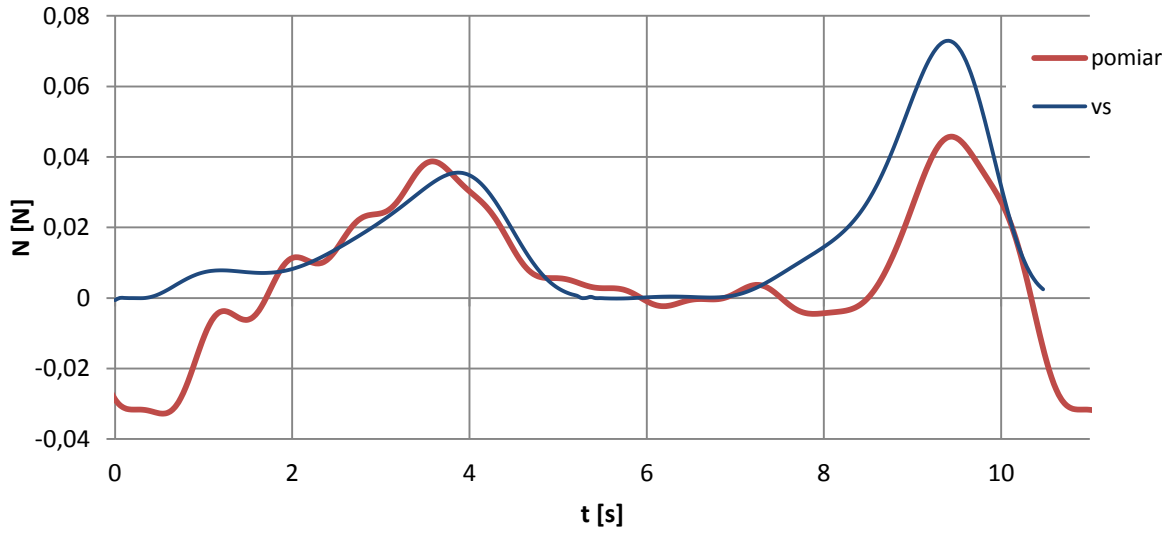
Rysunek 6.3-7. Średnie wartości współczynnika zapotrzebowania na moc



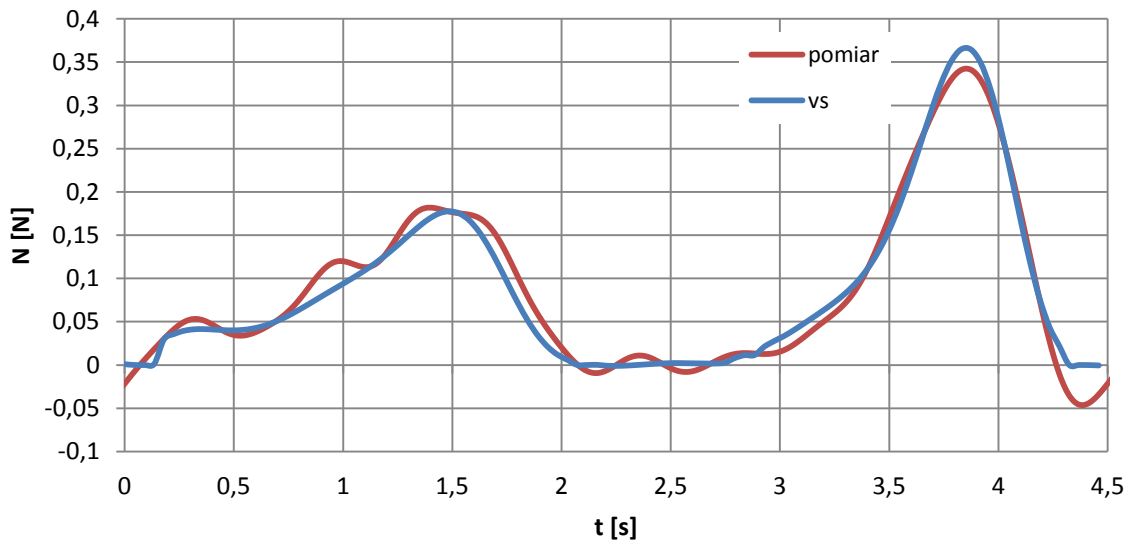
Rysunek 6.3-8. Stosunek mocy do wygenerowanej siły nośnej

6.3.4 Kinematyka ruchu dla układu korbowego

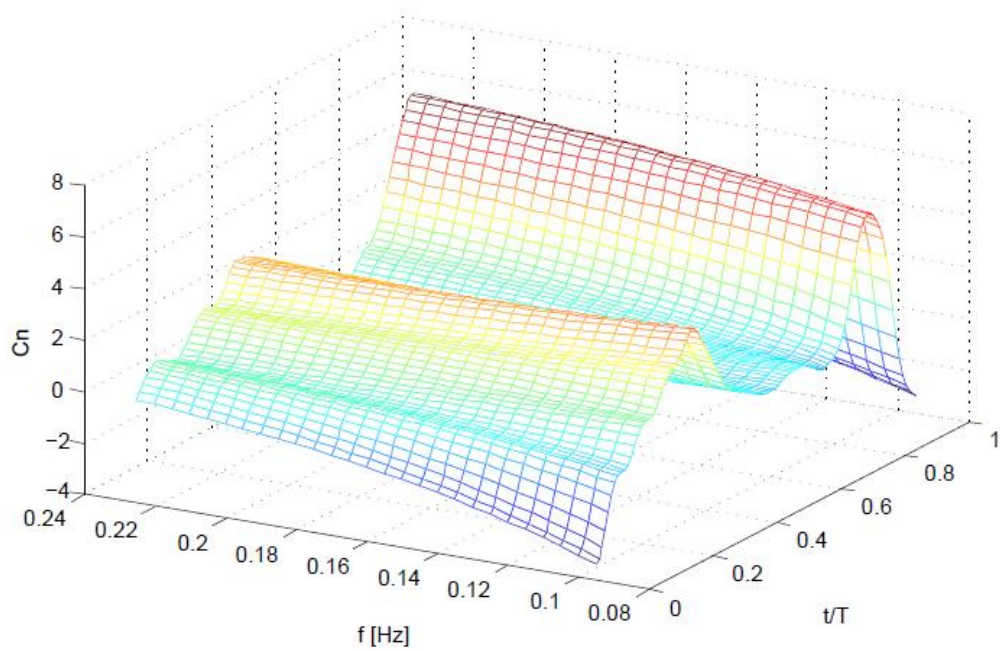
Sposób postępowania z wynikami dla tej grupy pomiarów był dokładnie taki sam, jak opisany w poprzedniej podsekcji. Na wykresach (6.3-11, 6.3-12, 6.3-13) przedstawione są zmiany przebiegów współczynników sił nośnej (C_n), stycznej (C_s) oraz mocy (C_p) pobieranej przez aparat badawczy. Wzrost częstotliwości trzepotania spowodował zmniejszenie wartości współczynnika siły normalnej w pierwszym półcyklu oraz zwiększenie w drugim, podczas którego skrzydło porusza się z większą prędkością. Przy najmniejszej częstotliwości w okolicy punktu zwrotnego pomiędzy drugim i pierwszym półcyklem krzywa wyraźnie przechodzi na stronę ujemną. Wraz ze zwiększaniem częstotliwości efekt ten zanika. W przypadku składowej stycznej wzrost liczby Reynoldsa powodował zmniejszanie się wartości współczynnika zarówno podczas ruchu skrzydła do przodu, jak i do tyłu. Oznacza to, że wzrost liczby Reynoldsa sprzyja zmniejszeniu siły oporu. Odzwierciedlone jest to również na przebiegu współczynnika mocy, który wyraźnie maleje wraz z częstotliwością. Analiza uśrednionych po okresie wartości współczynników (ilustracja 6.3-14) wykazuje, że współczynnik siły normalnej rośnie, a stycznej maleje asymptotycznie zmierzając do ustalonej wartości. Współczynniki siły normalnej w doświadczeniu spadł o około połowę, podczas gdy średnia wartość z wartości bezwzględnej C_s wzrosła o 17%. Na tym samym wykresie zamieszczone zostały również linie uzyskane z modelu pierścieni wirowych. Model wykazuje stałą wartość współczynników, co jest zgodne z jego założeniami. Z powodu zaniedbania lepkości wyniki są niezależne od liczby Reynoldsa. Okazuje się, że stanowią one granicę dla wartości rzeczywistych. Wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa krzywe zbliżają się do siebie. Przy wartości Re około 8000 można uznać, że wyniki są zbieżne. Skoro zmianie ulegają wartości współczynników sił, liczba Reynoldsa wpływać może również na relację poboru mocy i siły nośnej. Ta zmiana przedstawiona została na wykresie 6.3-15. Rozrzut wartości waha się pomiędzy 16-18W/N w przypadku całkowitego wykorzystania chwilowego wektora siły aerodynamicznej. Można przyjąć, że wartość ta jest stała i jest porównywalna z tą wyznaczoną dla ruchu sinusoidalnego. Jeśli wykorzystany zostanie średni wypadkowy wektor siły aerodynamicznej, zmiany będą bardzo znaczące. Dla najniższej wartości częstotliwości wskaźnik osiągnął wartość około 80W/N, po czym spadł do 40W/N dla częstotliwości, w której ustabilizowały się współczynniki sił aerodynamicznych.



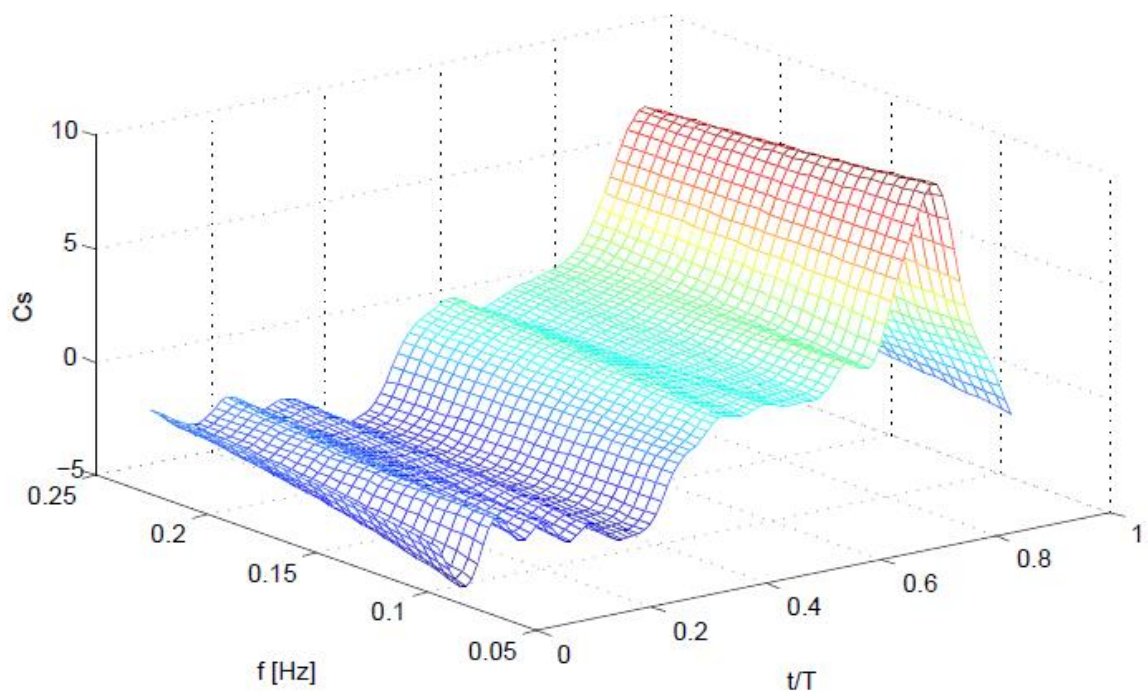
Rysunek 6.3-9. Składowa normalna siły aerodynamicznej, $f=0,095$ (wymienić)



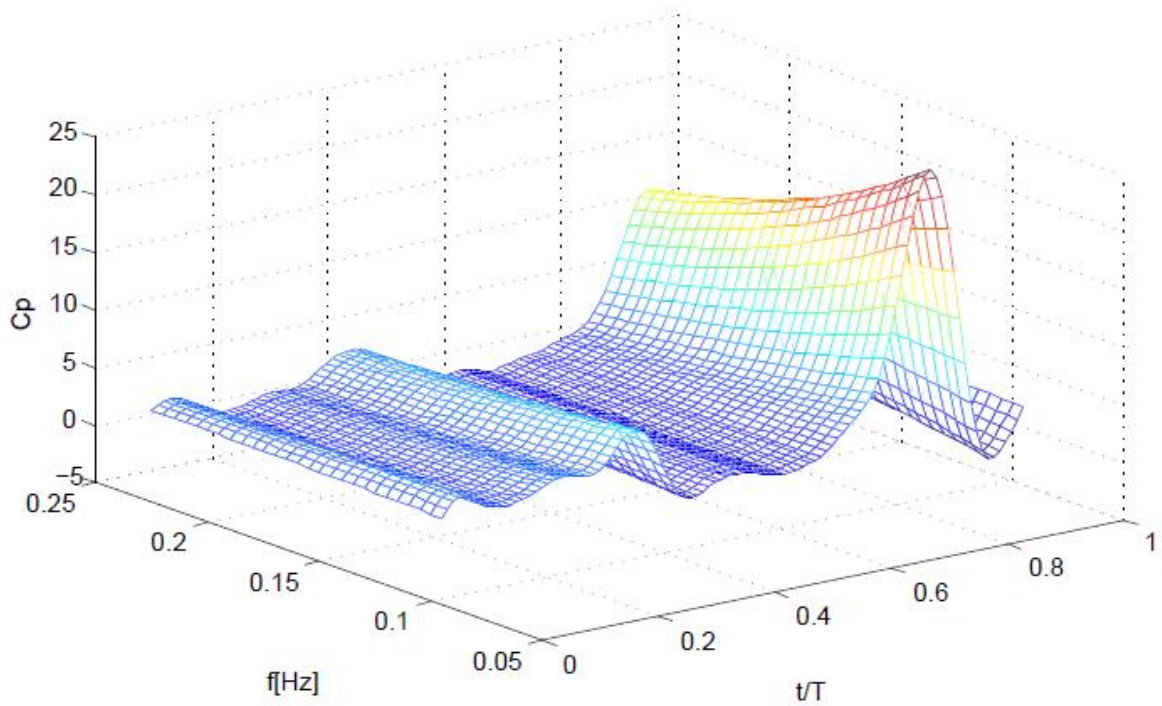
Rysunek 6.3-10. Składowa normalna siły aerodynamicznej, $f=0,222$



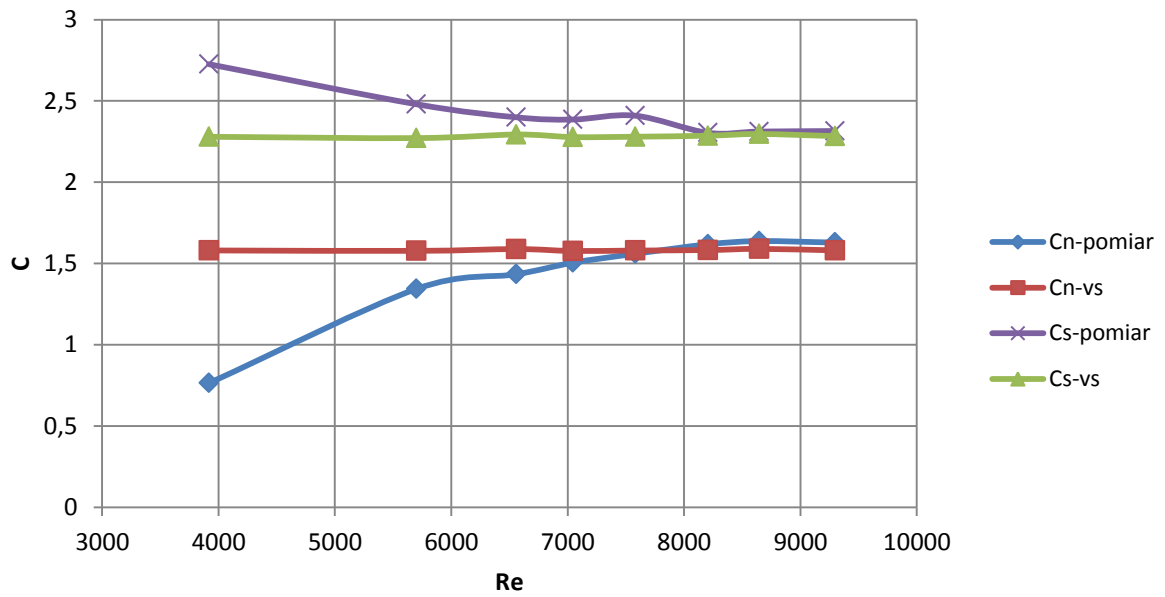
Rysunek 6.3-11. Przebieg współczynnika siły normalnej w funkcji częstotliwości



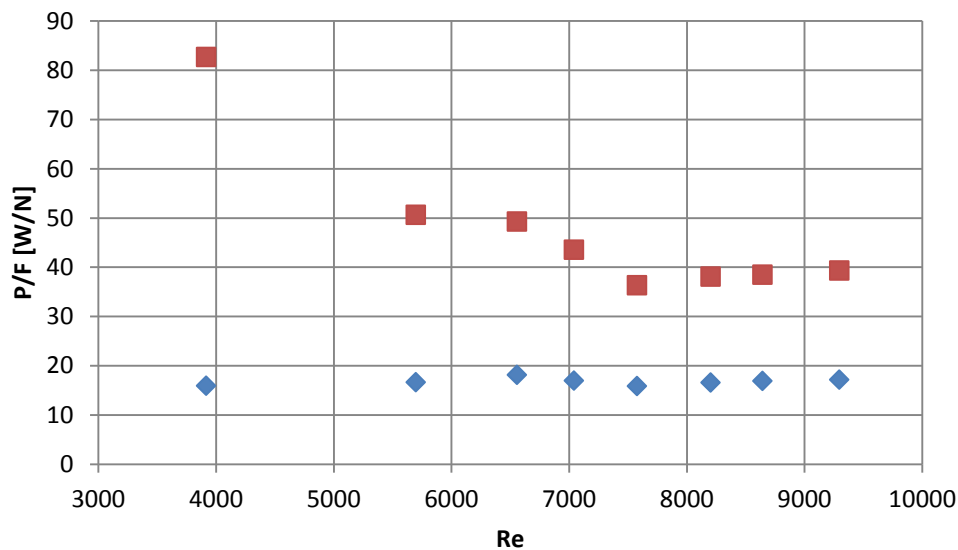
Rysunek 6.3-12. Przebieg współczynnika siły stycznej w funkcji częstotliwości



Rysunek 6.3-13. Przebieg współczynnika mocy w funkcji częstotliwości



Rysunek 6.3-14. Średnie wartości współczynników sił aerodynamicznych



Rysunek 6.3-15. Stosunek mocy do całkowitej siły aerodynamicznej

6.3.5 Wnioski

Eksperyment wykazał, że liczba Reynoldsa w zakresie, w którym obiekt rzeczywisty będzie operował, nie wywiera istotnego wpływu na efekty aerodynamiczne. Pod warunkiem jednak, że nie występuje separacja. Podczas ruchu sinusoidalnego nie zaobserwowano żadnej zmiany we współczynnikach aerodynamicznych. W drugiej części eksperymentu (eksperyment z odwzorowaniem ruchu skrzydeł napędzanych układem korbowym) zmiany były obserwowane do liczby Reynoldsa 7500, po czym następowała stabilizacja. Oznacza to, że w zakresie, gdzie wskaźniki są niezmiennie, wyniki mogą być swobodnie skalowane. Symulując lot entomoptera, nie będzie konieczne uwzględnienie w charakterystykach aerodynamicznych zmiany częstotliwości, co bardzo uprości model i pozwoli zredukować ilość pomiarów.

6.4 Wpływ sposobu zmiany kąta nastawienia skrzydła na obciążenia aerodynamiczne

6.4.1 Cel eksperymentu

Doświadczenie ma na celu sprawdzenie wpływu amplitudy zmiany kąta nastawienia na osiągi obiektu. Chodzi o to, aby znaleźć najbardziej efektywną pod kątem energetycznym trajektorię ruchu dla projektowanego obiektu. Generowane siły aerodynamiczne towarzyszące małym liczbom Reynoldsa cechują się małą doskonałością, co oznacza, że generowana siła oporu jest w stosunku do opływu z dużymi liczbami bardzo duża. Wykonywany ruch jest obrotowo zwrotny, co oznacza, że siła oporu, przynajmniej w pewnym stopniu, sama się równoważy podczas jednego okresu. Różnicując kąt wychylenia skrzydła podczas ruchu w jedną oraz drugą stronę może pozwolić na częściowe wykorzystanie siły oporu do unoszenia obiektu. Generowane siły aerodynamiczne bardzo mocno zależą od kąta natarcia skrzydła. Wzrostowi kąta natarcia do wartości 45° (jeśli nie ma oderwania) towarzyszy wzrost

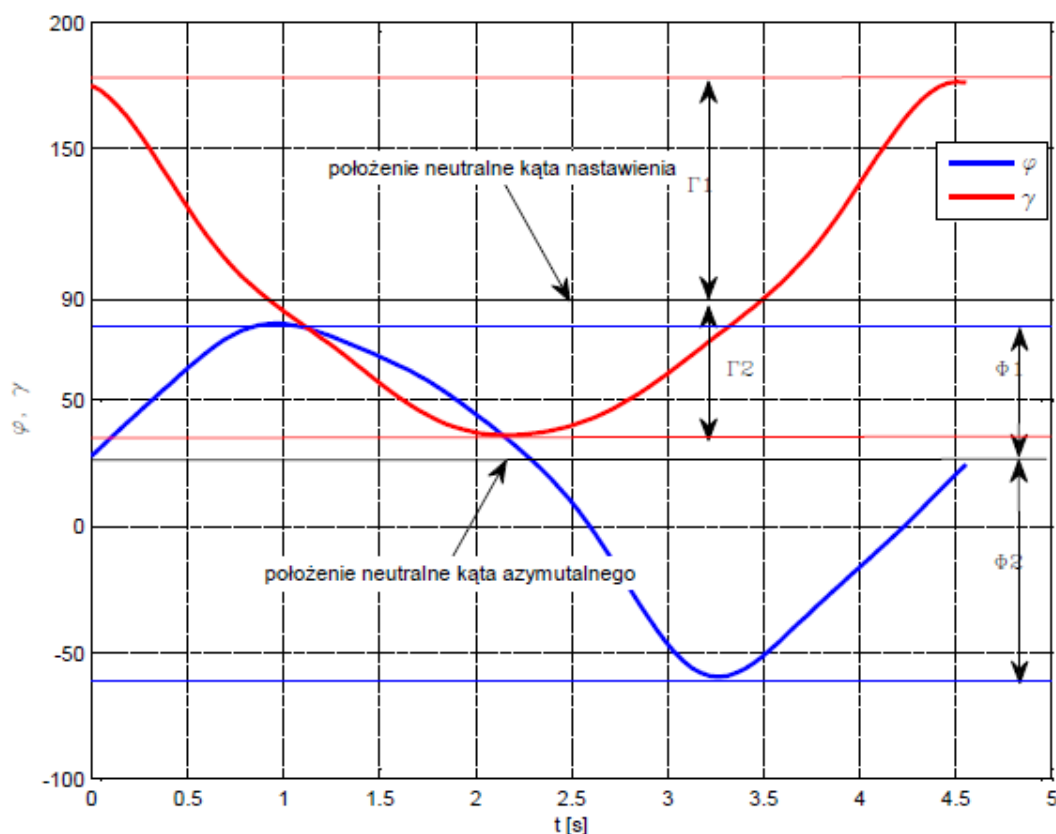
siły nośnej, jednocześnie rośnie w całym zakresie 0–90° rośnie siła oporu. Sprawdzone zostały różne warianty zmiany kąta nastawienia.

6.4.2 Sposób przeprowadzenia eksperymentu

Eksperyment polegał na pomiarze sił oraz momentów aerodynamicznych generowanych przez skrzydło robota podczas ruchu trzepoczącego. Pomiarze podlegała siła normalna (skierowana zgodnie z osią obrotu ruchu głównego), siła styczna (siła ortogonalna do składowej normalnej, leżąca w płaszczyźnie symetrii) oraz moment obrotowy w ruchu głównym. Pomiar realizowany był tylko na jednym skrzydle. Na podstawie znajomości momentu obrotowego oraz prędkości obrotowej w każdym punkcie czasu możliwe jest wyznaczenie mocy potrzebnej do zrealizowania zadanego ruchu. Możliwe jest zatem przeanalizowanie osiągnięć obiektu.

Podczas każdego z pomiarów robot poruszał skrzydłami w inny sposób. Modyfikacji podlegał sposób zmiany kąta nastawienia (γ), podczas gdy kinematyka ruchu głównego pozostawała bez zmian. Eksperyment został zbudowany w oparciu o dwa parametry. pierwszym z nich jest amplituda oscylacji wspomnianego kąтового położenia skrzydła:

$$\Gamma = \frac{\Gamma_1 + \Gamma_2}{2} \quad (6.22)$$



Rysunek 6.4-1. Parametry kinematyki ruchu

Drugim jest stosunek maksymalnych wychyleń skrzydła w zakresie kąta nastawienia od pozycji neutralnej 90° :

$$\Delta\Gamma = \frac{\Gamma_1}{\Gamma_2}, \quad (6.23)$$

który dalej nazywany będzie dewiacją. Definicje maksymalnych wychyleń przedstawione zostały na ilustracji 6.4-1.

Narzucony dodatkowo został warunek ograniczający. Kąt nastawienia w punktach zwrotnych (moment, gdy zmienia się kierunek ruchu głównego) zawsze równy jest 90° . W efekcie zmianie ulega kąt natarcia, pod jakim jest skrzydło omywane w poszczególnych fazach ruchu. Przebadane sposoby ruchu zestawione zostały w załączniku (załącznik 1).

6.4.3 Wyniki wizualizacji

Wizualizacja barwna przeprowadzona została w taki sam sposób, jak w doświadczeniu z rozdziału 6.2. Barwnik wydostający się z krawędzi natarcia oznaczał wir krawędzi natarcia, natomiast ten wydostający się z krawędzi spływu ślad wirowy za skrzydłem. Wir krawędzi natarcia pojawiał się przy kącie nastawienia ok. 30° . W przypadkach, gdy kąt natarcia spadał poniżej (przypadki z dużymi amplitudami ruchu) wir zanikał, po czym pojawiał się ponownie po przekroczeniu wspomnianej granicy podczas zbliżania się do punktu zwrotnego. W żadnym z przebadanych przypadków nie zaobserwowano oderwania wiru. Wizualizacja jednoznacznie wykazuje promieniowy charakter przepływu płynu przez wir. Nawiązując do wcześniejszych badań nad fenomenem wiru krawędzi natarcia, które wykazywały tendencję do zrywania się wiru utworzonego na skrzydle lecącym na wprost (ruch postępowy, a nie w obrotowy) tłumaczy to jego stabilne zachowanie. Na rysunku 6.4-2. Widoczny jest rozwijający się wir. Barwnik ruchem spiralnym (zgodnym z wirem przemieszcza się w stronę końcówki skrzydła. Sposób zmiany kąta natarcia wpływał nie tylko na efekty zachodzące na krawędzi natarcia, ale również na to co się dzieje za skrzydłem. Przy niskich kątach natarcia skrzydło „gubiło” dipole wirowe (rysunek 6.4-3. barwnik niebieski), które w literaturze anglojęzycznej zwane są „hairpins” z uwagi na ich kształt przypominający spinkę do włosów. Ślad pozostawał dość długo wyraźny. Przy wyższych kątach natarcia odrywały się cyklicznie pojedyncze wiry, które szybko się rozmywały.



Rysunek 6.4-2. Struktury wirowe przy dużych kątach natarcia

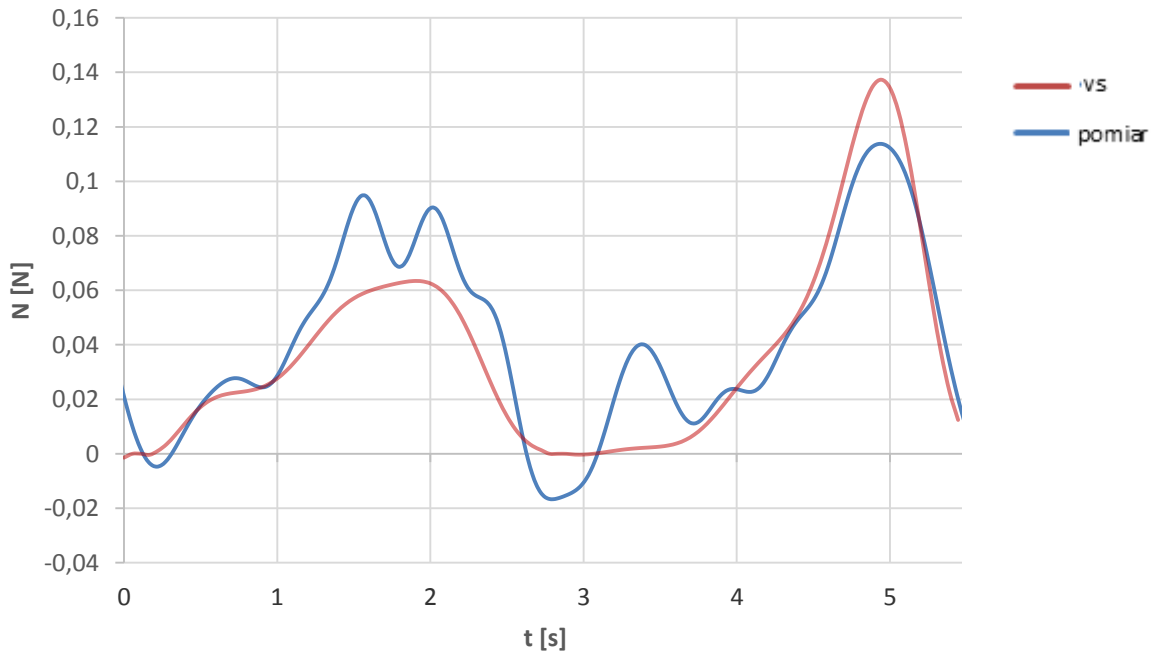


Rysunek 6.4-3. Struktury wirowe przy małych kątach natarcia

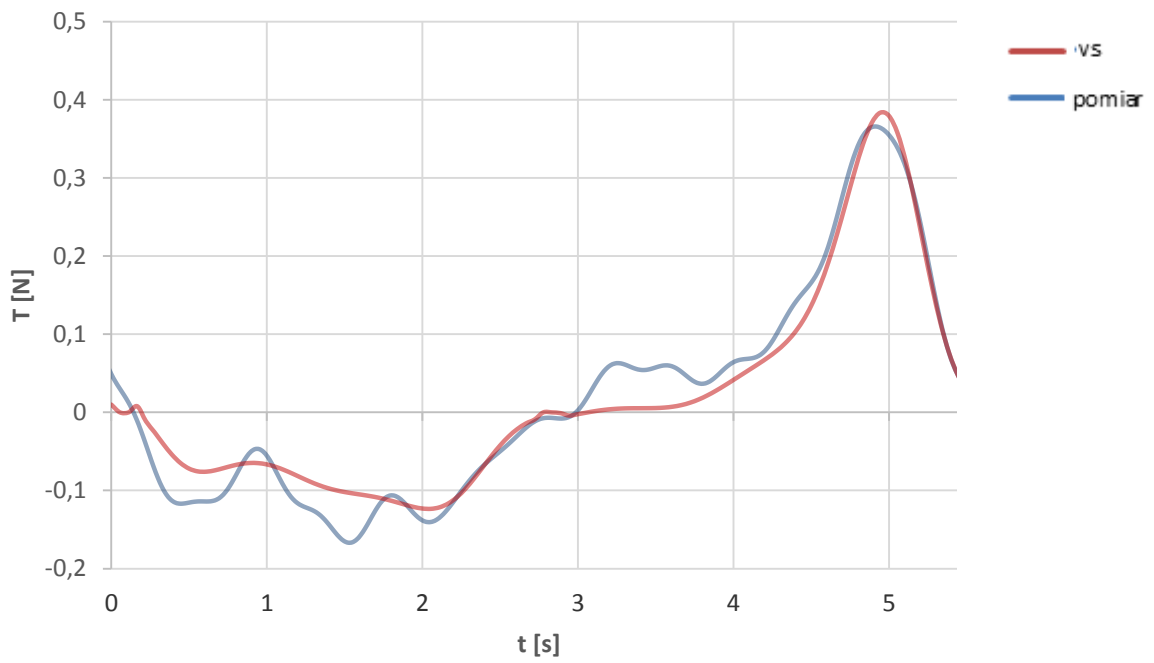
6.4.4 Wyniki pomiarów dla konfiguracji entomoptera z układem napędowym opartym na układzie korbowym

Porównanie przebiegów siły nośnej wyznaczonych eksperymentalnie oraz obliczonych przy pomocy modelu powierzchni wirowej pokazuje, że pomimo braku uwzględnienia lepkości, model dla określonych parametrów ruchu cechuje się dość dobrą zbieżnością. Stosunkowo dobre wyniki uzyskiwane były przy dużych amplitudach zmiany kąta nastawienia, czyli relatywnie małych kątach natarcia. Zmniejszanie amplitudy powodowało zwiększanie rozbieżności pomiędzy wynikami. W przypadku tych pierwszych również widoczne są wyraźne różnice, szczególnie w pierwszym półcyklu. Różnica pomiędzy modelem, a pomiarem dla małych amplitud jest wyraźnie większa. Analizując różnice przebiegów widać także, że model lepiej spisuje się, gdy prędkości kątowe ruchu głównego są relatywnie duże.

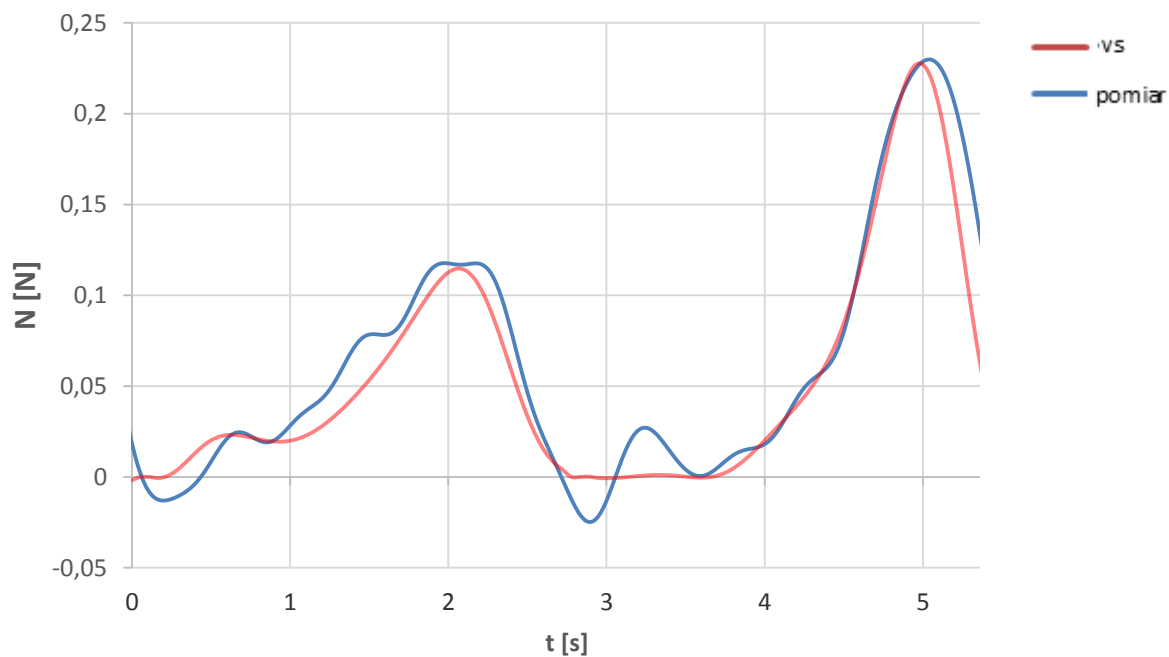
Szczególnie widoczne to jest w okolicy trzeciej sekundy ruchu w każdy z przedstawionych przypadków. Skrzydło w tym momencie przekroczyło punkt zwrotny i wykonuje ruch powrotny. W bezpośrednim otoczeniu skrzydła jest nie tylko ślad wirowy, ale także wir krawędzi natarcia. Oznacza to, że przechodzi ono przez tę strukturę wirową wygenerowaną w poprzednim półcyklu. Oddziaływanie tej struktury wirowej powoduje widoczne wahania. Model porównawczy nie był w stanie odtworzyć tego zjawiska, gdyż nie jest modelowany wir krawędzi natarcia. Jego istnienie przejawia się w braku oderwania. Ponadto model śladu wirowego jest w znacznej mierze uproszczony. Po przekroczeniu punktu zwrotnego ślad jest zerowany. Gorzej przedstawia się porównanie siły stycznej, czyli składowej leżącej w płaszczyźnie ruchu głównego. Charakter krzywej jest zachowany, lecz duże różnice są widoczne podczas pierwszego półcyklu.



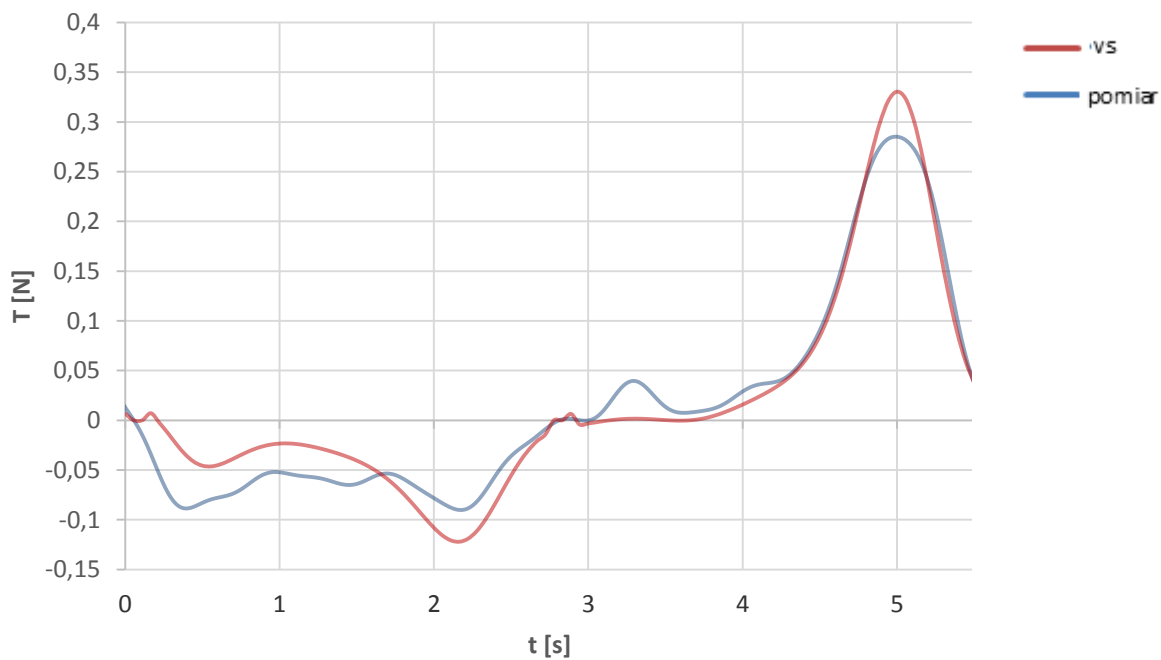
Rysunek 6.4-4. Przebieg siły normalnej dla amplitudy zmiany kąta natarcia $22,5^\circ$



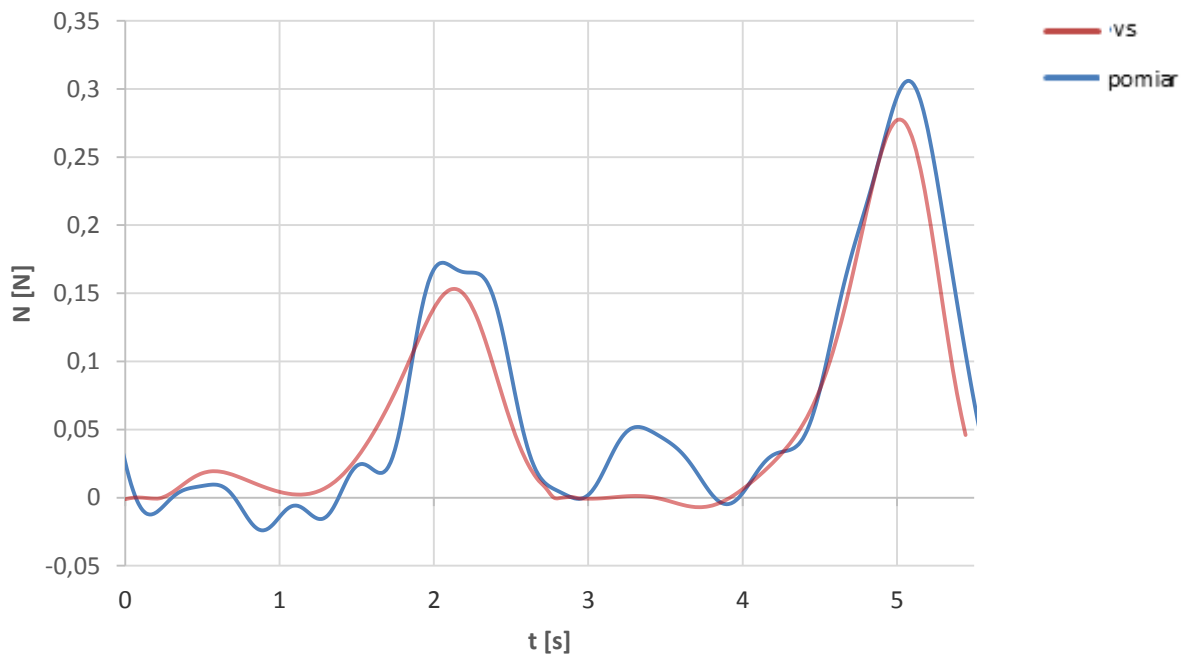
Rysunek 6.4-5. Przebieg siły stycznej dla amplitudy oscylacji $22,5^\circ$



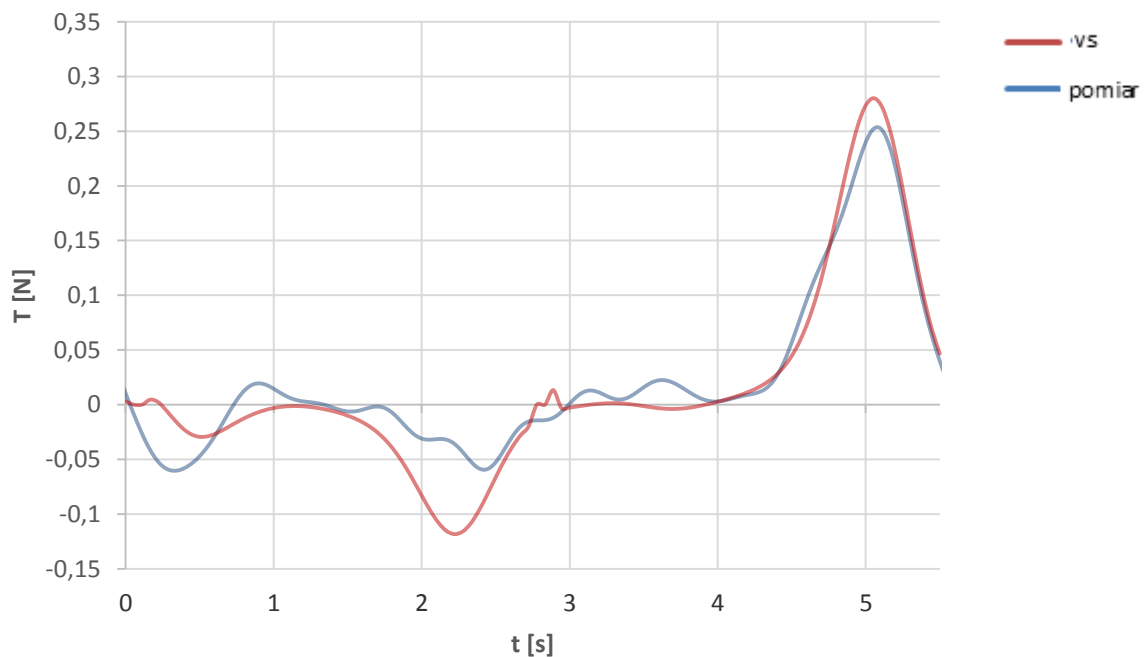
Rysunek 6.4-6.Przebieg siły normalnej dla amplitudy zmiany kąta natarcia 45°



Rysunek 6.4-7.Przebieg siły stycznej dla amplitudy zmiany kąta natarcia 45°



Rysunek 6.4-8. Przebieg siły normalnej dla amplitudy zmiany kąta natarcia 60°



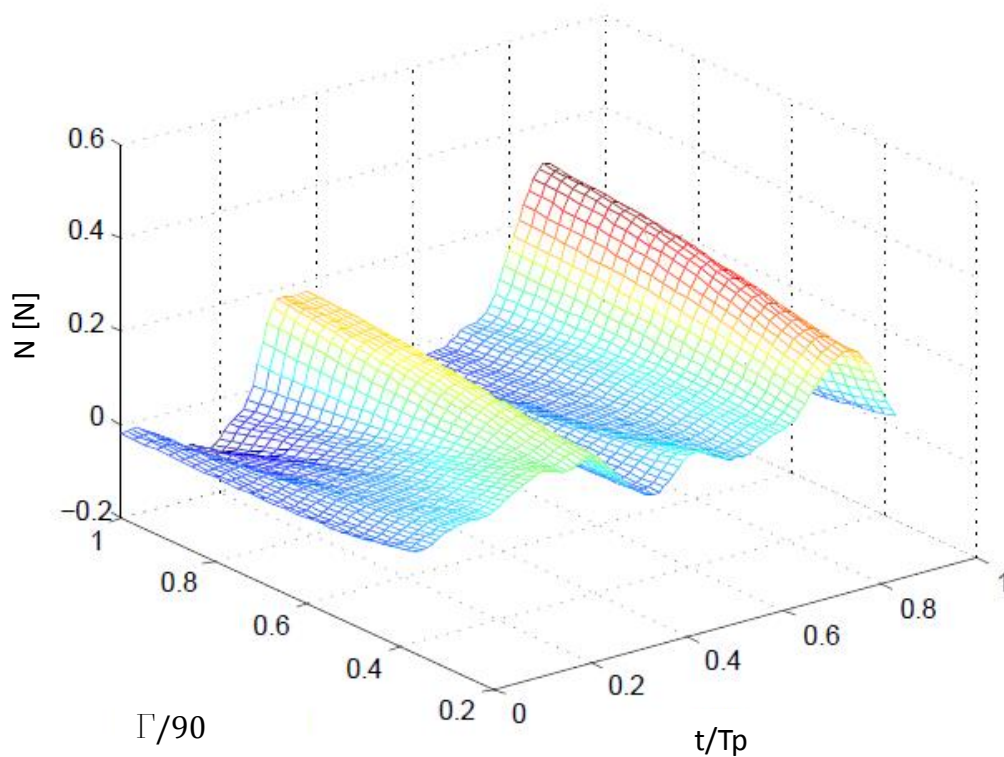
Rysunek 6.4-9. Przebieg siły stycznej dla amplitudy zmiany kąta natarcia 60°

Największe różnice zachodzą w momentach, gdy na skrzydło działają największe przyspieszenia. Siła oporu (w tym przypadku jej rzut) jest pomniejszana o siłę potrzebną do wyhamowania masy płynu podążającego wraz ze skrzydłem.

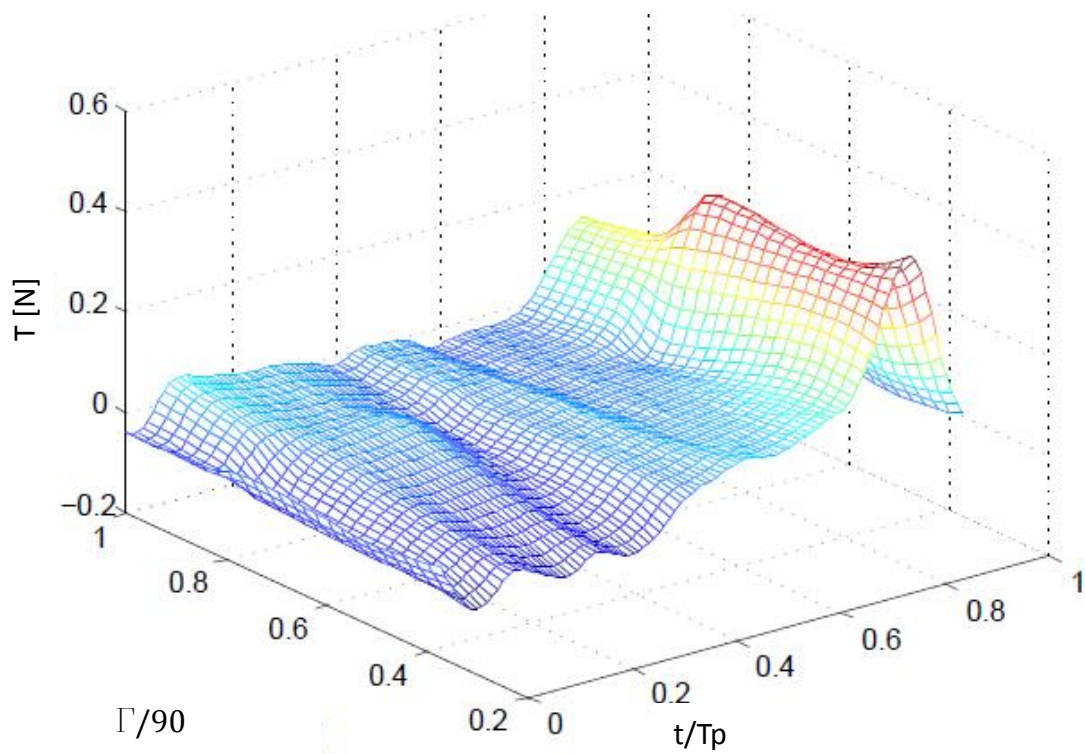
Porównanie wyników eksperymentalnych i analitycznych umożliwia jakościową analizę zachodzących zjawisk. W obliczeniach zamodelowany został opływ bez separacji, model jest wyidealizowany. Skoro obliczona siła nośna dobrze pokrywa się z doświadczeniem, należy wnioskować, że w doświadczeniu nie wystąpiło oderwanie. Wniosek ten zgadza się z obserwacjami wizualizacji opływu.

Ilustracje 6.4-11 do 6.4-13 przedstawiają aproksymację wyników pomiarów wykonaną przy użyciu trzech niezależnych sieci neuronowych. Pokazane zostały przykładowe

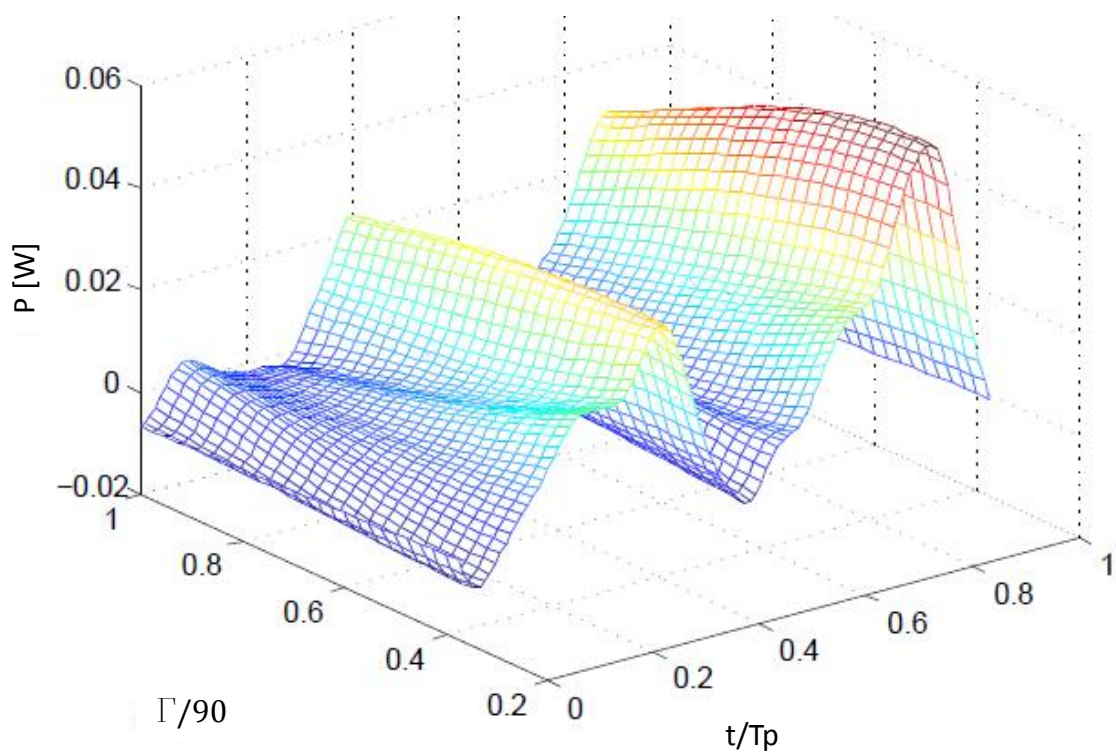
(dla odchylenia równego zero) przebiegi siły normalnej, stycznej, wypadkowej oraz potrzebnej do tego ruchu mocy. Na jednej z osi poziomych znajduje się znormalizowany czas, na drugiej względna wartość amplitudy wahań kąta nastawienia. Zwiększenie amplitudy zmiany kąta nastawienia, a więc zmniejszanie kąta nastawienia powodowało wzrost wartości siły w chwilach odpowiadających dużym prędkościom kątowym skrzydła. Odwrotny efekt uzyskiwany był w chwilach, w których prędkość była relatywnie mała, czyli w okolicach punktów zwrotnych. Uzyskiwane siły były większe. Przy dużych amplitudach wartość siły była wyraźnie ujemna, wraz ze spadkiem jej wartości siła stopniowo rosła. W efekcie przebieg robił się bardziej płaski. Maksymalna osiągnięta chwilowa wartość to 0.32N podczas ruchu z największą amplitudą. Zmiany stycznej składowej siły aerodynamicznej przejawiają inny charakter. Zmniejszenie amplitudy oscylacji kąta nastawienia skutkuje wzrostem amplitudy zmian siły stycznej, więc także siły oporu, gdyż składowa ta siły aerodynamicznej jest rzutem wektora siły oporu na płaszczyznę symetrii robota. Prędkość skrzydła w każdym przypadku zmieniała się w taki sam sposób. Z tego powodu moc niezbędna do ruchu wraz ze zmianą amplitudy zmienia się podobnie jak siła styczna.



Rysunek 6.4-10. Przebieg siły normalnej w funkcji amplitudy

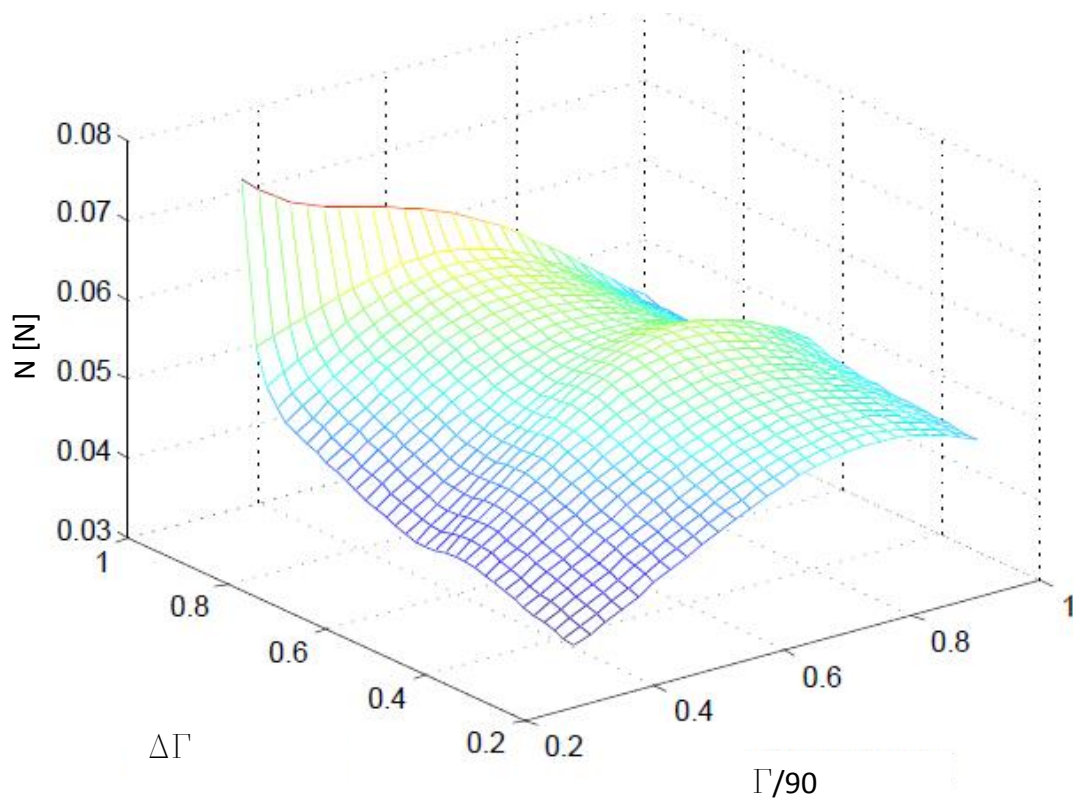


Rysunek 6.4-11. Przebieg siły stycznej w funkcji amplitudy

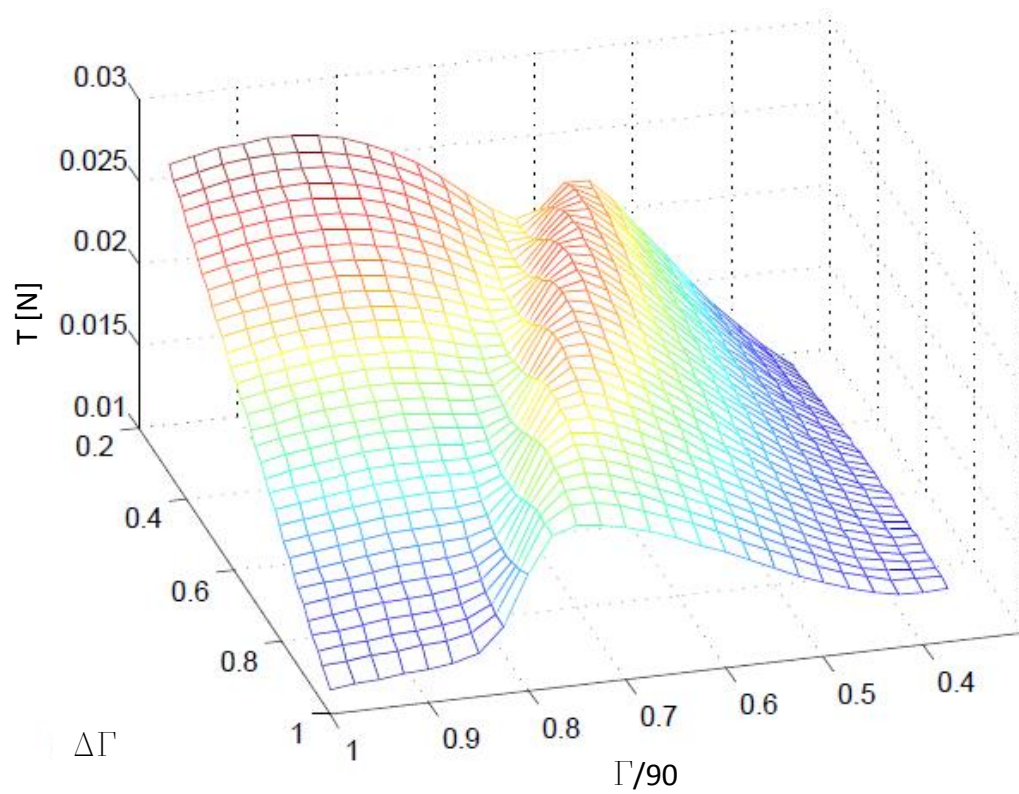


Rysunek 6.4-12. Przebieg poboru mocy w funkcji amplitudy

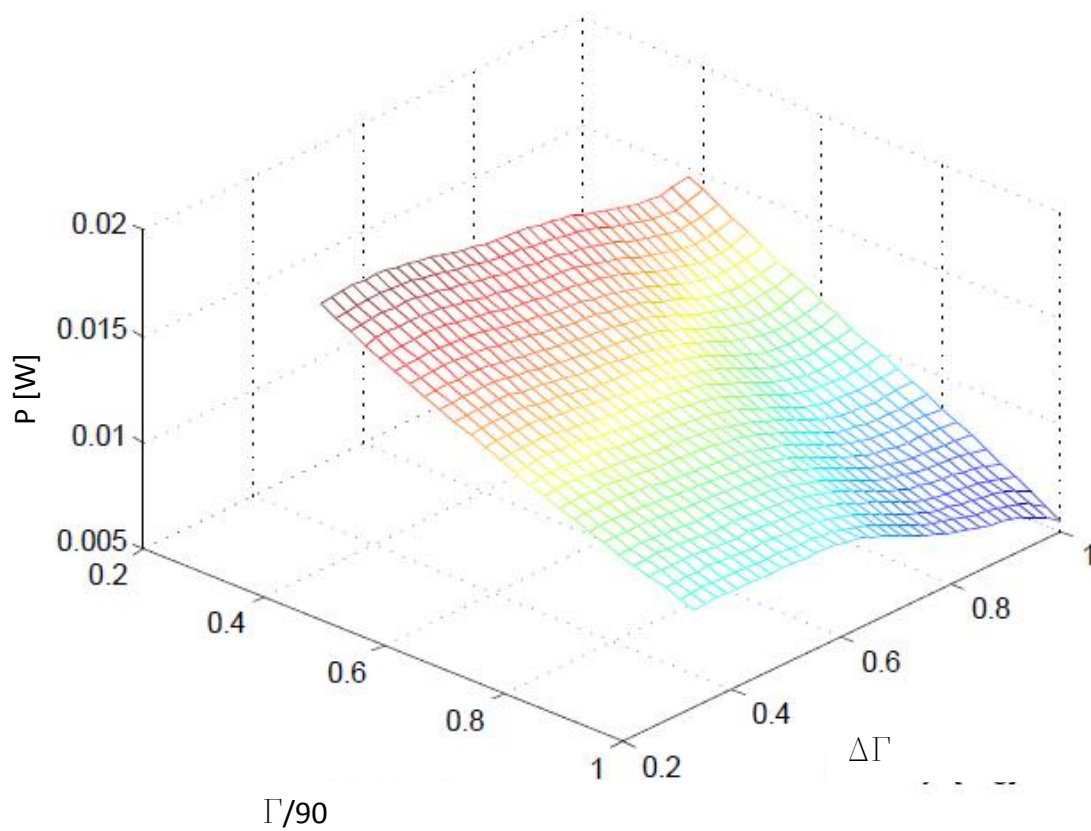
Uśrednienie powyższych wyników pozwoliło na jakościową ocenę efektów ruchu skrzydeł. Na poniższych wykresach przedstawione zostały zmiany średnich wartości sił aerodynamicznych oraz mocy niezbędnej do ruchu towarzyszące modyfikacjom rozważanych parametrów. Jednoznacznie można powiedzieć, że wzrost parametru nazwanego dewiacją kąta nastawienia sprzyjał wzrostowi składowej siły normalnej. Odwrotnie było w przypadku siły stycznej. Największa wartość siły stycznej została uzyskana dla najmniejszej amplitudy i największej dewiacji, czyli dla symetrycznego sposobu zmiany kąta nastawienia. Dla mniejszych wartości dewiacji możliwe jest znalezienie maksimum lokalnego, które lokuje się w okolicy 0.7-0.8 amplitudy względnej. Wartość średniej siły stycznej rośnie wraz ze spadkiem dewiacji (zwiększeniem asymetrii ruchu) oraz wzrostem amplitudy. Powierzchnia reprezentująca moc zbliżona jest do powierzchni malejącej wraz ze wzrostem wartości obu parametrów. Najmniejsze, czyli najbardziej pożądane wartości uzyskane zostały przy największych ich wartościach. Oznacza to, że najmniejszy pobór mocy zachodził przy amplitudzie zmiany kąta nastawienia 180° i symetrycznej zmianie.



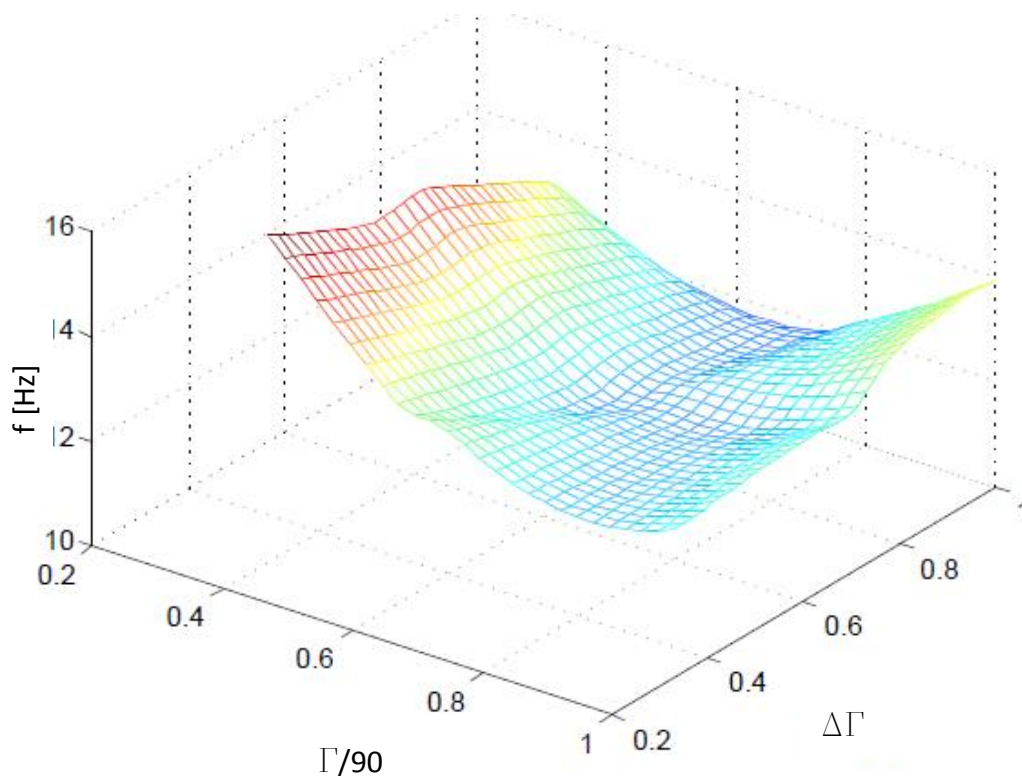
Rysunek 6.4-13. Średnia siła normalna



Rysunek 6.4-14. Średnia siła styczna

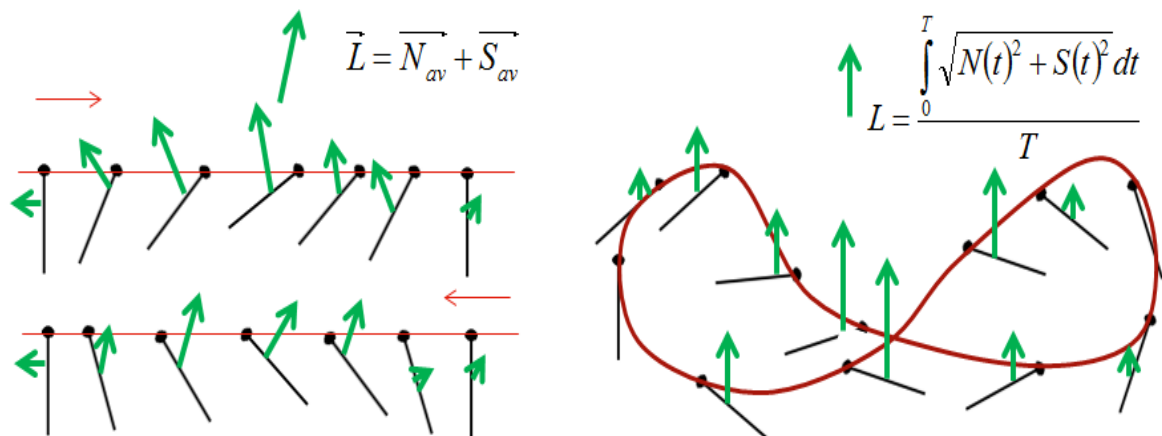


Rysunek 6.4-15. Średni pobór mocy robota



Rysunek 6.4-16. Wymagana częstotliwość trzepotania obiektu rzeczywistego

Powyższe wyniki dotyczą modelu, wyskalowanego na dynamiczne podobieństwo robota. Teraz wyniki należy odnieść do obiektu rzeczywistego według schematu przedstawionego w podsekcji 6.3.1. Wyliczone zostały częstotliwości trzepotania skrzydeł obiektu rzeczywistego, niezbędne do wygenerowania założonej siły nośnej równej 0,1N (rys. 6.4-18). Następnie wyliczona została moc modelowanego obiektu. Ta z kolei przedstawiona została na rysunku 6.4-19. Charakter powierzchni jest różny od tej reprezentującej wyniki dla modelu. Względem amplitudy powierzchnia zachowuje się hiperbolicznie. Zmiany względem dewiacji zbliżone są do zależności liniowej. Dla dużych amplitud asymetria zmiany kąta nastawienia (dewiacja) odgrywała niewielkie znaczenie. Jej wpływ stawał się coraz wyraźniejszy wraz ze spadkiem amplitudy oscylacji. Im większa dewiacja tym sposób ruchu był mniej efektywny.

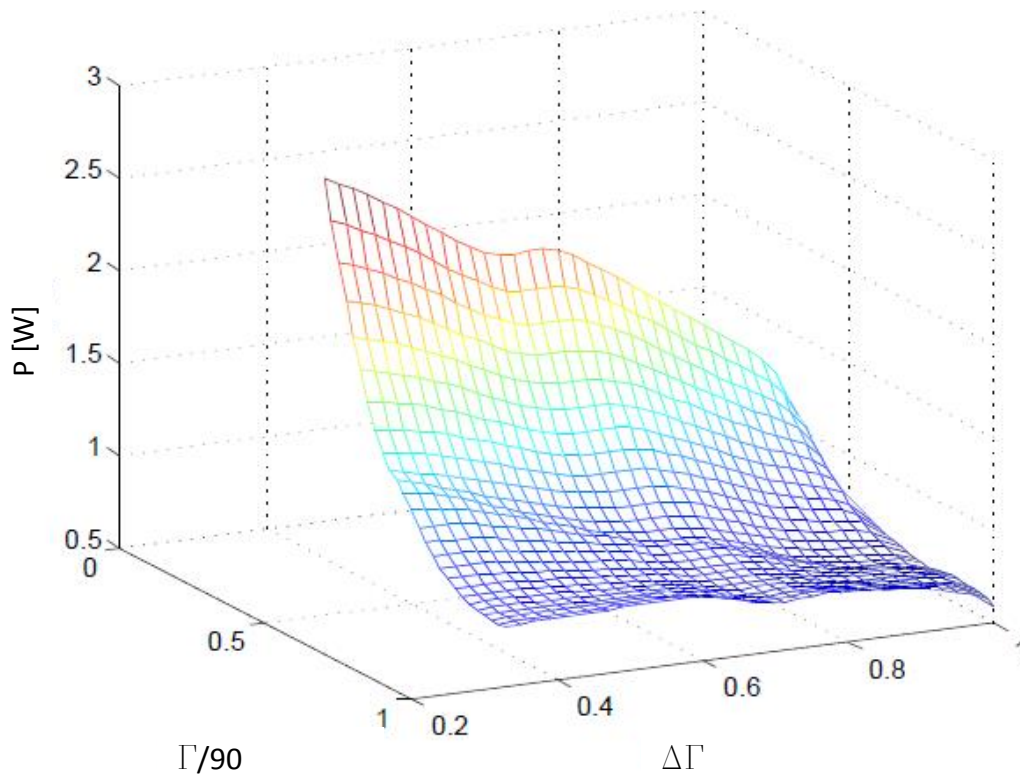


Rysunek 6.4-17 Różnice w sposobie wykorzystania siły aerodynamicznej

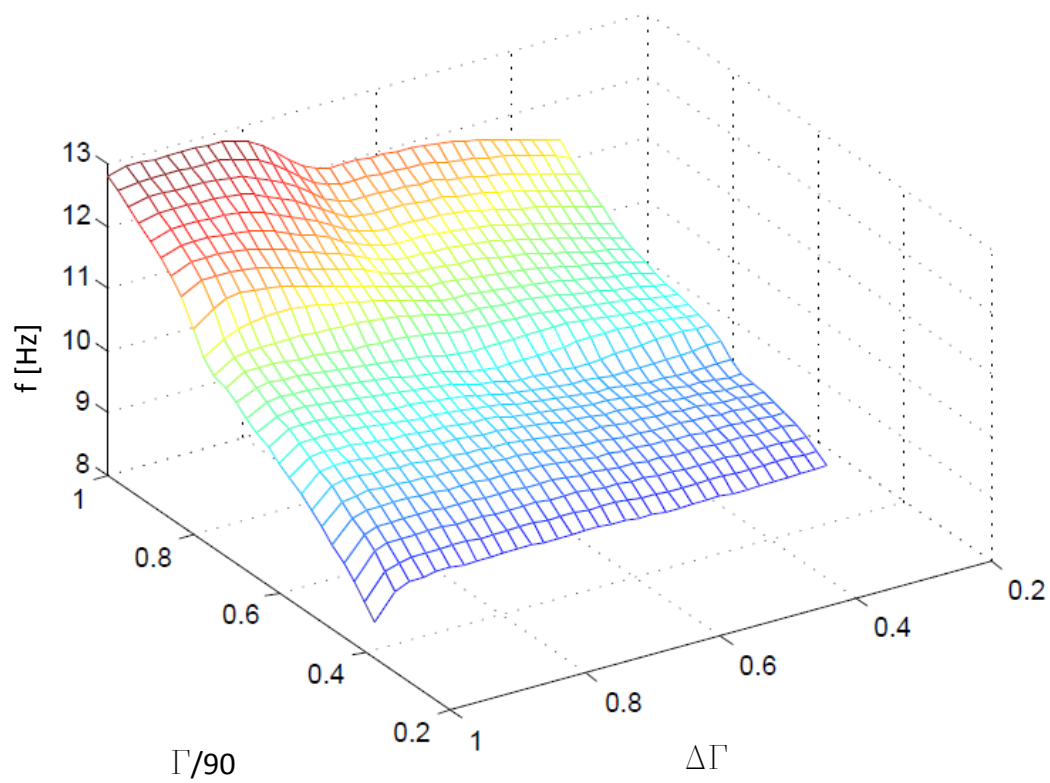
Można również założyć, że dzięki odpowiedniej regulacji kątowej orientacji płaszczyzny trzepotania w każdej chwili cała wypadkowa siła aerodynamiczna będzie wykorzystywana do unoszenia obiektu. Siła styczna w trakcie cyklu nie będzie się znosić. Różnice pomiędzy tymi założeniami przedstawione zostały na ilustracji rys. 6.4-17. Lewa część ilustracji przedstawia klasyczne podejście, które zakłada stałą orientację kątową płaszczyzny trzepotania. Prawa część pokazuje sytuację idealną, która możliwa jest w realizacji przy układzie konstrukcyjnym entomoptera przedstawionym w niniejszej rozprawie. Płaszczyzna trzepotania jest obracana tak, aby w każdej chwili wypadkowy wektor siły aerodynamicznej skierowany był zgodnie z kierunkiem wektora siły przyciągania. Częstotliwość trzepotania oraz pobór mocy entomoptera będą się kształtować, jak na wykresach rys. 6.4-20, rys. 6.4-21. Maksymalny zanotowany pobór mocy nie przekroczy 0,65W. Okazuje się jednak, że najlepszymi pod kątem efektywności sposobami ruchu są te o małych amplitudach zmian kąta nastawienia.

Znając zapotrzebowanie na moc oraz dane komponentów, z których urządzenie zostanie zbudowane, możliwe jest oszacowanie długości lotu entomoptera korzystając z prawa Joule’a–Lenza. Kluczowe elementy układu napędowego przedstawione zostały w załączniku (załącznik 2.) przedstawiającym wstępny projekt entomoptera. Długość lotu wyznaczona została z zależności:

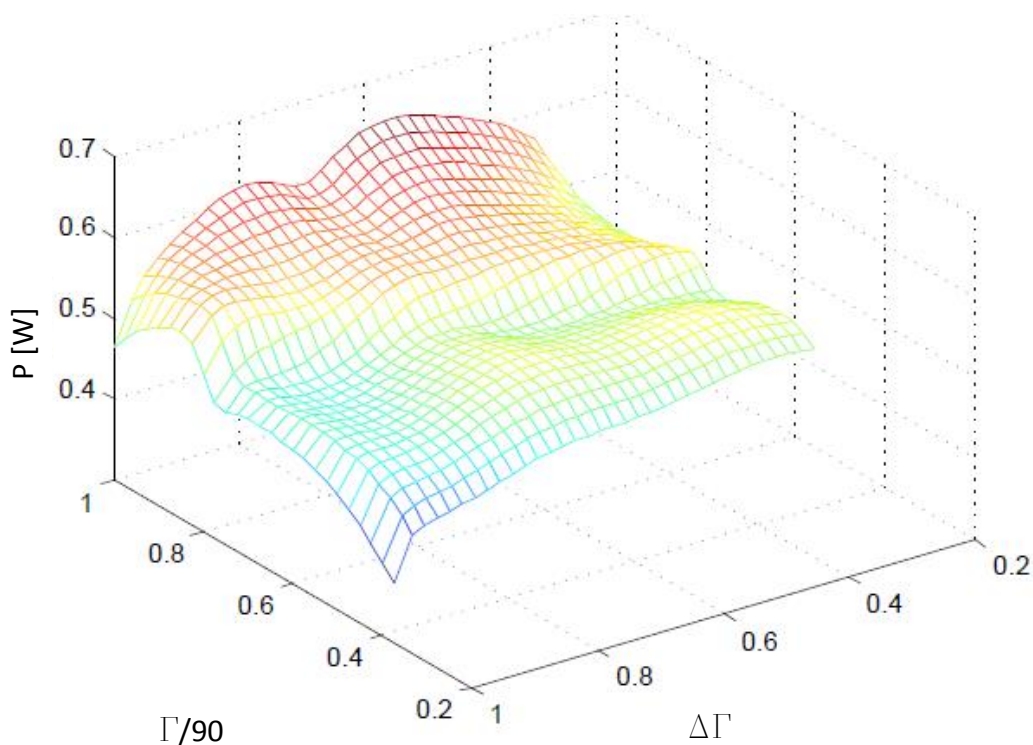
$$t = \frac{U \cdot C \cdot \eta}{P_a} \quad (6.24)$$



Rysunek 6.4-18. Pobór mocy obiektu rzeczywistego



Rysunek 6.4-19. Wymagana częstotliwość trzepotania obiektu rzeczywistego przy maksymalnym wykorzystaniu siły aerodynamicznej



Rysunek 6.4-20. Pobór mocy obiektu rzeczywistego przy maksymalnym wykorzystaniu siły aerodynamicznej

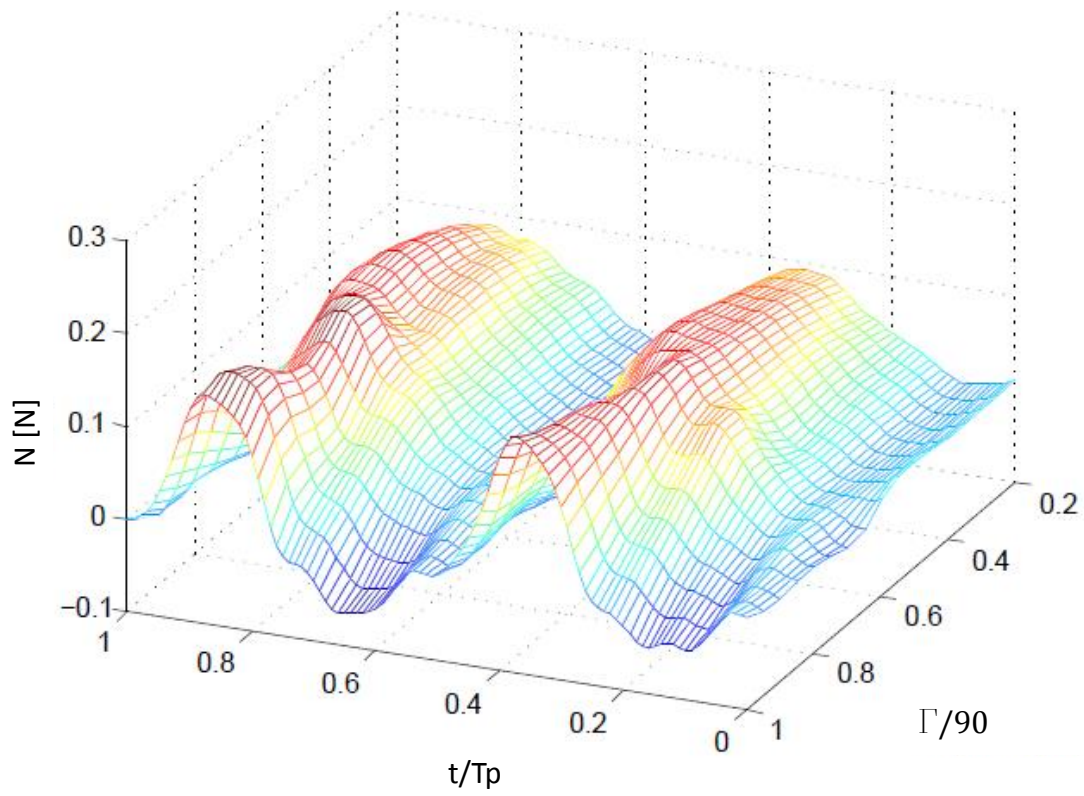
Tabela 6.4-1 przedstawia wyniki obliczeń. Kolumna I została sporządzona dla przypadku, w którym jako siła nośna wykorzystywana jest średnia wypadkowa siła aerodynamiczna. Kolumna II reprezentuje wariant, gdy w każdym momencie jako siła nośna wykorzystywana jest wypadkowa siła aerodynamiczna.

Tabela 6-3. Długość lotu dla kinematyki ruchu

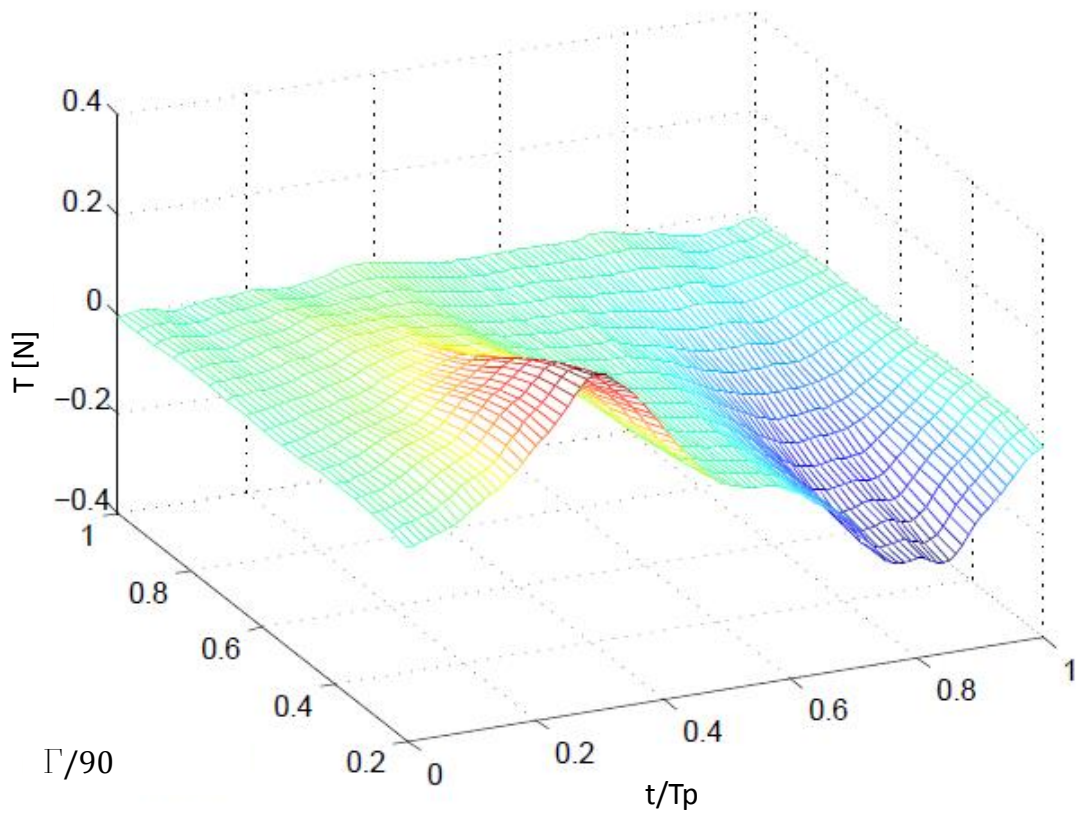
		I	II	
pobór mocy	P	0,59	0,39	W
napięcie	U	3,7	3,7	V
pojemność akumulatora	Cap	0,1	0,1	Ah
sprawność układu napędowego	eta	0,7	0,7	-
długość lotu	t	26,1	39,8	min

6.4.5 Wyniki pomiarów dla sinusoidalnego ruchu głównego

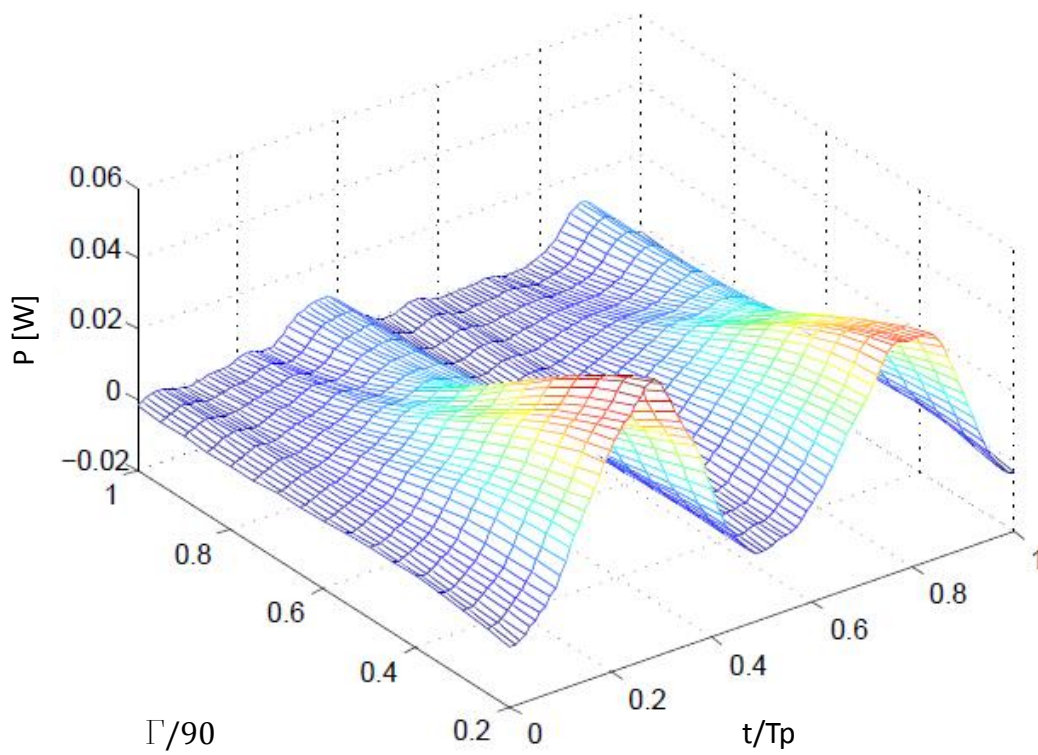
W taki sam sposób przeprowadzony został eksperyment z sinusoidalnym ruchem głównym skrzydeł. W ten sposób poruszają się skrzydła obiektu z symetrycznym układem napędowym, czyli także z układem napędowym opartym na siłownikach piezoelektrycznych. Zmiana położenia azymutalnego skrzydła jest w każdym przypadku zgodna z sinusoidą, amplituda ruchu głównego pozostała bez zmian i wynosiła 70° . Wyniki w postaci osiągow entomoptera przedstawiają się podobnie jak w przypadku poprzedniej serii (zestawienie w tabeli 6.4-2). Minimalny pobór mocy wyliczona pierwszym sposobem jest mniejszy o 0,06W. Przy wyliczeniu go II sposobem jest jednak większy o 0,08W.



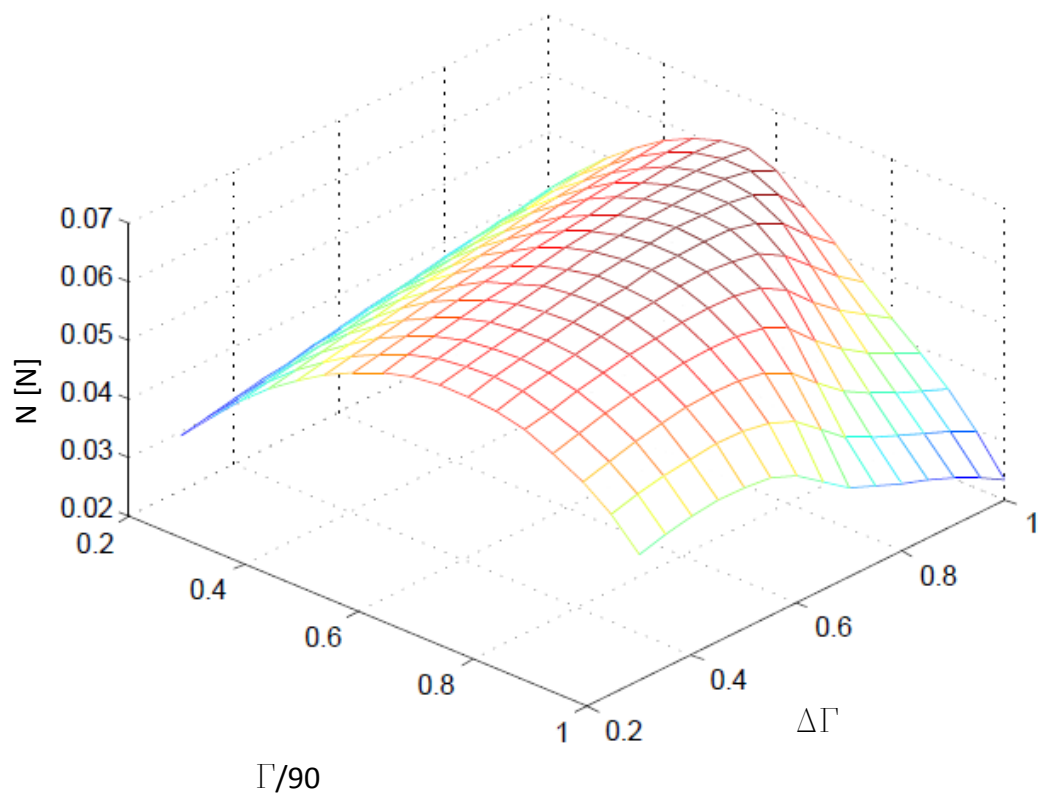
Rysunek 6.4-21. Przebieg siły normalnej w funkcji amplitudy



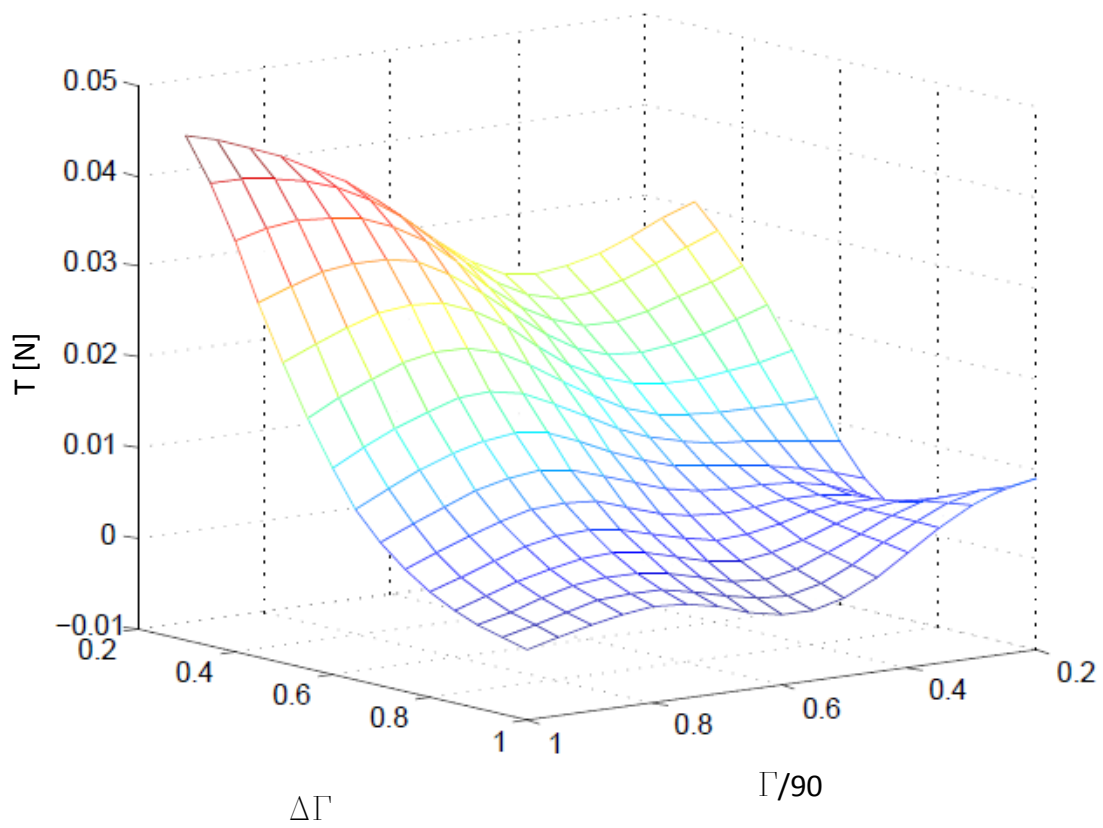
Rysunek 6.4-22. Przebieg siły stycznej w funkcji amplitudy



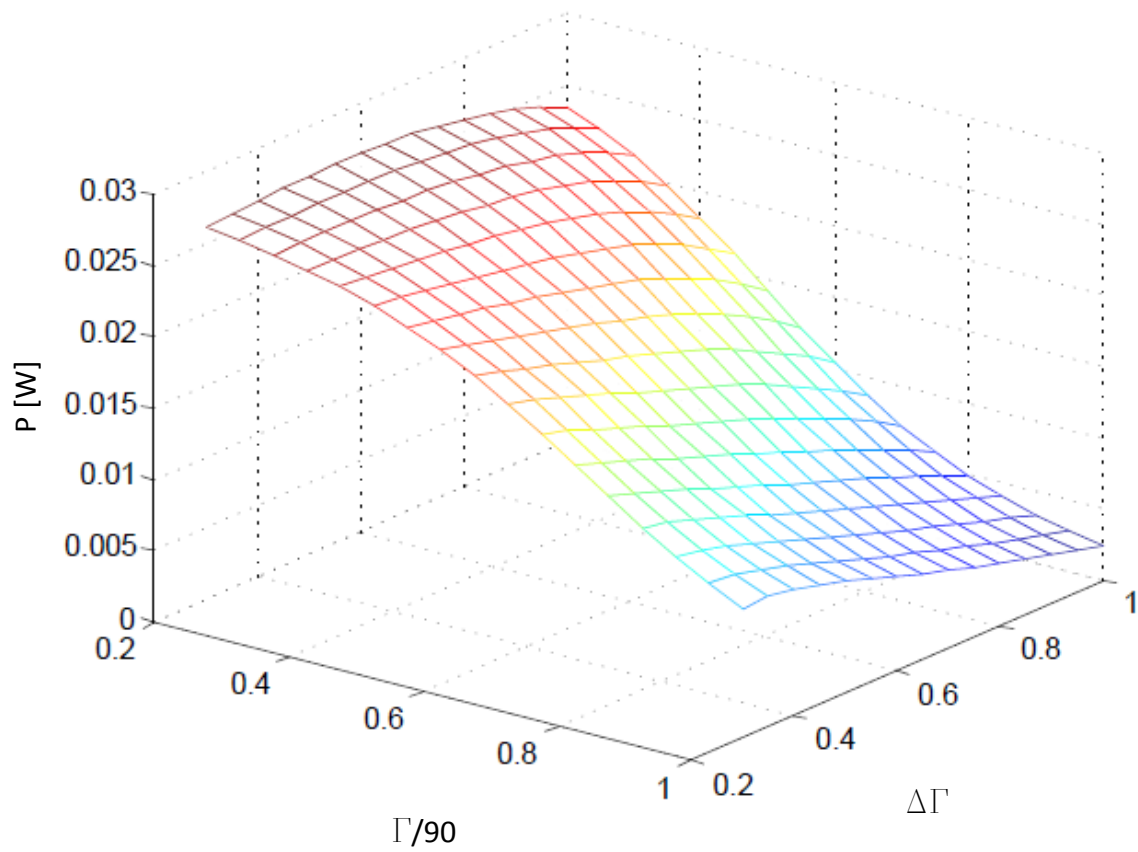
Rysunek 6.4-23. Przebieg poboru mocy w funkcji amplitudy



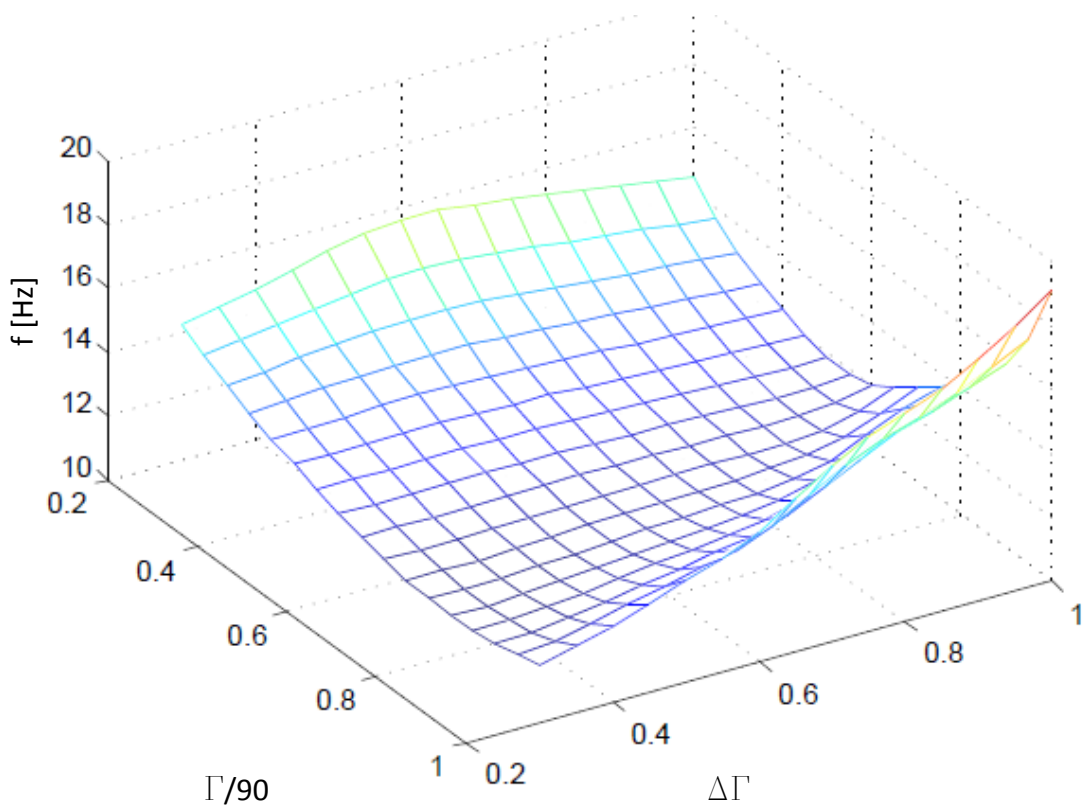
Rysunek 6.4-24. Średnia siła normalna



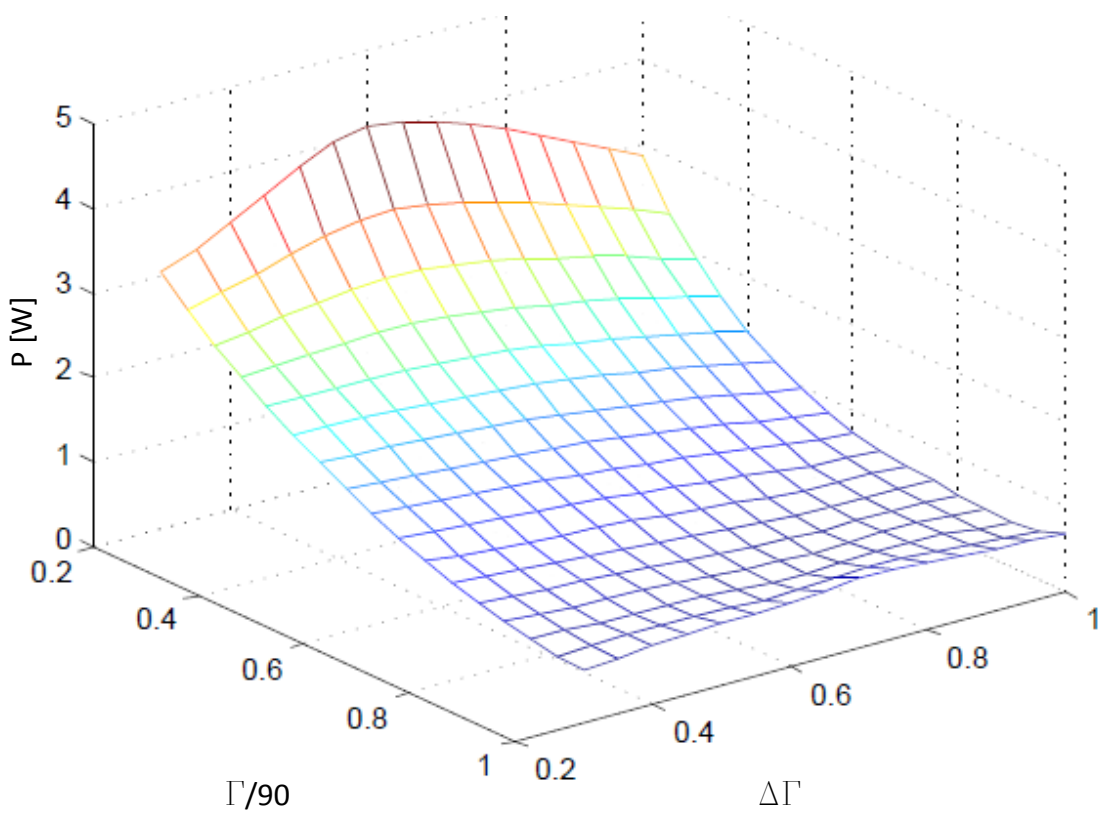
Rysunek 6.4-25. Średnia siła styczna



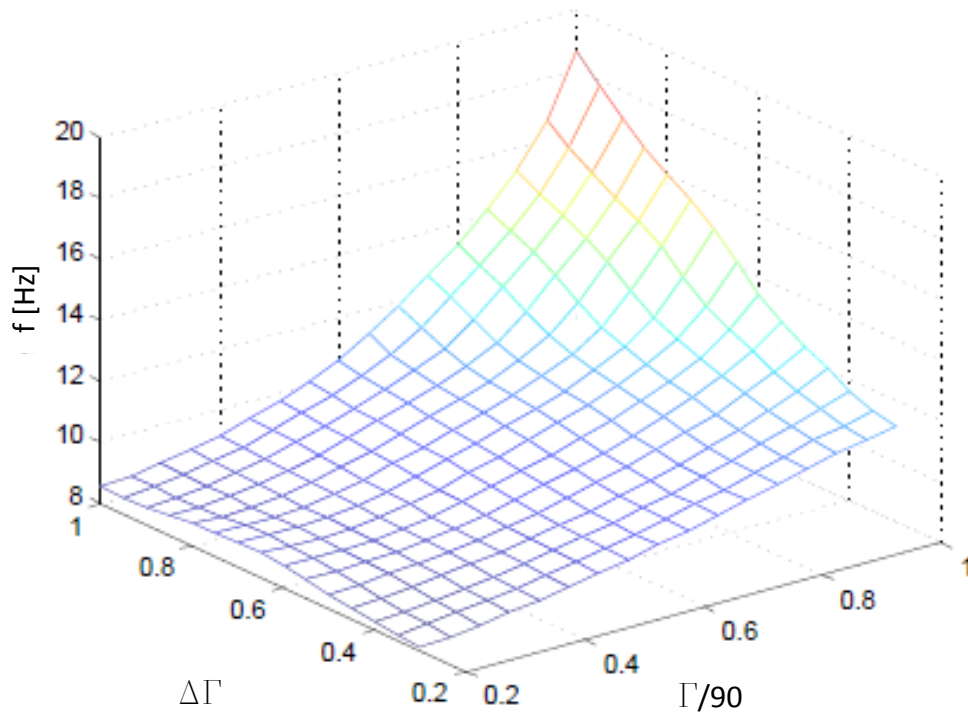
Rysunek 6.4-26. Średnia moc robota



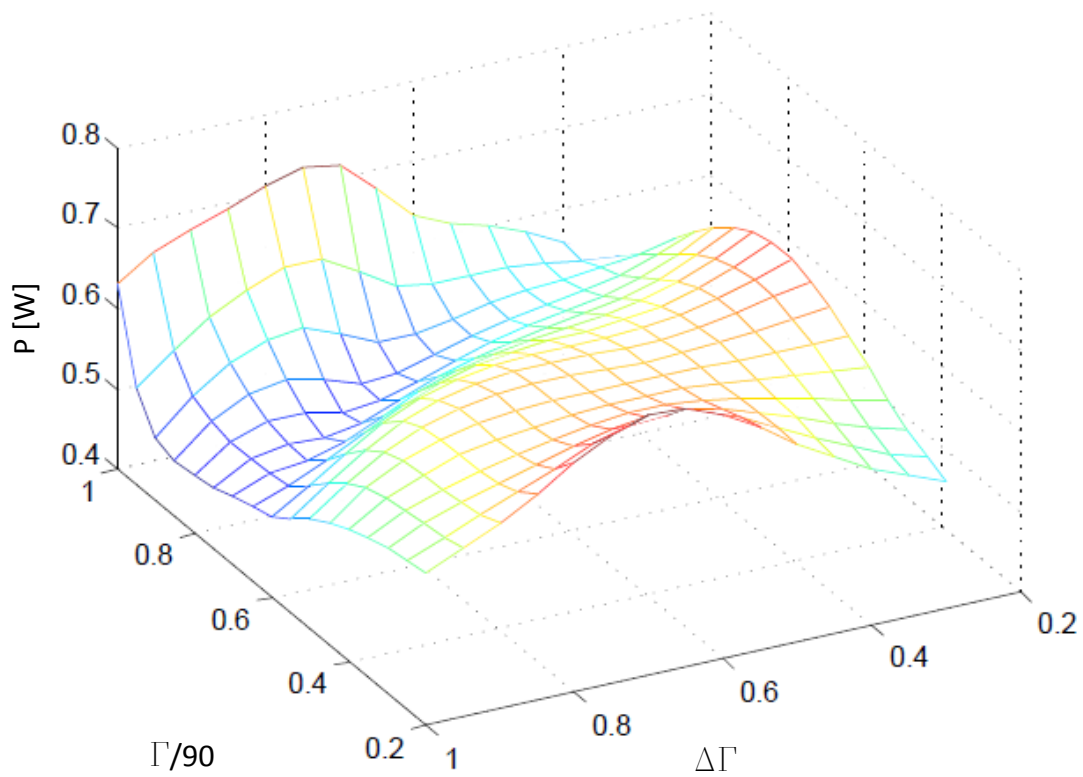
Rysunek 6.4-27. Częstotliwość trzepotania entomoptera



Rysunek 6.4-28. Pobór mocy entomoptera



Rysunek 6.4-29. Wymagana częstotliwość trzepotania obiektu rzeczywistego przy maksymalnym wykorzystaniu siły aerodynamicznej



Rysunek 6.4-30. Pobór mocy obiektu rzeczywistego przy maksymalnym wykorzystaniu siły aerodynamicznej

Tabela6-4. Długość lotu dla sinusoidalnej kinematyki ruchu

		I	II	
pobór mocy	P	0,53	0,47	W
napięcie	U	3,7	3,7	V
pojemność akumulatora	Cap	0,1	0,1	Ah
sprawność układu napędowego	eta	0,7	0,7	-
długość	t	29,3	33,0	min

6.4.6 Wnioski

Badania wpływu sposobu zmiany kąta nastawienia pozwoliły na oszacowanie niezbędnej mocy potrzebnej do lotu w zawisie. Przy najlepszym wykorzystaniu generowanych sił aerodynamicznych pobór mocy wyniósłby ok. 0,4W. Przy takim zużyciu energii obiekt mógłby latać przez prawie 40min. Na podstawie przeprowadzonych badań można powiedzieć, że regulacja kąta nastawienia podczas ruchu wywiera olbrzymi wpływ na obciążenia aerodynamiczne. Jednocześnie osiągi układu trzepoczącego nie są mocno zróżnicowane. Przewidywany zakres minimalnego poboru mocy zawiera się w przedziale 0,4–0,65W. Zróżnicowany natomiast byłby sposób sterowania. Przy położeniu środka ciężkości entomoptera poniżej środka obrotu sposoby ruchu z małą amplitudą kąta nastawienia będą powodować większy moment pochylający. Drgania, które utrudniają stabilizację obiektu będą większe. Zróżnicowanie amplitud zmian kąta nastawienia w kolejnych półcyklach nie przyniosło poprawy efektywności. Na podstawie uzyskanych wyników nie można jednoznacznie wybrać najlepszego sposobu ruchu. Konieczne są analizy zachowania się obiektu rzeczywistego podczas lotu swobodnego.

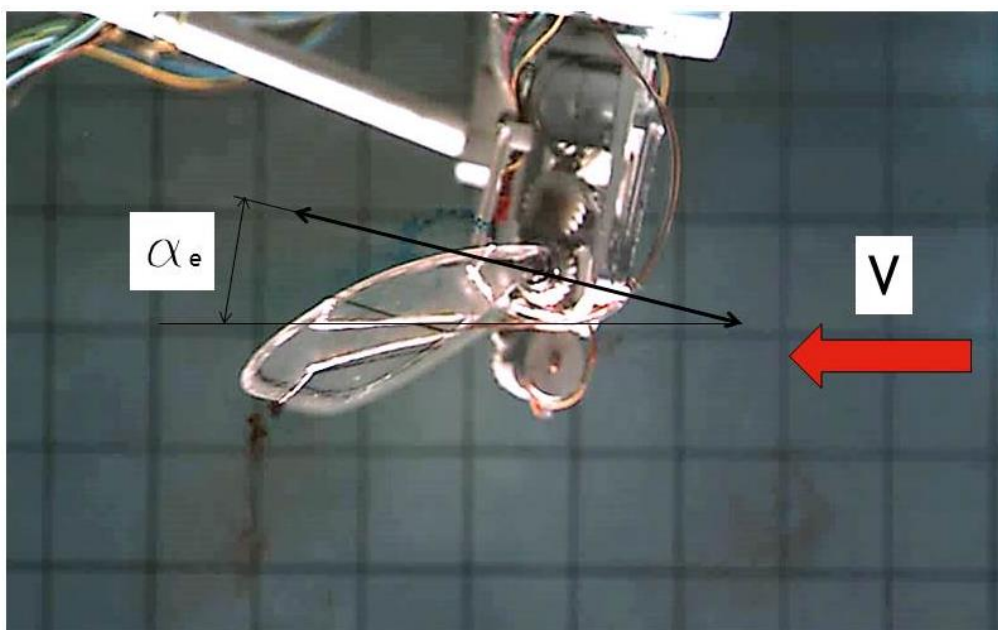
Na podstawie przeprowadzonych do tej pory prac można wstępnie zaproponować sposób ruchu skrzydeł entomoptera. Porównanie osiągow dla trajektorii ruchu skrzydeł sinusoidalnej oraz odpowiedniej dla układu korbowego wykazuje, że większe możliwości minimalizacji poboru mocy istnieją dla tej drugiej. Jest to argument przemawiający za wyborem tego sposobu ruchu. Drugim argumentem jest łatwość budowy układu napędowego. Kolejne doświadczenia bazują właśnie na tej kinematyce ruchu. W każdym kolejnym doświadczeniu amplituda ruchu głównego wynosi 70° . Obszar poszukiwań w zakresie sposobu ruchu w zakresie zmiany kąta nastawienia zostanie zawężony do sposobów z symetryczną amplitudą wychyleń ($\Delta\Gamma=1$).

6.5 Pomiar sił hydrodynamicznych generowanych przez trzepoczące skrzydła w ruchu postępowym

6.5.1 Cel oraz sposób przeprowadzenia eksperymentu

Sprawdzone zostało zachowanie się obiektu w wyidealizowanym locie postępowym. Robot został zbadany podczas pracy z wymuszonym przepływem wody w tunelu. Sposób przeprowadzenia pomiarów przedstawia rysunek 6.5-1. Zmiennymi w doświadczeniu były prędkość płynu (wyrażana jako posuw względny) oraz kąt natarcia robota. Podczas eksperymentu robot był pochylany symulując zmianę kąta natarcia. Zakres sprawdzonych prędkości postępowych to $u=0-0,12\text{m/s}$, co odpowiada posuwowi względnemu $J=<0;0,68>$ (według zależności 2.4). Zakres prędkości ustalony został w oparciu o dane statystyczne

(maksymalny posuw względny osiągnięty przez latające owady). Kąt pochylenia zdefiniowany jako kąt pomiędzy osią silników, a kierunkiem prostopadłym do wektora prędkości postępowej, zmieniany był w zakresie $\langle -30^\circ; 50^\circ \rangle$.



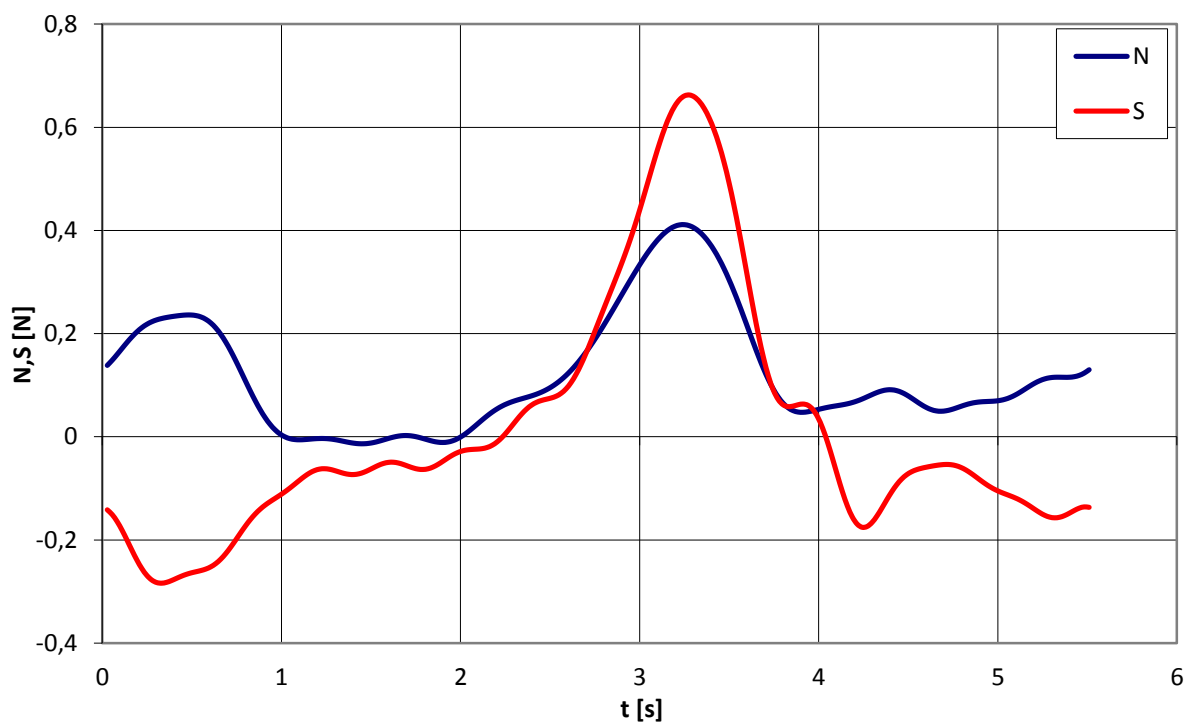
Rysunek 6.5-1. Sposób przeprowadzenia eksperymentu

6.5.2 Wyniki pomiarów

Na rysunkach 6.5-2 oraz 6.5-3 przedstawiono wyniki pomiaru dla zawisu (prędkość postępową równą 0m/s) dla dwóch zbadanych sposobów ruchu. Są to przebiegi sił normalnej do średniej płaszczyzny trzepotania (N) oraz stycznej (T). Analizując przebieg tej pierwszej widać dwa maksima, których położenia odpowiadają maksymalnym prędkościom obrotowym skrzydła. Ruch skrzydła do przodu (I półcykl) odbywał się z mniejszą prędkością. Wartość piku dla tej fazy jest znacznie mniejsza (niemalże dwukrotnie, dla I połowy 0,232N, a dla II 0,41N). Wartość minimalną ($-0,013N$) siła normalna uzyskuje w 1,5s okresu. Między pierwszym, a drugim półcyklem maksimum przez dłuższy czas (około 1s) utrzymuje się niemalże zerowa wartość siły. Między drugim, a pierwszym wartość jest wyraźnie dodatnia, lecz również przez około 1s utrzymuje się na stałym poziomie. Przebieg siły stycznej jest podobny w analogiczny sposób do siły normalnej. Ekstrema są w tych samych miejscach. Ich wartości również znacznie różnią się. Drugie jest znacznie większe. Porównując wyniki dla zbadanych ruchów widać, że dla zawisu zamierzony efekt w postaci zwiększenia wypadkowej siły stycznej został osiągnięty. Dla pierwszej fazy maksymalna bezwzględna wartość została zmniejszona, jednocześnie maksymalna w fazie drugiej zwiększona. Oznacza to, że wypadkowa siła w tym kierunku (stycznym do płaszczyzny trzepotania) zwiększyła się. Istotnej zmianie uległa krzywa reprezentująca siłę normalną. Nastąpił wzrost siły w pierwszej połowie cyklu, przy równoczesnym jej spadku w drugiej. Warto zauważyć, że wzrost siły normalnej nastąpił dla półcyklu, w którym zmniejszono kąt natarcia. Oznacza to, że skrzydło pracuje na zakrytycznych kątach natarcia (gdyby zaniedbać indukowane przez same skrzydła pole prędkości, w zawisie dla I przypadku kąty natarcia będą większe od 45°). Warto sprawdzić, czy zwiększenie amplitudy zmian kąta nastawienia nie spowoduje poprawy efektywności.

Rysunki 6.5-4 i 6.5-5 zawierają zestawienia wyników pomiarów z prób z różnymi prędkościami postępowymi, ale dla kątów pochylenia, przy których składowa siły równoległa

do wektora prędkości wody była najbliżej zera (punktu równowagi) dla pierwszego sposobu ruchu. Na wykresy naniesiono również orientacyjne przebiegi zmian kąтового położenia azymutalnego skrzydła (ϕ), kąta nastawienia (γ) (wartości nie odpowiadają zamieszczonej skali na osi wartości). Wraz ze wzrostem prędkości postępowej rosną maksymalne wartości w I fazie ruchu (ruch skrzydła do przodu), maleją natomiast w fazie drugiej (ruch skrzydła do tyłu). Znacząca różnica jest także pomiędzy 1-2,5s. Przebiegi coraz wyraźniej przechodzą poniżej osi zero. Analizując przebiegi zmierzone dla posuwów względnych 0,48 i 0,54 zauważalny jest jedynie lekki spadek wartości maksymalnych.



Rysunek 6.5-2. Zmierzone składowe siły hydrodynamiczne dla zawisu dla trajektorii $\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$.

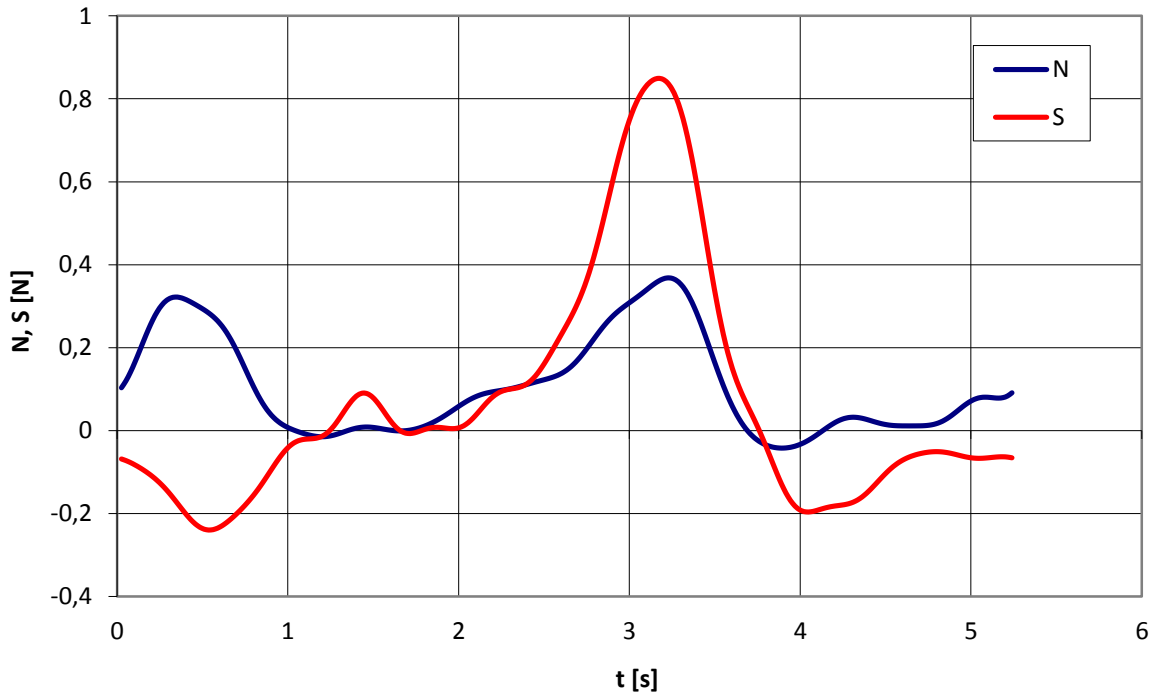
W przypadku sił normalnych, jak i stycznych, najbardziej wyróżniającym się wynikiem jest ten zmierzony dla zawisu. W przypadku siły stycznej ten właśnie cechuje się największą wartością maksymalną i asymetrią przebiegu, czego efektem jest najwyższa wartość wypadkowa. Zmiany w wartościach ekstremów są takie jak dla siły normalnej. Również różnica pomiędzy wynikami dla największych prędkości jest taka, jak w przypadku pierwszej składowej siły.

Do dalszej analizy uzyskany układ sił został przetransformowany do układu współrzędnych związanych z przepływem. Tak więc siła nośna zostanie wyrażona:

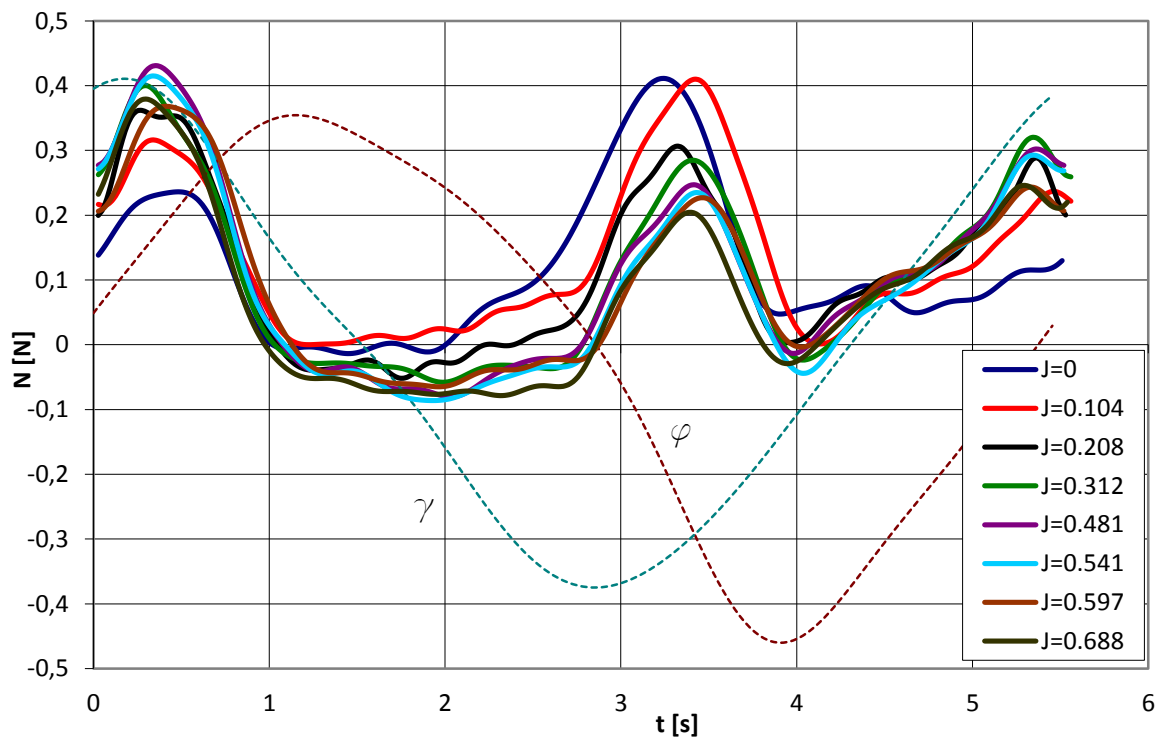
$$L = N \cdot \cos(\alpha_e) - T \cdot \sin(\alpha_e), \quad (6.25)$$

a siła napędowa (równoległa do kierunku przepływu):

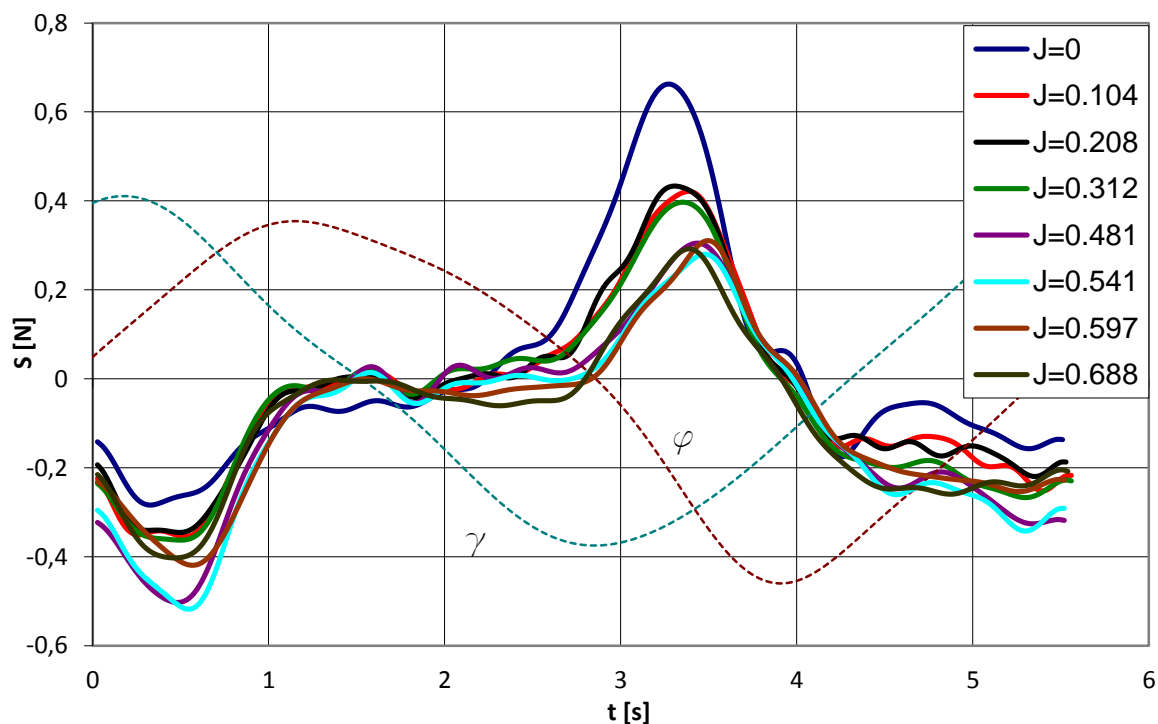
$$D = T \cdot \cos(\alpha_e) + N \cdot \sin(\alpha_e). \quad (6.26)$$



Rysunek 6.5-3. Zmierzone składowe siły hydrodynamicznej dla zawisu dla trajektorii $\Gamma=45, \Delta\Gamma=0.33$

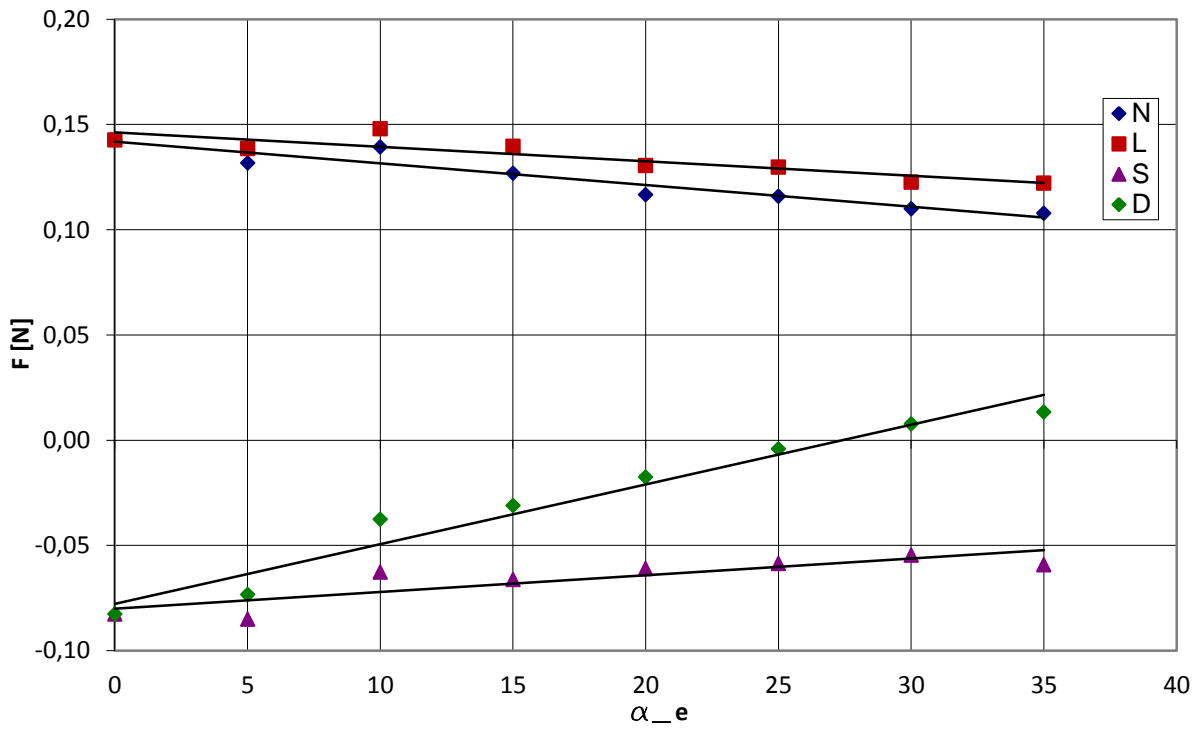


Rysunek 6.5-4. Składowa normalna siły aerodynamicznej dla różnych prędkości postępowych dla trajektorii $\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$

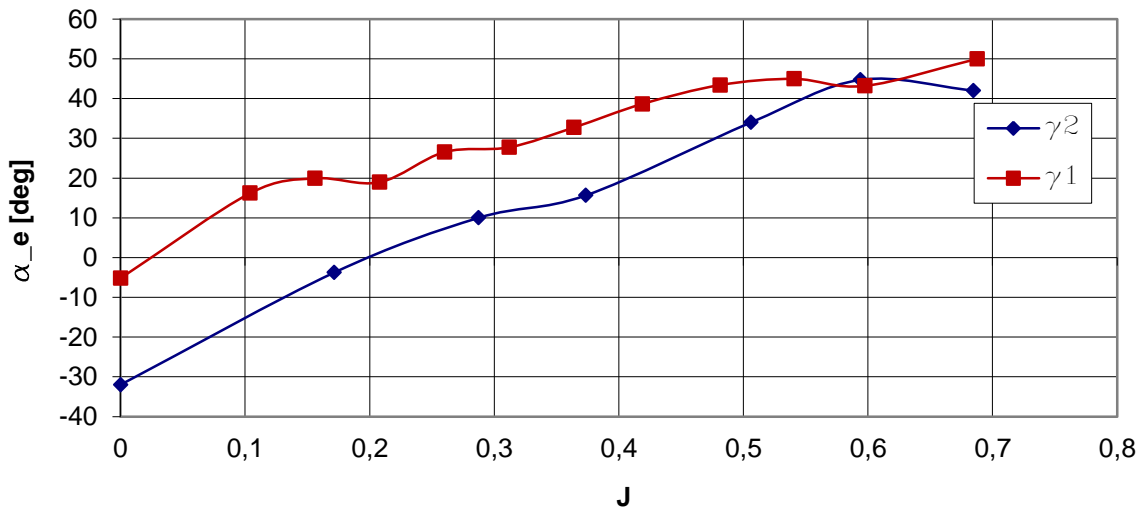


Rysunek 6.5-5. Składowa styczna siły aerodynamicznej dla różnych prędkości postępowych dla trajektorii $\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$

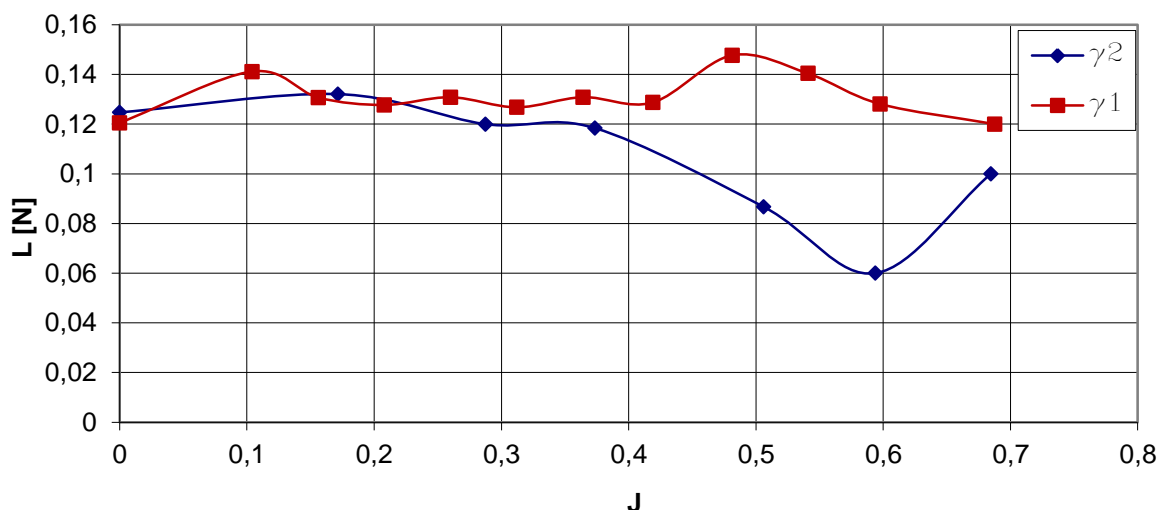
Analizując uzyskane średnie siły nośne i napędowe w dziedzinie kąta pochylenia (rys. 6.5-6) obiektu wyraźnie widać, że siła napędowa (F_x) rośnie wraz ze wzrostem kąta natarcia obiektu. Dla małych kątów (35°) i niedużych prędkości ($J=0,4$) zmiany sił w funkcji wspomnianego kąta z powodzeniem mogą być aproksymowane funkcjami liniowymi. Siła normalna w funkcji kąta pochylenia przejawiała tendencję rosnącą dla dwóch prędkości postępowych $J=0,1$ oraz $J=0,48$, w pozostałych przypadkach wraz ze wzrostem kąta pochylenia (pochylenie do przodu) średnia wartość siły malała. Siła styczna do wartości posuwu 0,31 jest malejąca w dziedzinie kąta pochylenia w przedziale 0,36-0,48 wykazywała charakter rosnący, natomiast dla największej prędkości ponownie była malejąca. Mimo to, w każdym przypadku siła napędowa rośnie wraz z pochyleniem, oczywiście wzrost ten spowodowany jest kosztem spadku siły nośnej. Kąt pochylenia jaki jest potrzebny do zapewnienia zerowej siły poziomej (rys. 6.5-7), rósł w przebadanym zakresie dla obu sposobów ruchu z wyłączeniem pomiaru dla największej prędkości drugiego sposobu ruchu. Ostatni punkt dla krzywej γ_2 na wykresie 6.5-7. jest wyraźnie poniżej poprzedniego.



Rysunek 6.5-6. Średnie wartości składowych siły aerodynamicznej dla prędkości 0,052m/s w funkcji kąta pochylenia, trajektoria $\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$



Rysunek 6.5-7. Kąt pochylenia dla warunku równowagi γ_1 ($\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$), γ_2 ($\Gamma=45, \Delta\Gamma=0,33$)



Rysunek 6.5-8. Siła nośna w warunkach ustalonych γ_1 ($\Gamma=45, \Delta\Gamma=1$), γ_2 ($\Gamma=45, \Delta\Gamma=0,33$)

Na wykresie 6.5-8. przedstawiona jest zmiana siły nośnej dla kąta pochylenia odpowiadającemu równowadze (zerowa wartość siły napędowej F_x). W przypadku trajektorii ruchu skrzydeł γ_1 najniższe wartości uzyskane zostały dla zawisu oraz najwyższej prędkości. W najbardziej sprzyjających warunkach siła ta wzrosła nawet o 16%. W zakresie posuwu względnego $J=0,15-0,41$ siła utrzymywała się stałym poziomie. Dla zawisu uzyskana wypadkowa siła dla trajektorii γ_2 była praktycznie rzecz biorąc taka sama, jak dla poprzedniej (różnica jest na poziomie 3%). Zasadnicza różnica jest w zachowaniu się obiektu podczas lotu postępowego. Powyżej prędkości odpowiadającej posuwowi względnemu $J=0,38$ siła nośna drastycznie spadła (nawet o 50%). Można to przyrównać do klasycznego przeciągnięcia. Aby odnieść uzyskane wyniki do obiektu rzeczywistego ponownie wyniki zostały używając zależności z rozdziału 6.3 (6.12). Wyznaczony w ten sposób średni współczynnik siły nośnej dla maksymalnej mierzonej prędkości wyniesie $C_L=2,04$. Następnie poprzez przekształcenie tego samego wzoru i podstawienie parametrów entomoptera, uzyskana zostanie wymagana częstotliwość trzepotania potrzebna do uzyskania pożądanej siły nośnej (równiej sile ciężkości) $f=11,5\text{Hz}$. Następnie na podstawie definicji posuwu względnego (wyrażenie 2.4) wyznaczona zostaje prędkość postępową. Przypadek z największym posuwem względnym odpowiada wartości 3,17m/s prędkości lotu obiektu rzeczywistego.

6.5.3 Wnioski

Doświadczenie pokazuje, że będzie możliwe wykonanie lotu z relatywnie dużymi prędkościami. Zbadane zostały dwa różne sposoby ruchu. Wykorzystując pierwszy z nich entomopter osiągnąłby prędkość co najmniej 3m/s. Z powodu ograniczeń technicznych nie udało się osiągnąć prędkości maksymalnej. Przy zastosowaniu drugiego sposobu nastawienia skrzydła entomopter udałoby się rozpędzić do prędkości o połowę mniejszej. Entomopter będzie sprawnie latał nawet ze znacznymi prędkościami. Pochylenie średniej płaszczyzny trzepotania będzie efektywnym sposobem sterowania w zakresie przemieszczeń w płaszczyźnie horyzontalnej.

6.6 Testy dynamiczne

6.6.1 Cel i sposób przeprowadzenia eksperymentu

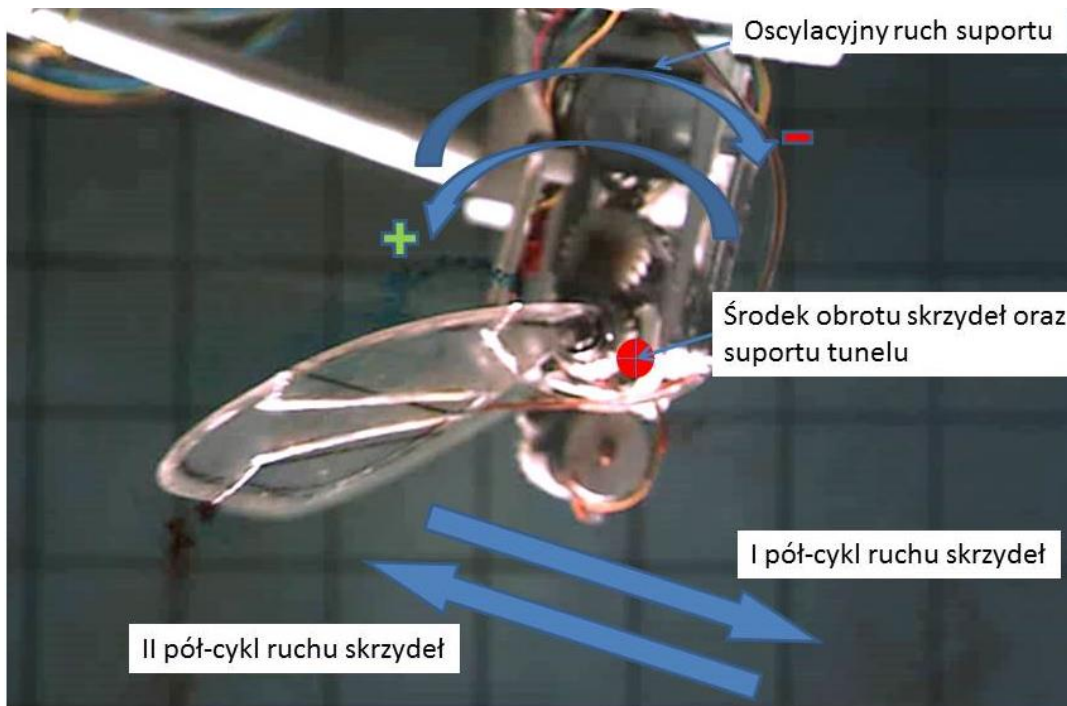
Rzeczywisty obiekt podczas lotu, nawet w zawisie, wykonuje pewien ruch oscylujący. Zmienia się zarówno położenie środka ciężkości obiektu, czyli posiada pewną zmienną prędkość postępową, jak i kąt pochylenia. Przedstawione wcześniej badania stanowią pewne uproszczenie rzeczywistości, które pozwala lepiej zidentyfikować wpływ poszczególnych parametrów. Warto jednak sprawdzić jaki wpływ wywiera nałożenie niestacjonarnego ruchu całego obiektu na efekty aerodynamiczne. Samo kołysanie może spowodować zarówno obniżenie efektywnej siły nośnej, jak i jej zwiększenie. Ruch kołyszący zależy od geometrii obiektu, masy, momentu bezwładności oraz charakterystyk aerodynamicznych. Do oceny własności lotnych konieczna jest analiza dynamiki ruchu. Trzeba pamiętać, że sposób ruchu i siły aerodynamiczne są ze sobą powiązane. Zachowanie się obiektu w powietrzu opisuje układ równań różniczkowych. Zachowanie się obiektu w powietrzu tak naprawdę jest nieznaną. W przypadku samolotów własności aerodynamiczne opisywane są przy pomocy pochodnych aerodynamicznych. Pochodne te wyznaczone są na drodze eksperymentu. Dane z pomiarów pozwalają na identyfikację dynamicznych własności aerodynamicznych entomoptera.

Sam sposób generacji sił aerodynamicznych z definicji jest niestacjonarny. Parametrem który trzeba zawsze brać pod uwagę jest czas, albo położenie skrzydła. Nałożenie kolejnego ruchu niestacjonarnego dodaje kolejne parametry, których wpływ musi zostać uwzględniony. Tymi dodatkowymi parametrami są prędkość oraz przyspieszenie całego obiektu. Łącznie eksperyment musi uwzględniać cztery parametry (prędkość postępową i położenie skrzydła były rozważane w poprzednich rozdziałach).

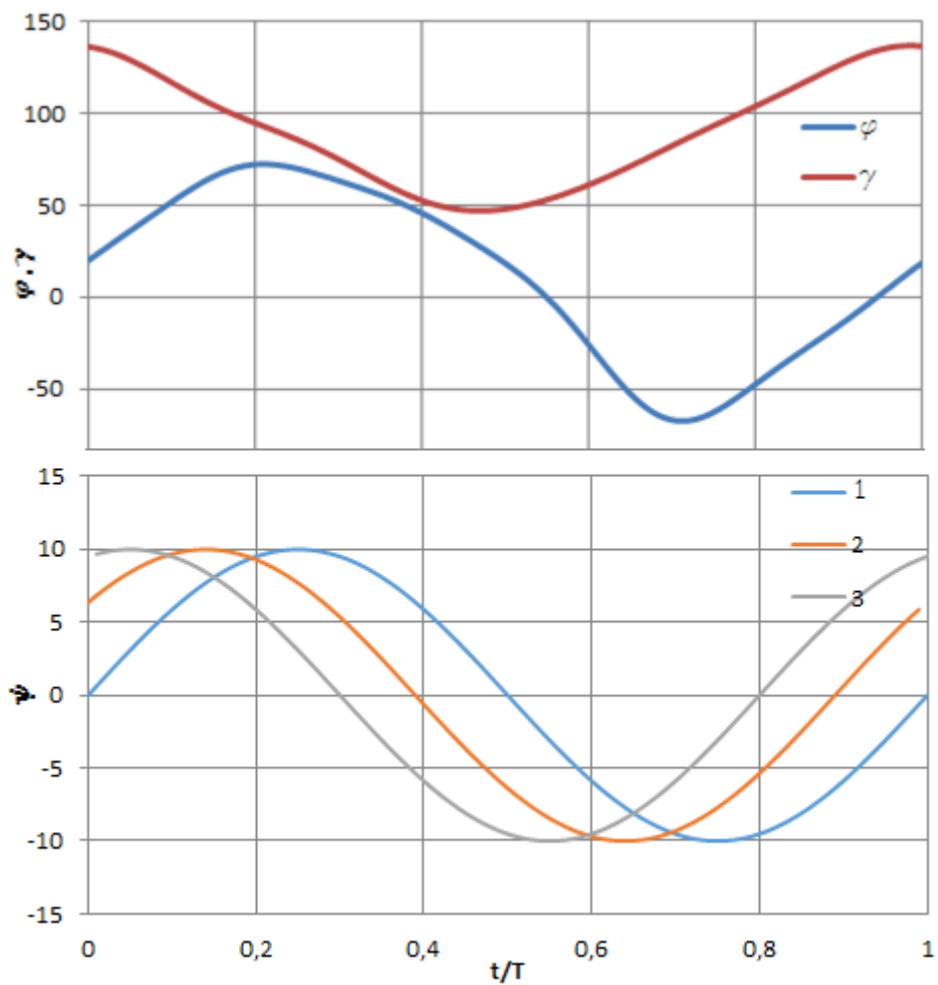
Eksperyment polegał na wprowadzeniu obiektu w sinusoidalny ruch oscylujący przy pomocy suportu tunelu wodnego. Model został tak umieszczony, aby środek obrotu suportu znajdował się w środku obrotu skrzydeł. Ruch suportu został skorelowany z trzepotaniem skrzydeł, dzięki czemu możliwe było przeprowadzenie podczas jednego pomiaru serii dowolnej ilości powtórzeń. W ten sposób uzyskana została zmienność prędkości i przyspieszenia kątownego obiektu. Podobne testy wykonuje się dla stałopłatów [Klein, 1997], Klein, [1998]. Na ich podstawie identyfikowane są pochodne aerodynamiczne. W odróżnieniu od nich entomopter dodatkowo porusza skrzydłami.

Aby możliwe było uzyskanie analogicznych rezultatów (jak dla samolotów) konieczna jest dekompozycja wyników. Jej schemat został przedstawiony na rysunku 6.6-3. Wyniki testów zgrupowane zostały w obrębie jednego sposobu ruchu w macierze, których reprezentacją są trójwymiarowe wykresy. Na osiach znajdują się czas ruchu oraz przesunięcie fazowe pomiędzy ruchem skrzydeł oraz ruchem suportu. Macierze aproksymowane zostały szeregiem Fouriera. Z takiej reprezentacji wyników wybrane zostały punkty, które odpowiadają maksymalnej prędkości oraz przyspieszenia suportu. Wyselekcjonowane punkty układają się w krzywe leżące na płaszczyznach równoległych do przekątnej macierzy. Tak wyznaczone przebiegi wykorzystane zostały do obliczenia pochodnych aerodynamicznych.

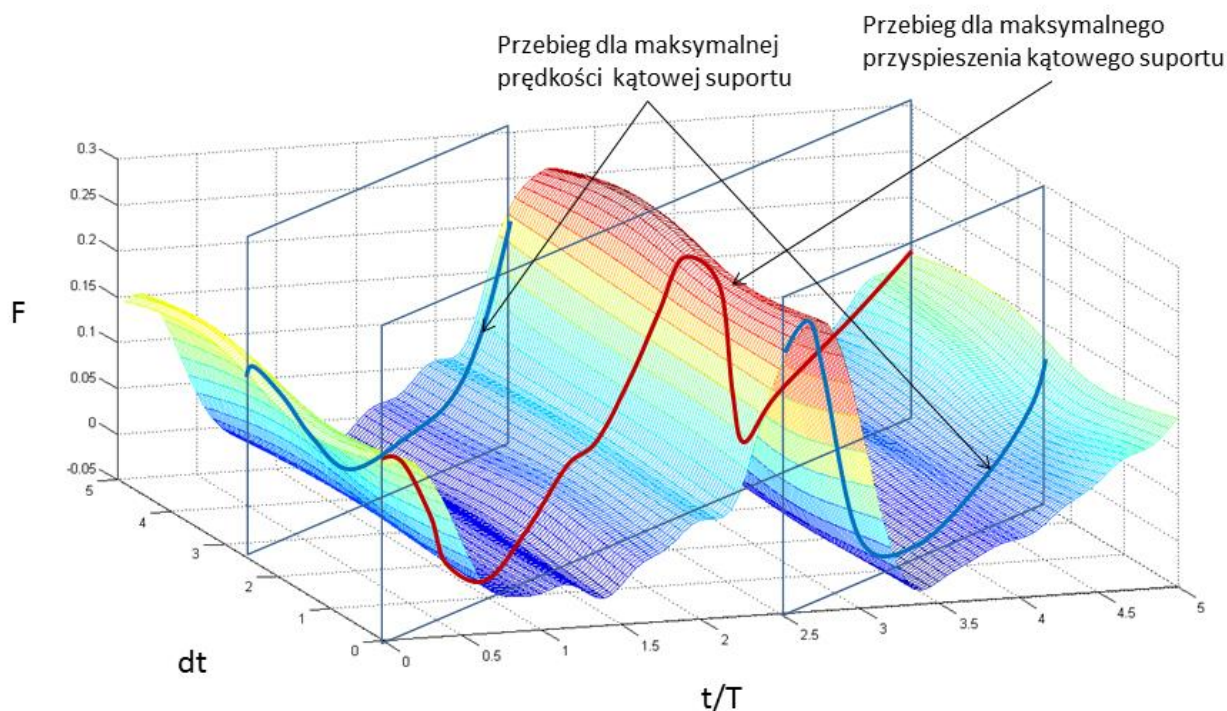
Dodatkową możliwością jaką daje eksperyment jest analiza charakterystyk aerodynamicznych w ruchu zbliżonym do rzeczywistego. Sprawdzona zostanie „odporność” entomoptera na przeciągnięcie dynamiczne.



Rysunek 6.6-1. Realizacja pomiarów dynamicznych



Rysunek 6.6-2. Kinematyka ruchu skrzydeł robota oraz suportu tunelu wodnego

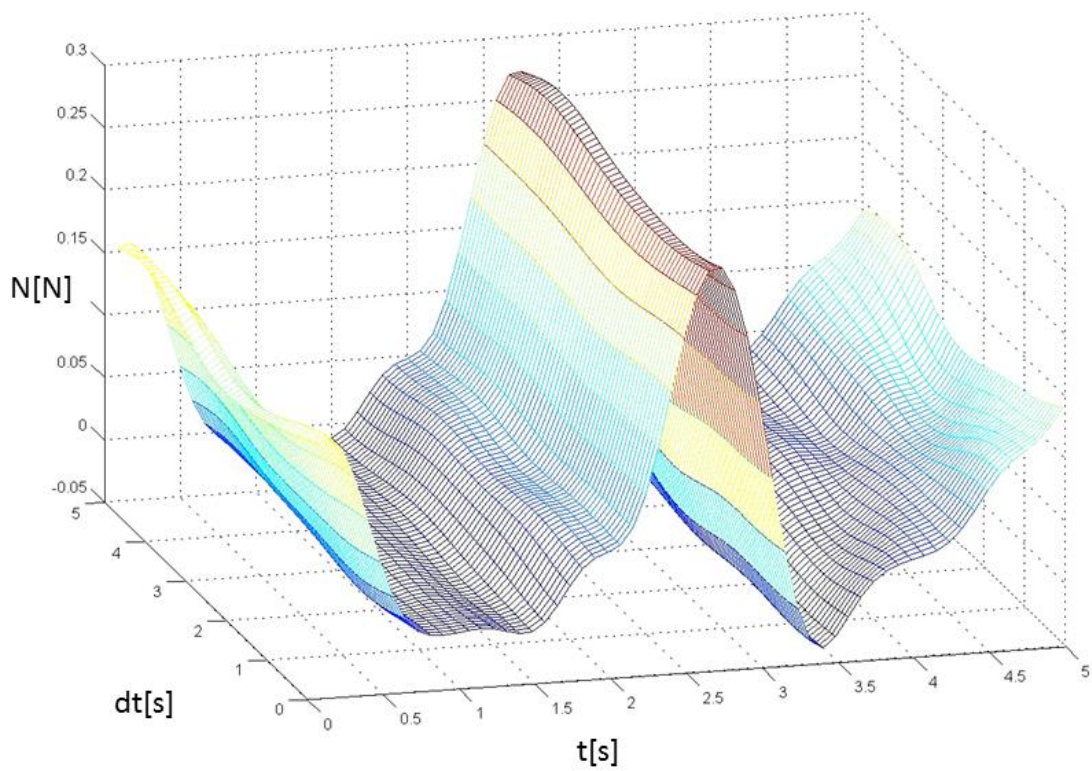


Rysunek 6.6-3. Idea dekompozycji wyników

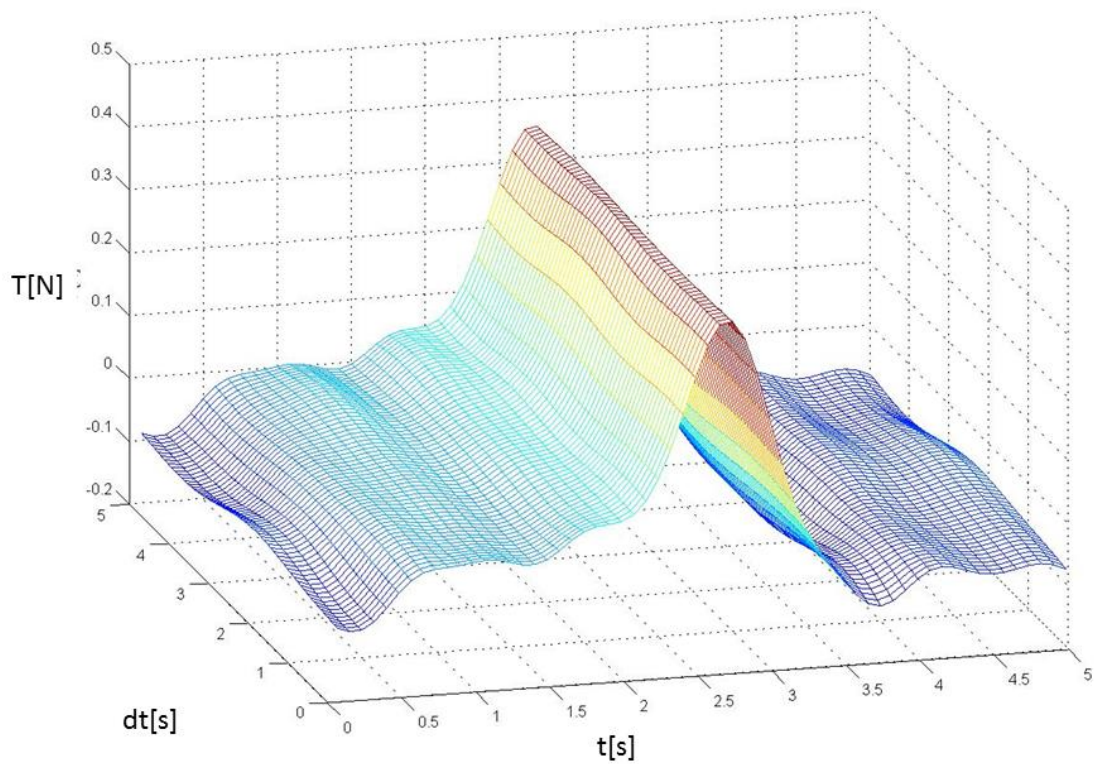
6.6.2 Wyniki pomiarów

Na rysunkach 6.6-4 do 6.6-7 zostały zestawione aproksymacje wyników pomiarów. Wartości aproksymowano przy pomocy szeregów Fouriera. Wykresy przedstawiają przebiegi zmian wartości mierzonych wielkości w funkcji czasu t , oraz przesunięcia fazowego. Na jednym wykresie zgromadzone zostały dane pomiarowe z całej serii. Z wyników okazuje się, że oscylacyjny ruch obiektu nie wywiera dużego wpływu na generowane na skrzydłach obciążenia aerodynamiczne. Zmiany wartości są zauważalne. Nie zmienia się charakter przebiegów, wszystkie powierzchnie wyglądają jakby zostały utworzone przez wyciągnięcie jednej krzywej. Na tej podstawie można stwierdzić, że obiekt nie będzie wrażliwy na nagłe podmuchy czy gwałtowne przesterowania. Nie zaobserwowano żadnych przejawów przeciągnięcia.

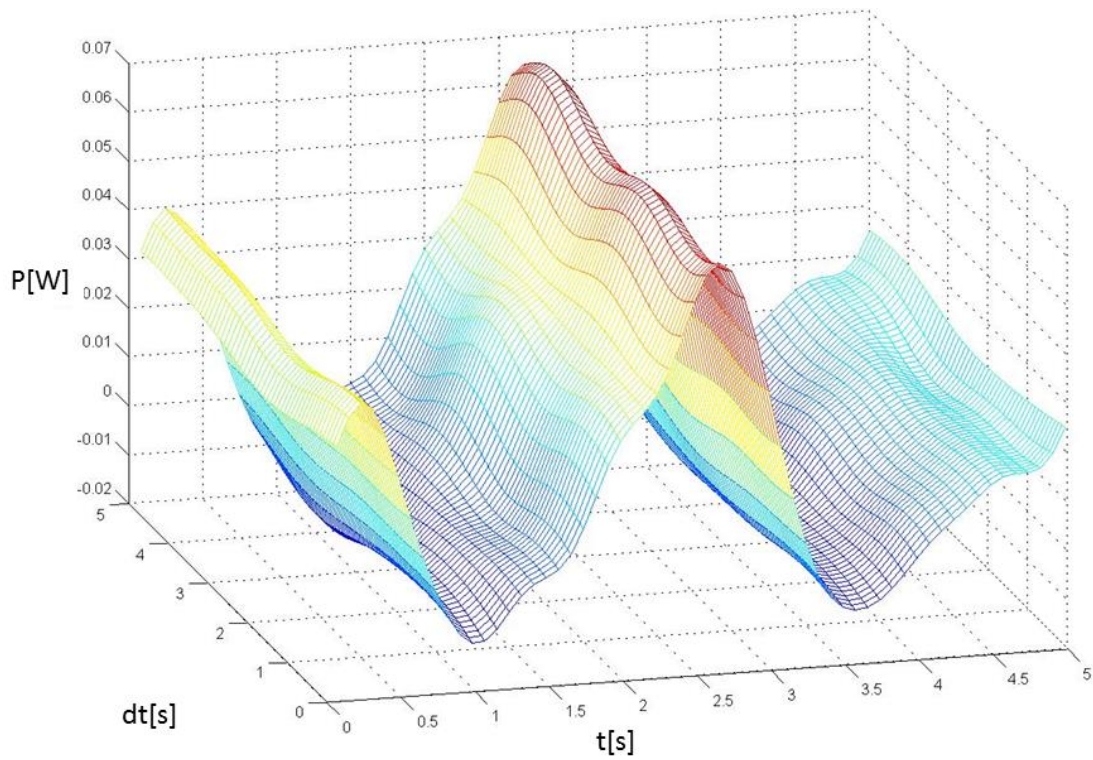
Wykresy 6.6-8 oraz 6.6-10 przedstawiają rezultaty identyfikacji charakterystyk aerodynamicznych obiektu dla ruchu ze stałą prędkością pochylania równą $0,22\text{rad/s}$. Rysunki 6.6-9 oraz 6.6-11 reprezentują ruch ze stałym przyspieszeniem. Wyniki sporządzone dla stałej prędkości pochylania są rozsunięte. Krzywa reprezentująca pochylanie do przodu wygląda na przyspieszoną o około $0,005$ okresu przez większą część cyklu. Wartości ekstremów są zbliżone. Największe różnice dla danej chwili sięgają 40% (dla $0,4T$) średniej wartości siły (dla obu składowych). Inny charakter mają różnice charakterystyk wykreślonych dla ruchu ze stałym przyspieszeniem ($0,275\text{rad/s}^2$) o przeciwnych zwrotach (rysunki 6.6-9 i 11). Składowa normalna siły aerodynamicznej podczas przyspieszania z dodatnim zwrotem ma większą wartość przez większą część cyklu niż podczas ruchu z przeciwnym zwrotem. Siła styczna jest większa jedynie w okolicy maksimum osiąganego wartości. Maksymalne różnice również sięgają około 40% średniej wartości.



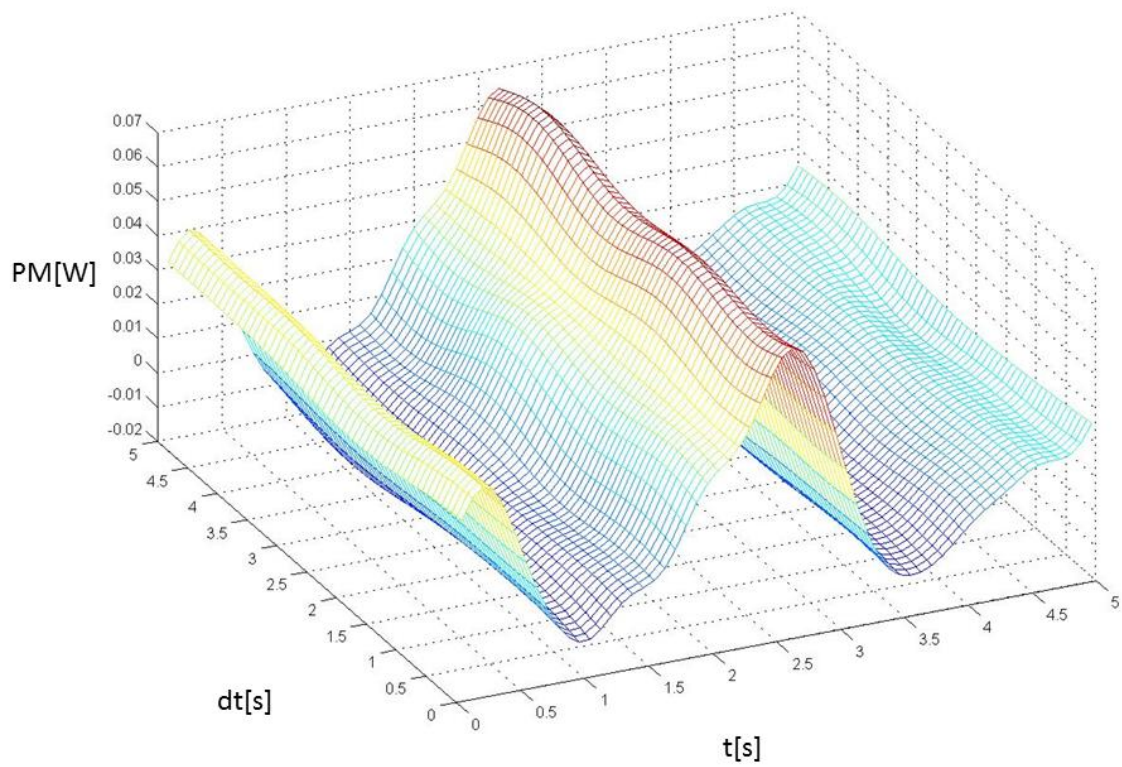
Rysunek 6.6-4. Zmiany przebiegu siły normalnej



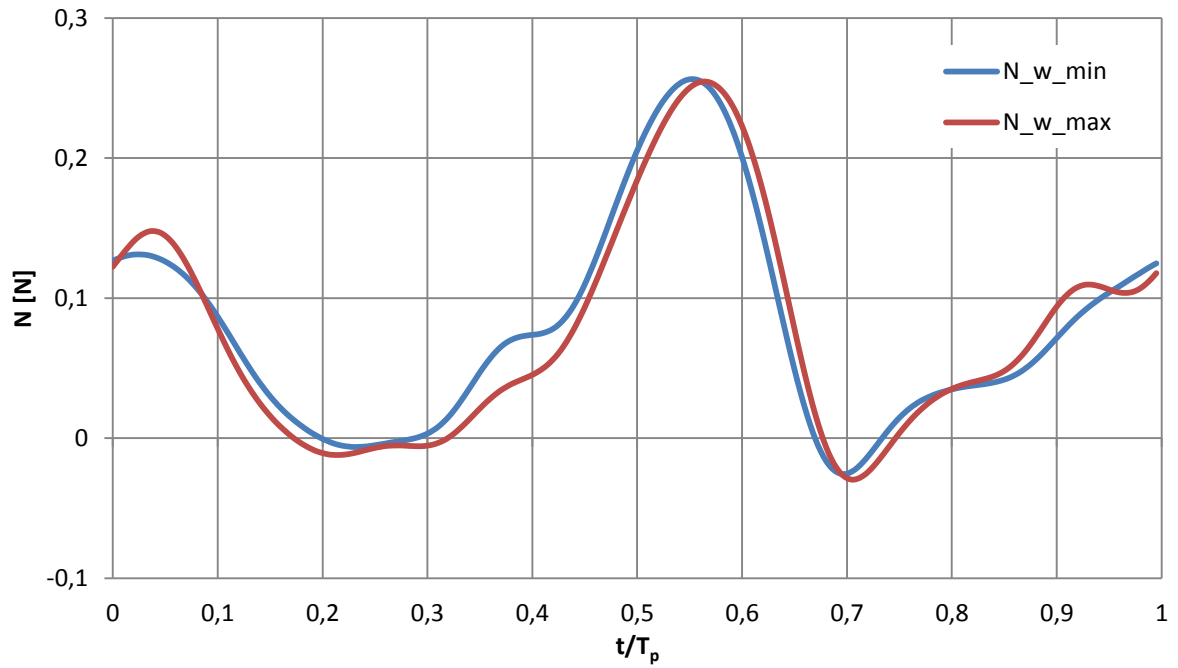
Rysunek 6.6-5. Zmiany przebiegu siły stycznej



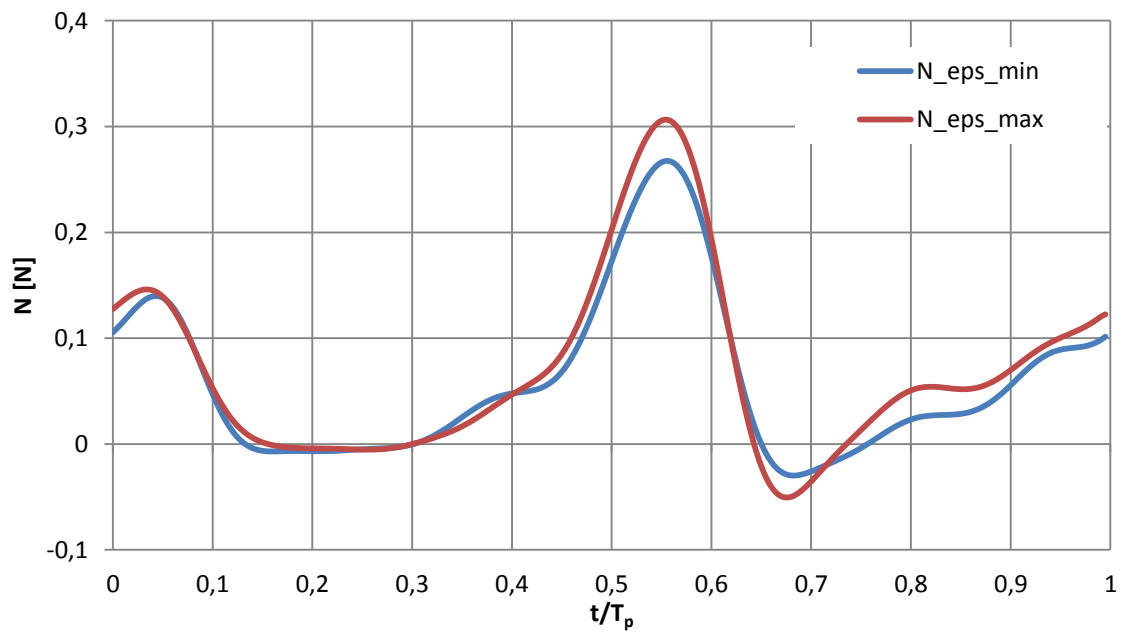
Rysunek 6.6-6. Zmiany przebiegu mocy



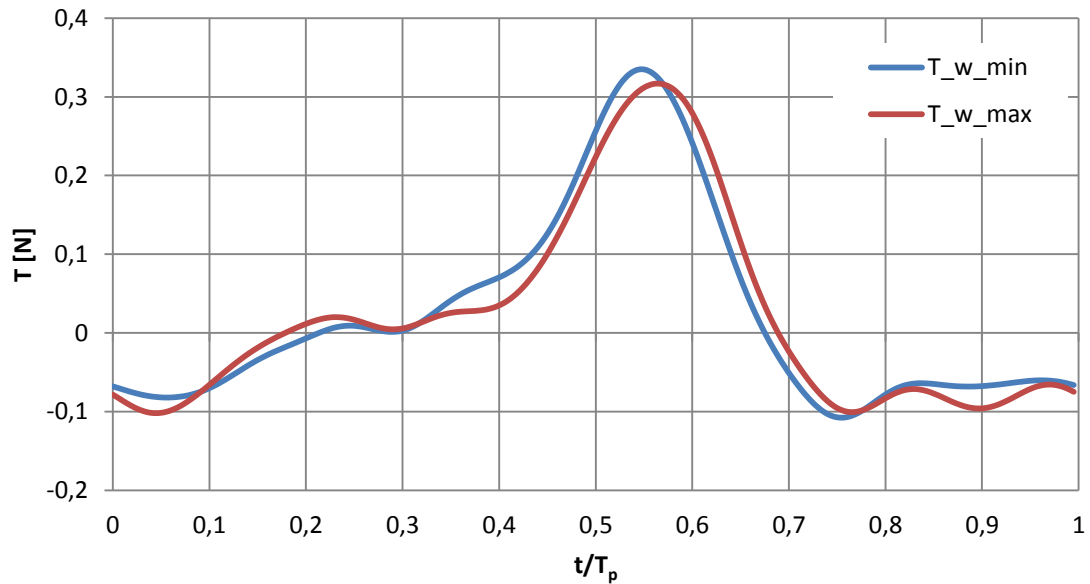
Rysunek 6.6-7. Zmiany przebiegu momentu pochylającego



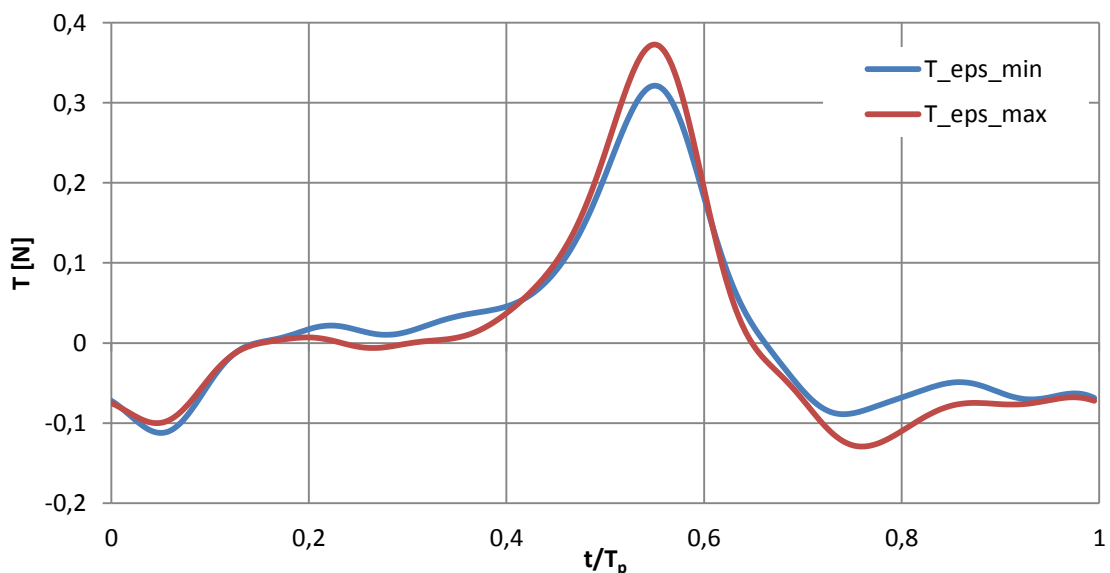
Rysunek 6.6-8. Przebieg siły normalnej dla skrajnych prędkości pochylania



Rysunek 6.6-9. Przebiegi siły normalnej dla skrajnych przyspieszeń ruchu pochylającego



Rysunek 6.6-10.Przebiegi siły stycznej dla skrajnych prędkości ruchu pochylającego



Rysunek 6.6-11.Przebiegi siły stycznej dla skrajnych przyspieszeń ruchu pochylającego

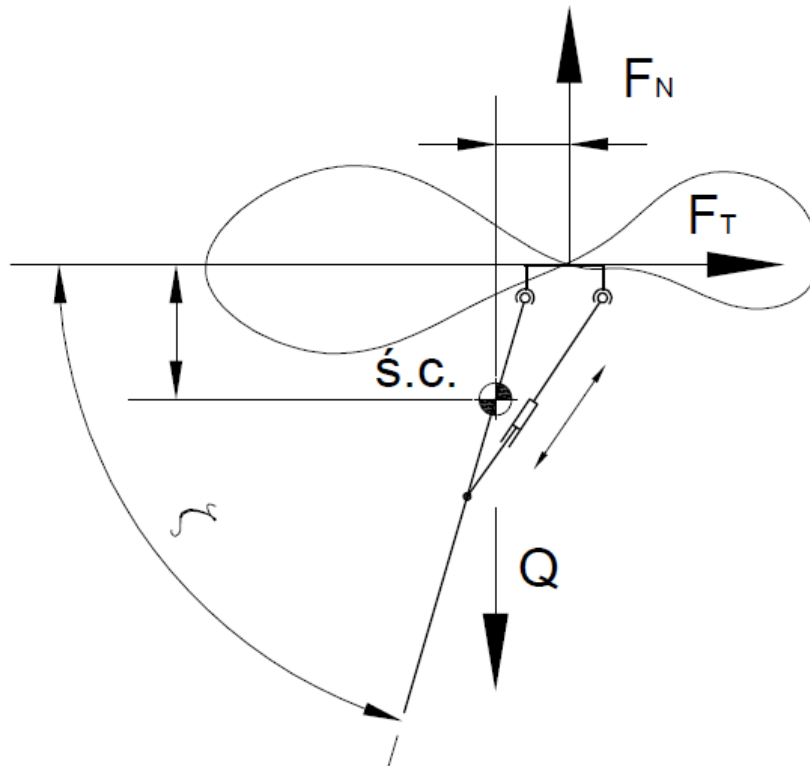
6.6.3 Wnioski

Doświadczenie dostarczyło odpowiedzi na temat zachowania się obiektu podczas zmiany kątowej orientacji entomoptera w przestrzeni. Zbadany układ trzepoczący cechuje się dużą stabilnością. Ruch oscylujący nie wywołuje diametralnych zmian w charakterze przebiegów obciążeń aerodynamicznych. Analizując trójwymiarowe wykresy reprezentujące całościowe wyniki pomiarów odnosi się wrażenie, że charakterystyki aerodynamiczne są niewrażliwe na dodatkowy oscylacyjny ruch. Pokazuje to dużą stabilność zjawisk aerodynamicznych zachodzących wokół skrzydła oraz odporność na dynamiczne przeciągnięcie obiektu. Analiza charakterystyk, sporządzonych na potrzeby identyfikacji pochodnych aerodynamicznych pokazuje jednak istotne różnice. Rozbieżność między wynikami dla prędkości i przyspieszeń kątowych o przeciwnych zwrotach może sięgać nawet 40% średniej wartości danej wielkości.

6.7 Koncepcja układu sterowania oraz modelu aerodynamiki

6.7.1 Koncepcja układu sterowania

Wspomniane już zostało, że entomopter podobnie, jak quadrotor (lub inny śmigłowiec o sztywnych wirnikach) jest niestateczny. Aby obiekt był w stanie wykonywać lot konieczne jest wyposażenie go w dodatkowy układ stabilizacji. Istnieje kilka możliwych sposobów zapewnienia sterowności i stateczności podłużnej. Przykłady realizacji prześledzić można na podstawie przeglądu istniejących konstrukcji. Najprostszym rozwiązaniem wydaje się klasyczny statecznik. Takie rozwiązanie często spotykane jest w obecnie budowanych entomopterach. Rozwiązanie to posiada dwie zasadnicze wady. Statecznik staje się zupełnie nieefektywny podczas zawisu i przy małych prędkościach. Ponadto jest to dodatkowy element w strukturze obiektu, wobec czego należy się liczyć z dodatkowym wzrostem masy oraz oporów aerodynamicznych podczas lotu postępowego. Drugą możliwością jest modyfikacja w trakcie lotu trajektorii ruchu skrzydeł. W ten sposób manewrują owady i takie rozwiązanie zostało zastosowane w Nano Hummingbird. Wymaga to układu zmieniającego przynajmniej kąt nastawienia skrzydła, co dość mocno komplikuje układ napędowy. Istnieje jeszcze trzeci sposób, który wydaje się bardzo atrakcyjny, a jak wykazuje analiza literaturowa, nie doczekał się realizacji. W przypadku, gdy środek ciężkości jest odsunięty od środka obrotu skrzydeł, zmianę momentu pochylającego można wywołać poprzez pochylenie całej płaszczyzny ruchu skrzydeł (całego mechanizmu napędowego). W ten sposób sam układ napędowy nie ulega skomplikowaniu. Oczywiście konieczny jest dodatkowy układ urządzeń wykonawczych do przemieszczania, które nie biorą udziału w wytwarzaniu siły nośnej. Taki sposób stabilizacji zastosowany zostanie w rozważanym obiekcie i on poddany został analizie w niniejszym rozdziale. Schemat ideowy przedstawiony jest na rysunku 6.7-1. Zmiana kąta ζ powoduje zmianę odległości pomiędzy punktami przyłożenia wektorów siły ciężkości (Q) oraz sił aerodynamicznych (F_N , F_T). Zmiana tych wielkości powoduje w dalszej kolejności zmianę momentu pochylającego. W ten sam sposób obiekt będzie sterowany w kierunku poprzecznym. Na tej samej zasadzie odbywa się sterowanie wiatrakowcem. Taki sposób może przynieść dodatkową korzyść. Dynamiczna zmiana kąta zaklinowania średniej płaszczyzny ruchu może zredukować chwilowy moment pochylający generowany podczas ruchu skrzydeł. Zmiana kąta zaklinowania płaszczyzny trzepotania w gruncie rzeczy równoważna jest zmianie kąta dewiacji położenia skrzydła. Można więc powiedzieć, że taki sposób sterowania też jest wzorowany na naturze. Teoretycznie w każdej chwili ruchu można ustawić płaszczyznę trzepotania pod takim kątem, że wektor wypadkowej siły aerodynamicznej będzie przechodził przez środek ciężkości. W efekcie złożenia ruchu roboczego skrzydeł oraz sterowania końcówki skrzydeł będą zakreślać figurę zbliżoną kształtem do poziomej liczby 8. Podobny ruch skrzydeł wykonują latające owady, choć jego realizacja jest inna.



Rysunek 6.7-1. Idea układu sterowania

6.7.2 Empiryczny model aerodynamiki i identyfikacja pochodnych aerodynamicznych

Podstawowym założeniem modelu empirycznego charakterystyk aerodynamicznych jest linearyzacja względem parametrów modelu, wokół charakterystyk stacjonarnych (zmierzonych podczas bezruchu entomoptera). Przy takim założeniu zmiana wartości dowolnej wielkości (siła normalna, styczna, moment pochylający oraz moc) może być odwzorowana płaszczyzną, a wartość wyznaczona na podstawie równania liniowego:

$$F = \frac{\partial F}{\partial x} \cdot x + F_0 \quad (6.27)$$

gdzie:

$\frac{\partial F}{\partial x}$ – to pochodna aerodynamiczna danej wielkości względem zmiennego parametru.

F_0 – wartość wielkości dla przypadku statycznego.

Model uwzględnia wpływ prędkości postępowej, kątowej oraz przyspieszenia kątowego na generowane obciążenia. Wyniki pomiarów zostały zlinearyzowane wokół punktu pracy, którym w tym przypadku jest zawis. Dowolna rozważana wielkość będzie wyznaczona na podstawie czterowymiarowej funkcji liniowej:

$$C_F(\phi, \omega, \varepsilon, \dot{x}, \dot{y}) = \frac{\partial C_F}{\partial \omega}(\phi) \cdot \dot{\delta} + \frac{\partial C_F}{\partial \varepsilon}(\phi) \cdot \dot{\delta} + \frac{\partial C_F}{\partial \dot{x}}(\phi) \cdot \dot{x} + \frac{\partial C_F}{\partial \dot{y}}(\phi) \cdot \dot{y} + C_{F_0}(\phi) \quad (6.28)$$

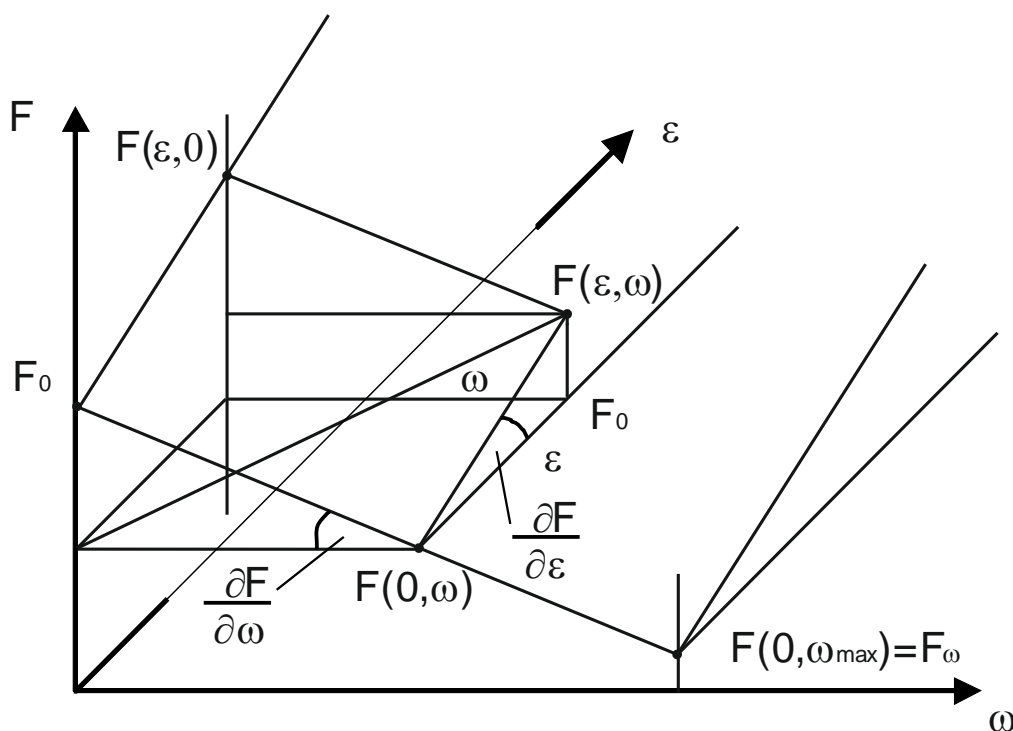
Wartości wszystkich pochodnych stanowią funkcje kąтового położenia skrzydła na średniej płaszczyźnie ruchu. Uzmiennienie pochodnych względem położenia skrzydła pozwala na odwzorowanie chwilowego przebiegu wartości.

Do budowy modelu wykorzystane zostały wyniki pomiarów statycznych (rozdział 6.4), w ruchu postępowym (rozdział 6.5) oraz dynamicznych (rozdział 6.6). Wyniki pomiarów statycznych stanowią charakterystyki punktu pracy. Pomiar w ruchu postępowym dostarczyły pochodnych aerodynamicznych względem prędkości postępowych

$$\frac{\partial F}{\partial u_x} = \frac{F_{u_x} - F_0}{u_x} \quad \frac{\partial F}{\partial u_y} = \frac{F_{u_y} - F_0}{u_y} \quad (6.29)$$

Na podstawie testów dynamicznych wyznaczone zostały pochodne względem prędkości oraz przyspieszenia kąowego. Różnica między krzywymi przedstawionymi na ilustracjach 6.6-8 i 6.6-10 podzielona przez podwojoną wartość prędkości stanowi pochodną aerodynamiczną względem prędkości. Identycznie wyznaczana jest pochodna względem przyspieszenia:

$$\frac{\partial F}{\partial \omega} = \frac{F_\omega - F_{-\omega}}{2\omega} \quad \frac{\partial F}{\partial \varepsilon} = \frac{F_\varepsilon - F_{-\varepsilon}}{2\varepsilon} \quad (6.30)$$

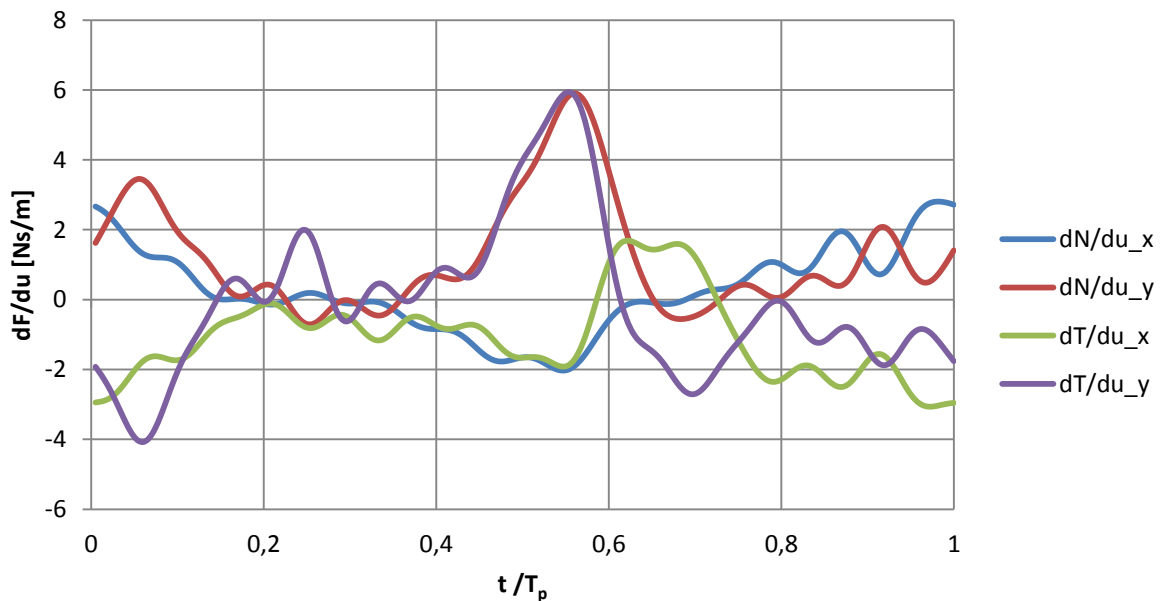


Rysunek 6.7-2. Sposób wyznaczania pochodnych aerodynamicznych

6.7.3 Wyniki identyfikacji

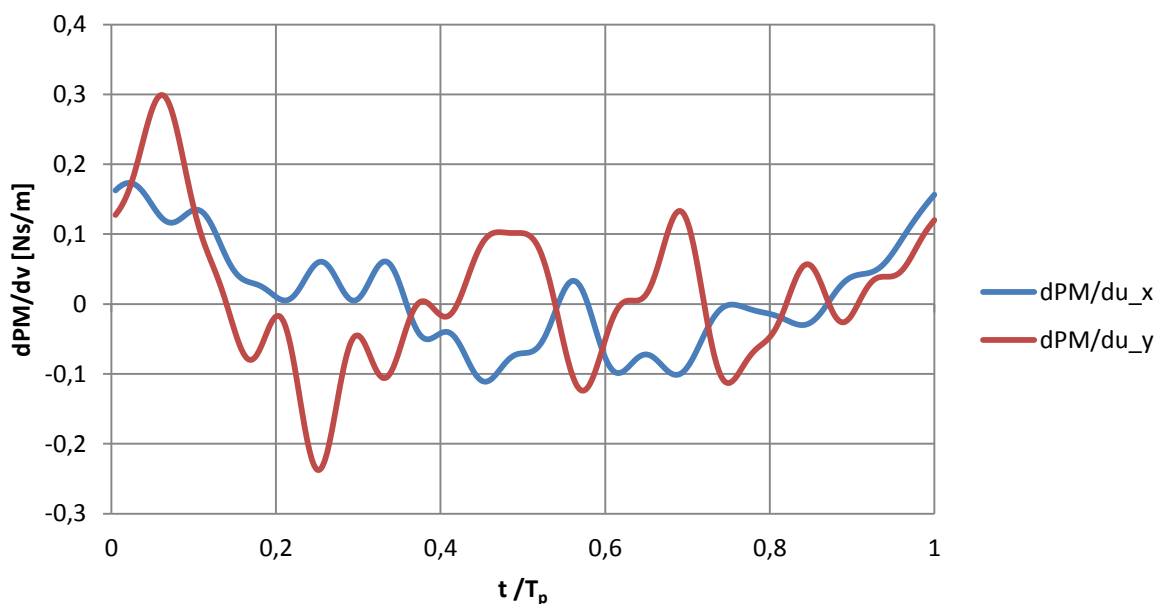
Na wykresach 6.7-3 zestawiono pochodne składowych sił aerodynamicznych względem prędkości postępowej w dwóch kierunkach. Przebiegi dość silnie zmieniają się w trakcie cyklu ruchu skrzydeł. Pochodna siły normalnej względem prędkości stycznej u_x zmienia swój znak w zależności od kierunku ruchu skrzydeł. Jest to zgodne z oczekiwaniami. Sumaryczna prędkość opływu skrzydła jest większa lub mniejsza w zależności od kierunku ruchu. Przejścia przebiegu przez miejsca zerowe odpowiadają punktom zwrotnym trajektorii ruchu

skrzydeł. Pochodna tej samej składowej siły względem prędkości skierowanej prostopadle utrzymuje w przeważającej części ujemną wartość. Dodanie takiej składowej prędkości zmniejsza kąt natarcia. Podobny charakter przebiegu przedstawia się dla pochodnej siły stycznej lecz względem składowej prędkości stycznej. W przeciwieństwie do składowej normalnej siły, styczna oscyluje wokół zera. W zależności od kierunku ruchu skrzydła oraz przyjętej konwencji zwrot zmiany siły skierowany jest dodatnio, bądź ujemnie. W okolicy punktów zwrotnych przebieg przechodzi na dodatnią stronę, czego nie da się uzasadnić w tak prosty sposób. Podobny pik występuje także dla trzech innych przebiegów. Czwarta krzywa, pochodnej siły stycznej, ma podobny kształt i osiąga podobne wartości, jak pochodna siły normalnej w tym samym kierunku. Najważniejszą różnicą jest zmiana zwrotu w trzeciej i piątej sekundzie. Ta zmiana oznacza, że wartość bezwzględna siły stycznej zmniejszy się wraz ze wzrostem prędkości w kierunku normalnym, co jest wytłumaczalne, tak samo, jak w przypadku siły normalnej, zmniejszeniem kąta natarcia.



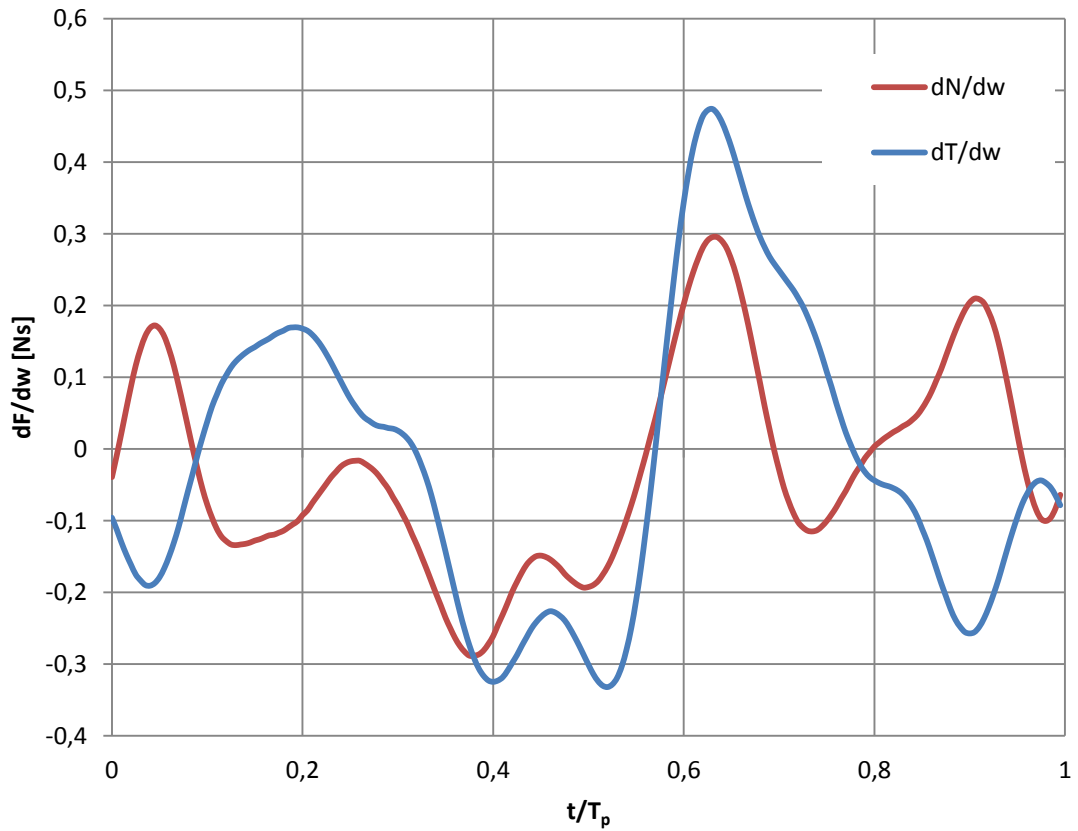
Rysunek 6.7-3. Pochodne aerodynamiczne sił względem prędkości postępowych

Drugą grupą wyników z tego typu eksperymentu są te dotyczące momentu pochyłającego. Przebiegi pochodnych względem dwóch składowych przedstawione zostały na wykresie 6.7-4. Wraz z tymi omówionymi powyżej będą wpływały na zachowanie się obiektu w powietrzu oraz na sterowanie nim. Dominujący wpływ w tych krzywych mają wyższe składowe harmoniczne. Przy aproksymacji przebiegu szeregiem Fouriera największe wartości współczynników będą miały wyrazy piąty i szósty. Zmiany w wartościach momentu pochyłającego są duże i sięgają nawet do 100%. Przebiegi pochodnych są dość nieregularne. Kilkukrotnie przechodzą przez zero. Oznacza to, że wpływ prędkości na moment pochyłający nie jest możliwy do przeanalizowania w taki sposób.

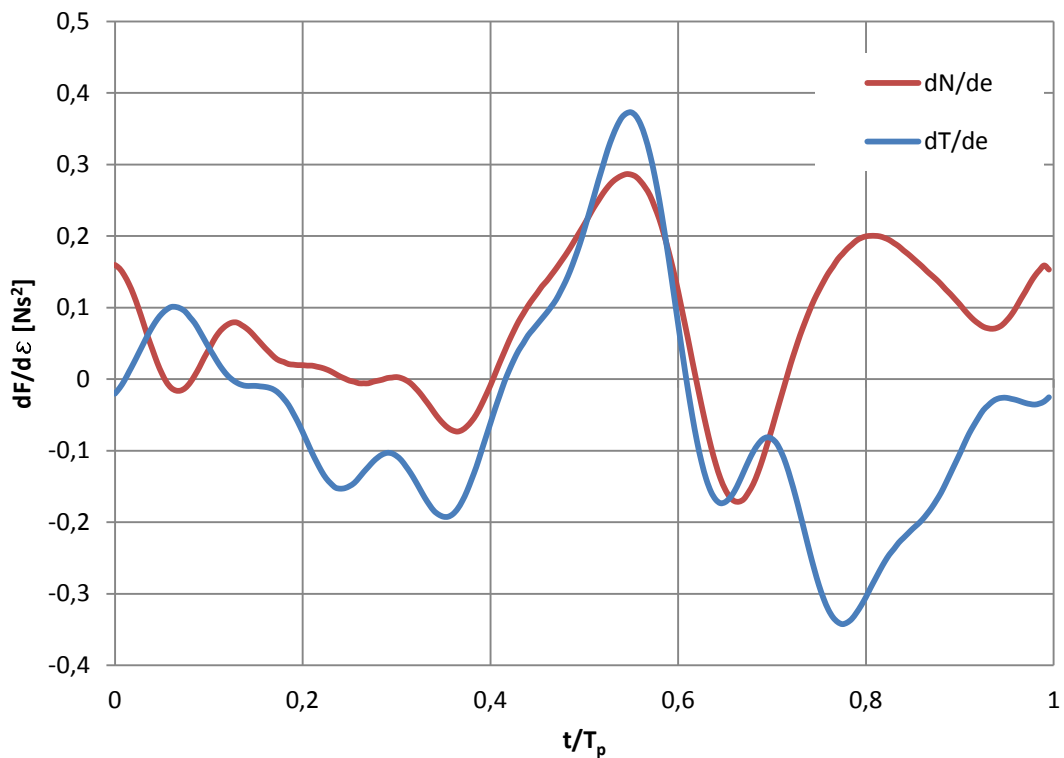


Rysunek 6.7-4. Pochodne aerodynamiczne momentu pochyłającego względem prędkości

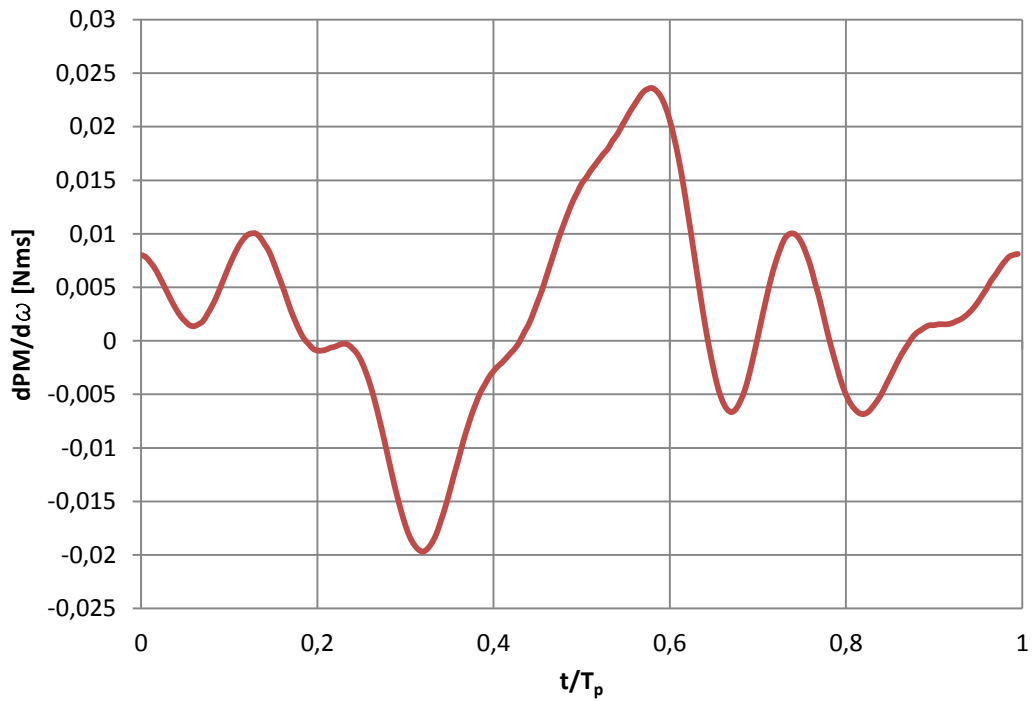
Na poniższych czterech wykresach przedstawiony został wpływ prędkości i przyspieszenia kątownego pochylenia. Pochodna siły normalnej po prędkości pochylenia (czerwona linia na rysunku 6.7-5) osiąga największe wartości w chwilach, gdy wartość siły gwałtownie zmienia wartość. Są to chwile, gdy skrzydło jest rozpędzane lub spowalniane. W chwili generowania największej siły pochodna przechodzi przez oś 0. Średnia wartość z okresu wynosi $-0,027\text{Ns}$, co stanowi 9% maksymalnej zanotowanej wartości bezwzględnej tej pochodnej. Charakter przebiegu pochodnej siły stycznej jest zbliżony do poprzednio omawianego przebiegu w przedziale 0,3-0,7 okresu. Jest to przedział czasu obejmujący drugi półcykl ruchu. W pozostałym czasie charakter zmian jest odwrotny. Spowodowane jest to zmianą zwrotu działania tej składowej siły. Większa jest amplituda zmian. Maksimum sięga $0,48\text{Ns}$, minimum $-0,33\text{Ns}$, podczas gdy dla siły normalnej wartości te nie przekraczały odpowiednio $0,3\text{Ns}$ oraz $-0,29\text{Ns}$. Średnia wartość pochodnej siły stycznej wynosi $0,071\text{Ns}$, czyli około 24% jej maksymalnej wartości. W przypadku pochodnych względem przyspieszenia widoczny jest zupełnie inny charakter zmian (rys 6.7-6). Największy wpływ przyspieszenia kątownego obecny jest w trakcie drugiego półcyklu oraz pomiędzy drugim i pierwszym (w okolicy punktu zwrotnego). Podobnie, jak w przypadku poprzedniej pary przebiegów widoczna jest tu częściowa symetria. W zakresie $0,1-0,7T_p$ kierunki zmian są zbieżne. W pozostałym zakresie są symetryczne. Tak jak i poprzednio przyspieszenie kątowne całego obiektu wywiera większy wpływ na składową styczną niż na normalną. Średnia wartość pochodnej siły normalnej wyniosła $-0,0214\text{Ns}^2$ (4,5%), pochodnej siły stycznej $-0,047\text{Ns}^2$ (12,5%). Ilustracje 6.7-7, 6.7-8 przedstawiają pochodne momentu pochyłającego względem prędkości oraz przyspieszenia kątownego. Widoczna jest silna asymetria przebiegu. Większe wartości uzyskiwane są podczas drugiego półcyklu. Obie pochodne zmieniają znak w okolicy przejścia skrzydła przez oś poprzeczną robota ($\varphi=19^\circ$). Moment pochyłający wzrósłby średnio o $0,002514\text{ Nm}$ na każdy 1 rad/s prędkości obrotowej oraz zmalał o $0,00409\text{ Nm}$ na każdy 1 rad/s^2 przyspieszenia kątownego.



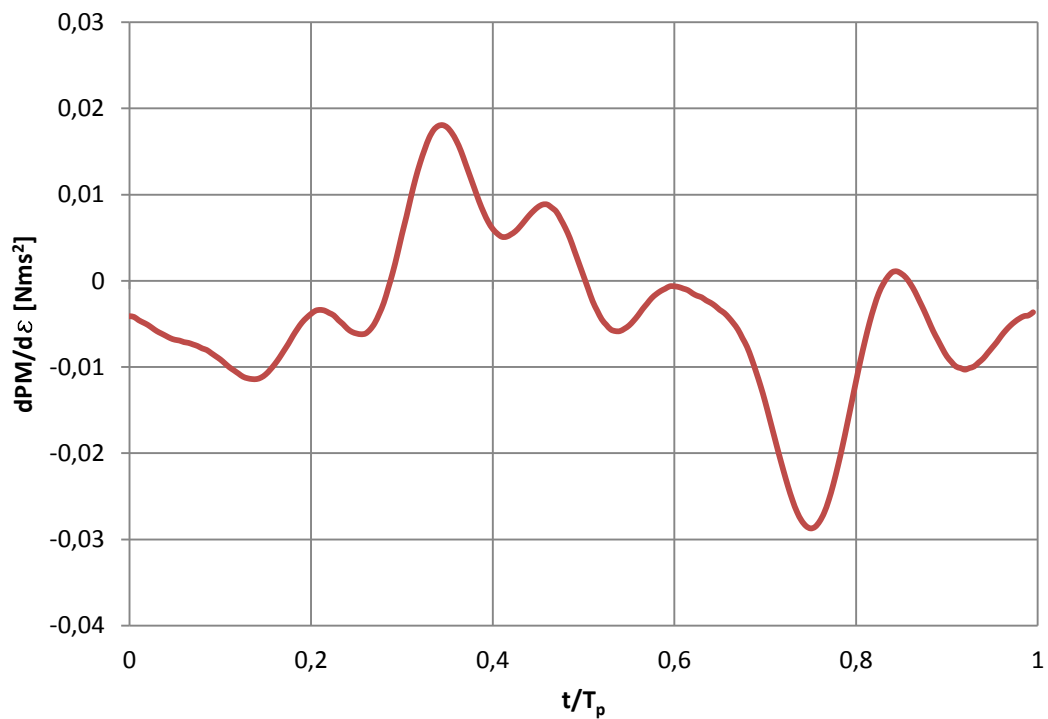
Rysunek 6.7-5. Pochodne siły aerodynamicznej względem prędkości pochylenia



Rysunek 6.7-6. Pochodne siły aerodynamicznej względem przyspieszenia kąowego



Rysunek 6.7-7. Pochodna momentu pochylającego względem prędkości pochylania



Rysunek 6.7-8. Pochodna momentu pochylającego względem przyspieszenia kąowego

6.8 Analiza dynamiki lotu entomoptera

6.8.1 Cel analizy

Wykorzystując model aerodynamiczny zaproponowany w poprzedniej sekcji możliwe jest przewidzenie zachowania się obiektu podczas lotu swobodnego w zawisie. Do analizy lotu postępowego konieczne byłoby rozszerzenie bazy danych pomiarów dynamicznych o wyniki testów z nałożonym ruchem oscylacyjnym na ruch postępowy. Analiza ma na celu sprawdzenie zachowania się obiektu podczas lotu swobodnego. Należy wykluczyć ewentualny brak możliwości zapewnienia stateczności podłużnej entomoptera. Sprawdzona została efektywność zaproponowanej metody sterowania. Oszacowane zostało rzeczywiste zapotrzebowanie na moc. W paragrafie 6.4 wyznaczona została moc przy założeniu, że obiekt znajduje się w bezruchu. W rzeczywistości taka sytuacja nie wystąpi. Entomopter zawsze będzie wykonywał pewien ruch ze względu na oscylacyjny charakter generowanych obciążeń. Należy się spodziewać, że w rzeczywistości efektywność układu napędowego będzie niższa od tej oszacowanej z zaniedbaniem ruchu.

Tematyka modelowania dynamiki lotu entomoptera jest już dobrze znana. Dostępna jest duża ilość artykułów poświęcona tej tematyce. Przykładem mogą być publikacje: [Mwongera, 2012], [Lewitowicz, 2008], [Lasek, 2002], [Lasek, 2003], [Loh, 2003]. Dotychczasowe podejście wykorzystywało analityczny quasi-stacjonarny model aerodynamiki entomoptera. Przedstawione tu podejście jest inne. Wykorzystany został model zbudowany na podstawie danych testowych.

6.8.2 Ogólne równania ruchu entomoptera

Ogólne równanie ruchu entomoptera otrzymywane są z równań Boltzmana–Hameła [Greenwood 2003]. Dokładny opis zachowania się obiektu podczas lotu wymaga uwzględnienia nie tylko przemieszczenia całego obiektu, ale także ruchu skrzydeł oraz ich odkształceń. Poniżej przedstawiono 6 równań ruchu uwzględniających wspomniane przemieszczenia oraz odkształcenia:

- równania ruchów horyzontalnych i ze wzrostem wysokości

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial U_x} \right) + \frac{\partial E_k}{\partial x} = Q_x^* \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial U_y} \right) - \frac{\partial E_k}{\partial y} = Q_y^* \quad (6.32)$$

- równania ruchów trzepotania i przekręcania skrzydłami

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{\phi}} \right) - \frac{\partial E_k}{\partial \phi} = Q_\phi^* \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{\gamma}} \right) - \frac{\partial E_k}{\partial \gamma} = Q_\gamma^* \quad (6.33)$$

- równania ruchów o skrzydeł (zginanie i skręcanie)

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}_5} \right) - \frac{\partial E_k}{\partial q_5} = Q_{z_g}^* \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}_6} \right) - \frac{\partial E_k}{\partial q_6} = Q_\alpha^* \quad (6.34)$$

Powyższe równania po uproszczeniu oraz skomponowaniu w macierz będą miały postać:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & -S_{zS} & 0 & 0 \\ 0 & m & S_{xS} & 0 & a_3 & a_4 \\ 0 & S_{xS} & I_{xS} & 0 & a_5 & a_6 \\ -S_{zS} & 0 & 0 & I_{zS} & 0 & 0 \\ 0 & a_3 & a_5 & 0 & a_1 & a_7 \\ 0 & a_4 & a_6 & 0 & a_7 & a_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U}_x \\ \dot{U}_y \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{q}_5 \\ \ddot{q}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_x^* \\ Q_y^* \\ Q_\phi^* \\ Q_\phi^* \\ Q_{z_g}^* \\ Q_\alpha^* \end{bmatrix} \quad (6.35)$$

Skrócona postać macierzowa sprowadzi się do równania:

$$M\ddot{U} = \overline{Q}^* \quad (6.36)$$

Szerszy opis teorii swobodnego lotu odkształcalnego entomoptera oraz wyprowadzenie równań ruchu można znaleźć w publikacjach: [Greenwood, 2003], [Michalewicz, 1989].

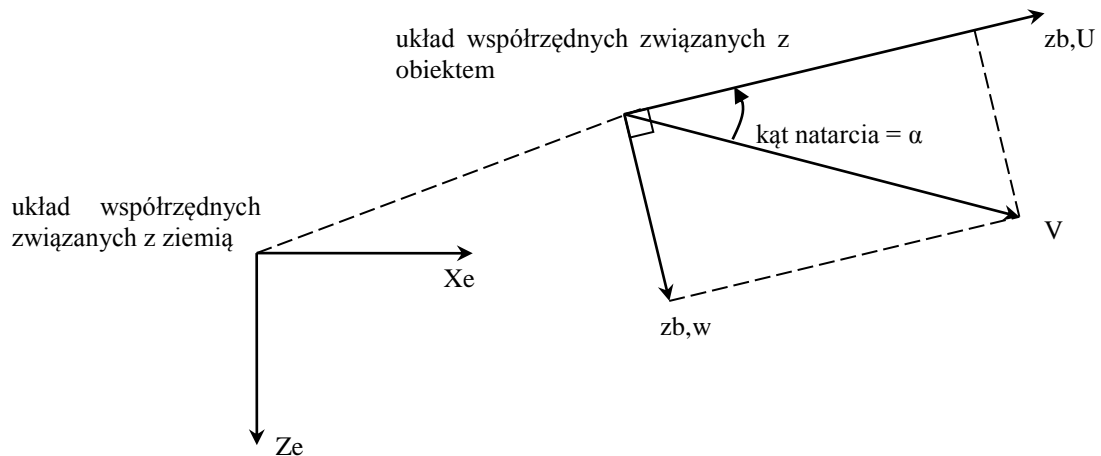
6.8.3 Model dynamiki ruchu

Dla potrzeb analizy lotu obiektu zbudowany został uproszczony model dynamiki ruchu. Zaniedbane zostały odkształcenia skrzydeł. Model zbudowany został wykorzystując środowisko obliczeniowe MatlabSimulink. Schemat modelu znajduje się na ilustracji 6.8-2. Model złożony jest z trzech zasadniczych bloków: blok aerodynamiki entomoptera, bloku dynamiki ruchu oraz układu stabilizacji. Jako blok dynamiki ruchu posłużył blok 3DoF (aerospacetoolbox), który rozwiązuje równania ruchu względem trzech stopni swobody (translacja w płaszczyźnie oraz obrót wokół jednej osi). Moduł rozwiązuje klasyczny dla mechaniki lotu układ równań:

$$\frac{d}{dt} w = \frac{N}{m} - q \cdot u - g \cdot \cos(\Theta) \quad (6.37)$$

$$\frac{d}{dt} u = \frac{T}{m} - q \cdot w - g \cdot \sin(\Theta) \quad (6.38)$$

$$\frac{d}{dt} q = \frac{M}{I} \quad (6.39)$$



Rysunek 6.8-1. Układy współrzędnych modelu

Blok aerodynamiki entomoptera zawiera opisany model aerodynamiczny bazujący na wynikach pomiarów. Dodatkowo wyliczane są siły i momenty masowe generowane przez skrzydła podczas trzepotania. Predefiniowany blok 3DoF nie uwzględnia tego ruchu. Stąd też konieczne jest zasymulowanie go poprzez modyfikację obciążeń podawanych jako sygnał wejściowy. Wielkościami wyjściowymi z bloku aerodynamicznego są siły w dwóch kierunkach oraz moment pochylający generowane przez skrzydła. Składowa siły w kierunku stycznym do płaszczyzny skrzydeł równa jest sumie siły aerodynamicznej oraz siły bezwładności skrzydeł:

$$F_t = T + F_{iww}, \quad (6.40)$$

gdzie: F_{iww} to siła masowa generowana poprzez przyspieszanie skrzydeł.

Przyjęto, że skrzydła stanowią masy skupione oddalone od środka obrotu o ramię r_{wcg} . Siła masowa wyznaczana jest z zależności:

$$F_{iww} = r_{wcg} \cdot m_w \cdot \varepsilon_w \cdot \cos(\varphi) \quad (6.41)$$

Składowa normalna siły generowanej przez układ napędowy równa jest odpowiedniej składowej siły aerodynamicznej. Zaniedbana zostaje siła masowa powstająca w wyniku pochylenia płaszczyzny trzepotania. Całkowity moment pochylający również jest złożeniem części aerodynamicznej oraz masowej

$$M_e = M_0 + F_t \cdot z_{cg} \cdot \cos(\zeta) + F_n \cdot \sin(\zeta) + dM_{iww} + M_{wim}, \quad (6.42)$$

gdzie:

M_0 - moment aerodynamiczny względem środka obrotu,

ζ - kąt odchylenia płaszczyzny trzepotania

z_{cg} - odległość środka obrotu skrzydeł od środka ciężkości.

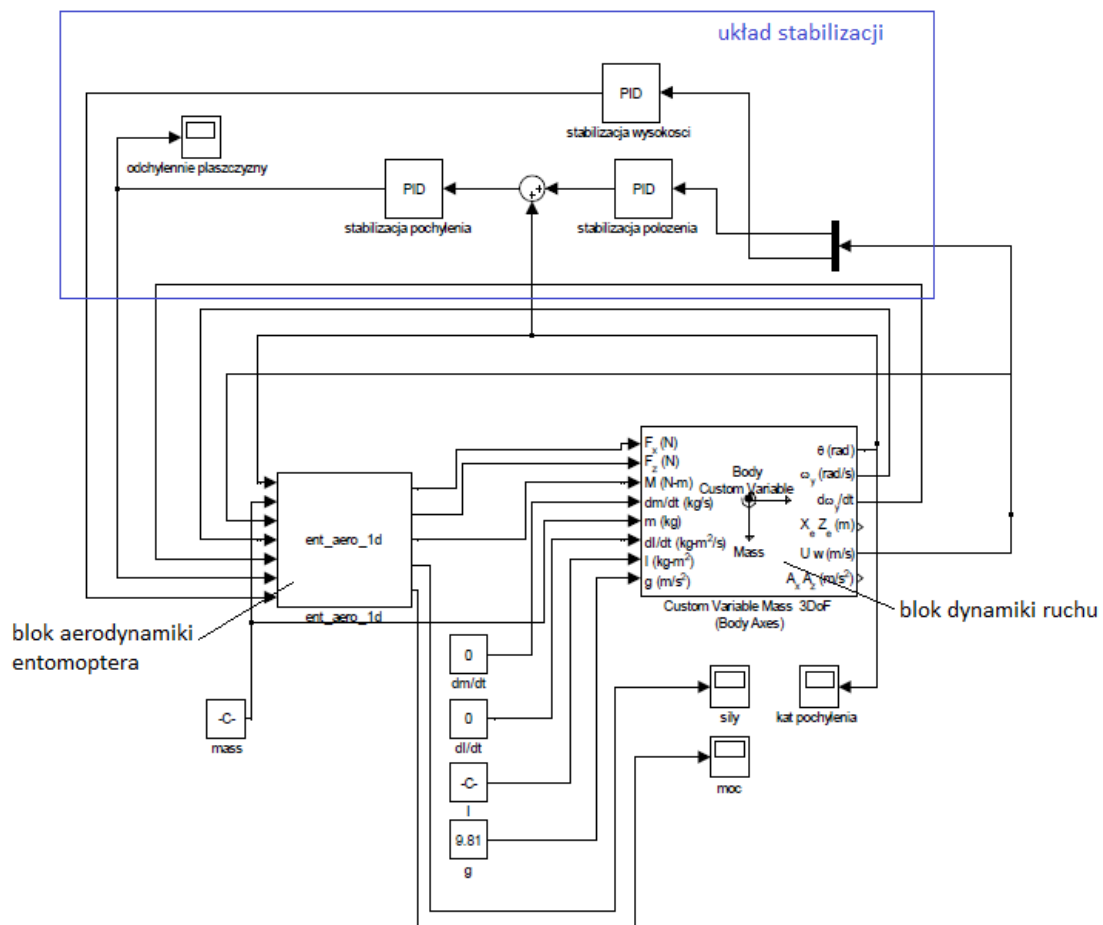
Ostatnie dwa elementy są członami masowymi. Pierwszy z nich to poprawka momentu bezwładności związana z przemieszczeniem się skrzydła:

$$dM_{iww} = M_{iww} - M_{iww0} = m_w \cdot \varepsilon \cdot z_{cg'} - m_w \cdot \varepsilon \cdot z_{cg} = m_w \cdot \varepsilon \cdot (z_{cg'} - z_{cg}), \quad (6.43)$$

a z_{cg}' to odległość środka ciężkości skrzydeł od środka ciężkości entomoptera zmierzona na płaszczyźnie symetrii obiektu:

$$z'_{cg} = \begin{bmatrix} 0 \\ z_{cg} \end{bmatrix} + r_{wcg} \cdot [\sin(\varphi) \cdot \cos(\zeta), \sin(\varphi) \cdot \sin(\zeta)] \quad (6.44)$$

Model własności aerodynamicznych entomoptera uzupełniony został o układ stabilizacji lotu, który jest konieczny do utrzymania zadanych parametrów lotu. W modelu stabilizacji podlega kąt pochylenia obiektu, prędkość postępową oraz prędkość wznoszenia. Dwa pierwsze parametry stabilizowane są przez pochylenie płaszczyzny trzepotania skrzydeł. Wykorzystane zostały dwa regulatory PID. Regulator odpowiadający za minimalizację uchybu prędkości postępowej jako sygnał wejściowy otrzymuje prędkość lotu w tym kierunku. Do stabilizatora kąta pochylenia trafia suma sygnały wyjściowego z poprzednie go regulatora i wartość prędkości pochylenia obiektu. Stabilizacja prędkości wznoszenia odbywa się poprzez zmianę częstotliwości trzepotania. Tu wykorzystany został regulator proporcjonalny.

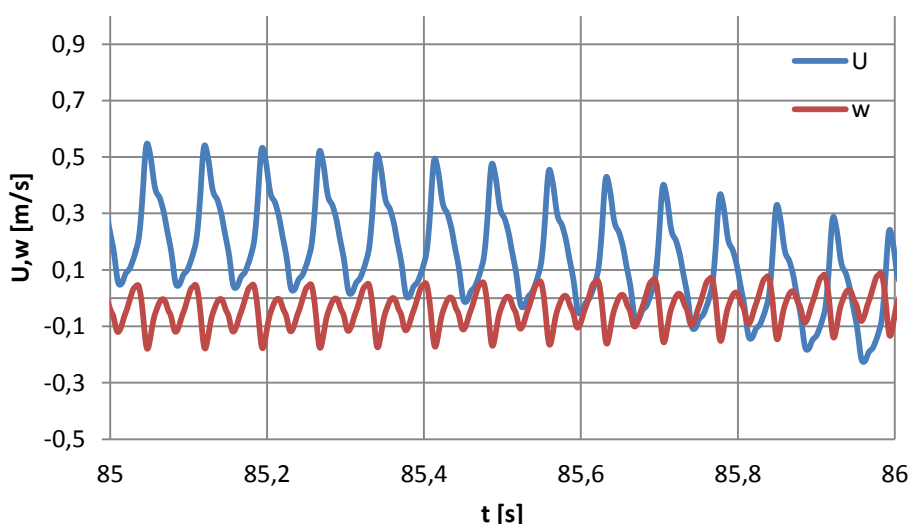


Rysunek 6.8-2. Model dynamiki ruchu

6.8.4 Analiza lotu entomoptera

Do programu przedstawionego powyżej wprowadzone zostały dane zaczerpnięte z projektu załączonego do pracy(załącznik 2). Program wymaga danych masowych obiektu: masy całkowitej, momentu bezwładności względem osi poprzecznej, masy oraz położenia

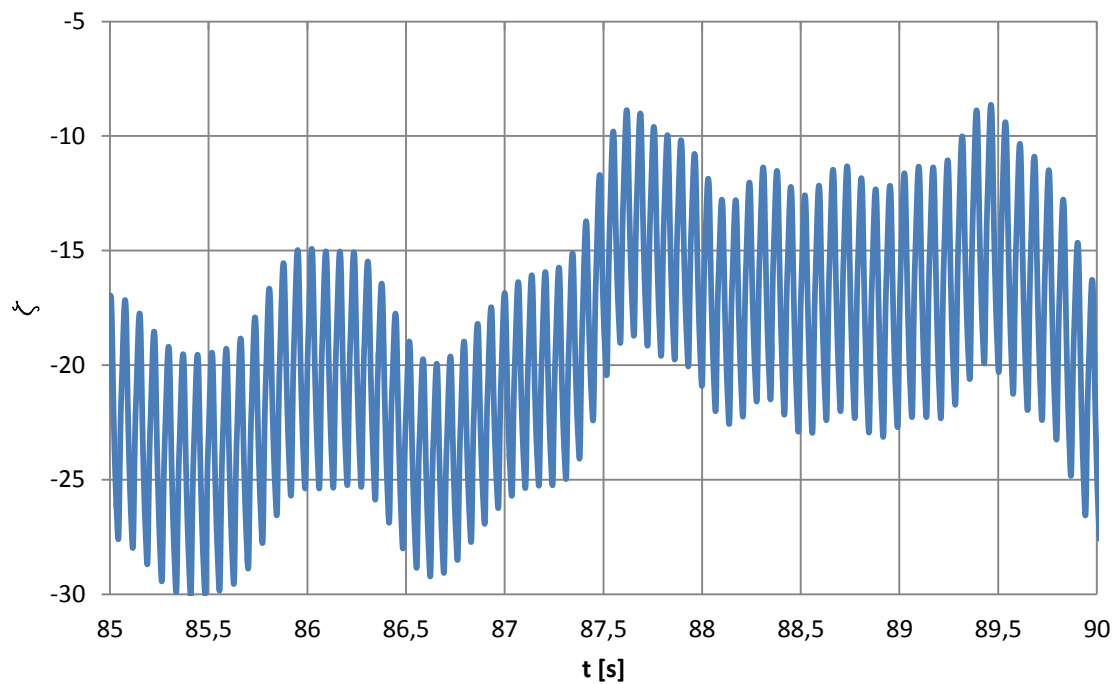
środką ciężkości skrzydeł. Dodatkowo wprowadzone zostały wyniki pomiarów niezbędne do wygenerowania przedstawionego w sekcji 6.8.3 modelu obciążeń aerodynamicznych. W tej sekcji przedstawione zostaną szczegółowo wyniki dla jednej trajektorii (bazowej). Zgodnie z przewidywaniami obiekt podczas lotu wykonuje oscylacje zarówno położenia, jak i swojego pochylenia. Niezależnie od monitorowanej wielkości symulacje przewidują dwojakie oscylacje szybkie oraz wolne. Te pierwsze spowodowane są z ruchem roboczym skrzydeł, zgodne są z częstotliwością trzepotania. Drugie związane są z działaniem układu stabilizacji. Wszystkie przedstawione poniżej wyniki zarejestrowane zostały dla obiektu w stanie „pseudo ustalonym”, czyli wartości parametrów położenia obiektu oscylują wokół zadanych. Przedstawiony jest tylko wycinek eksperymentu. Wykres (6.8-3) przedstawia zmiany prędkości obiektu w dwóch kierunkach związanych z obiektem (U zgodnie z osią podłużną, w z osią pionową) [simulink]. W chwili czasowej ujętej na wykresie obiekt stale posiada niezerową średnią prędkość lotu w obu kierunkach pomimo, że układ regulacji ma za zadanie zminimalizować obie prędkości. Oscylacje szybkie dla prędkości U mają cały czas zbliżoną amplitudę, wynoszącą około 0,22m/s. Dla takiej prędkości i częstotliwości zmian oscylacyjne przemieszczenia są rzędu milimetrów. Folowanie prędkości w jest ponad dwa razy mniejsze. Prędkość podczas oscylacji odpowiada 0,03 posuwu względnego. Z doświadczeń przeprowadzonych w ruchu postępowym wiadomo, że prędkość lotu odpowiadająca tego rzędu wartości posuwu nie wpływa znacząco na generowane obciążenia aerodynamiczne.



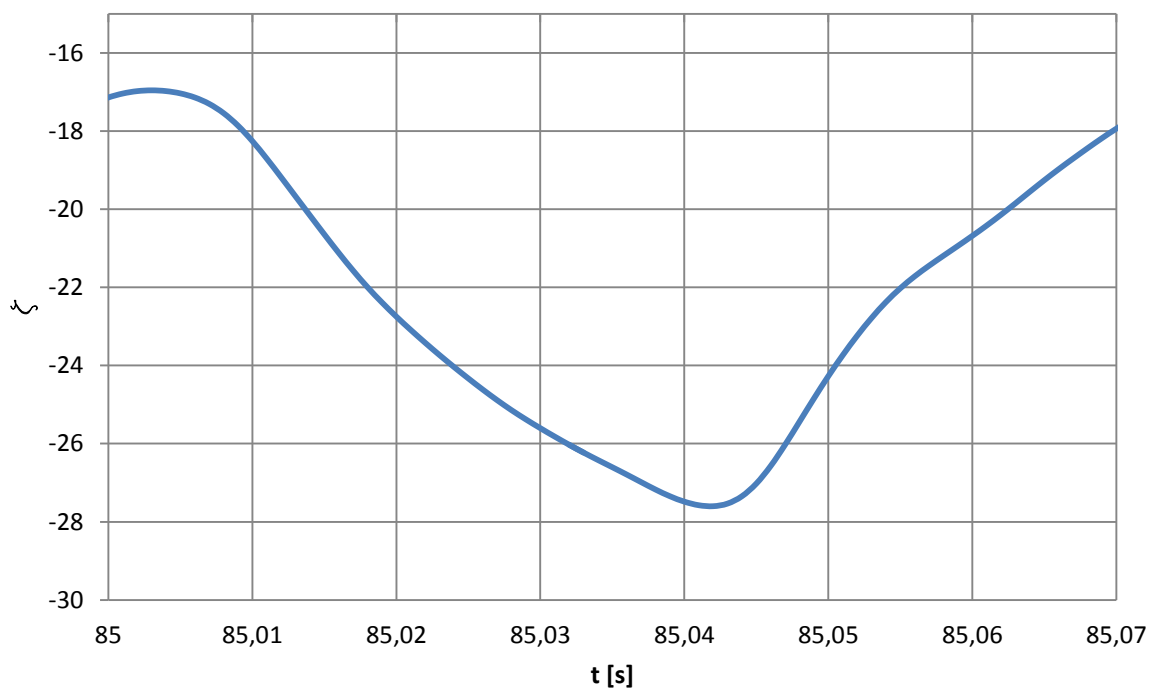
Rysunek 6.8-3. Prędkość ruchu entomoptera

Odpowiedź układu stabilizacji, czyli kąt odchylenia płaszczyzny trzepotania przedstawiony jest na rysunku 6.8.4. Układ odpowiada na każde „uderzenie” skrzydła, nadążając za zmianami chwilowych wartości parametrów lotu. Zmianie ulega także średnie odchylenie, tak aby minimalizować odchylenie położenia (prędkości) oraz kąta pochylenia. Amplituda wahań szybkich wynosi $5,5^\circ$ (rys.6.8-5). Zakres kątowy ruchu podczas całego eksperymentu wyniósł ok. 30° (nie jest to uwidocznione na rys. 6.8-4). Przebieg średniej wartości nie przedstawia cyklicznych zmian.

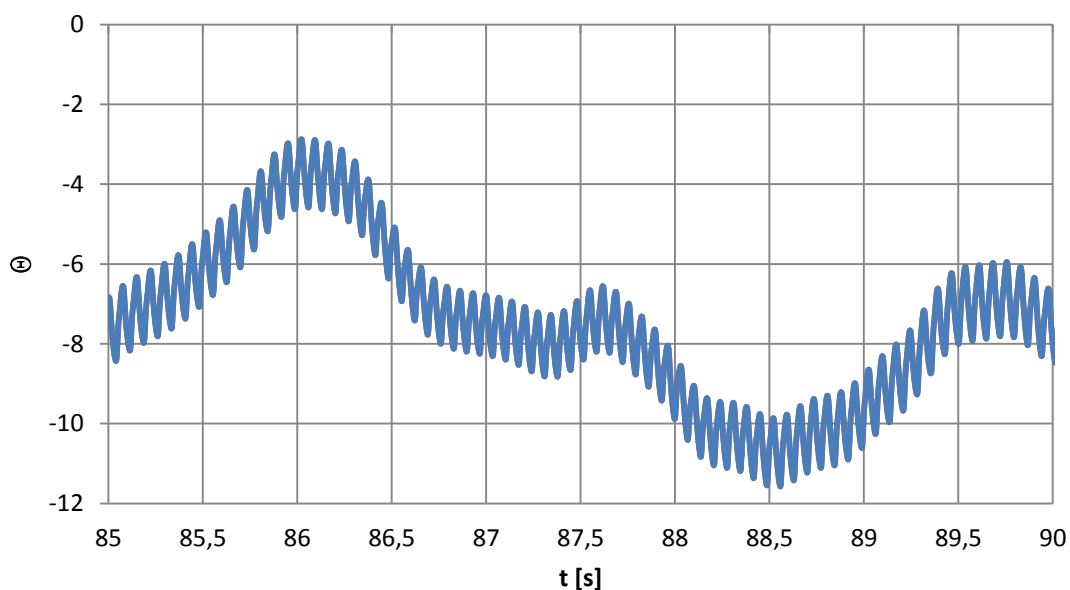
Kształt przebiegu zmiany kąta pochylenia (rys. 6.8-6) podczas pojedynczego cyklu jest zbliżony do tego opisującego odchylenie płaszczyzny. Mniejsza jest amplituda oscylacji szybkich, wynosi 1° . Pełny zakres ruchu wyniósł około 12° . Kształt całego przebiegu jednak zupełnie różni się. Wartość wyjściowa układu stabilizacji, czyli kąt pochylenia płaszczyzny trzepotania zależy od kąta pochylenia oraz prędkości U . Ponieważ jedną wielkością sterowane są dwa parametry sygnał wyjściowy w ogóle ma odmienny przebieg.



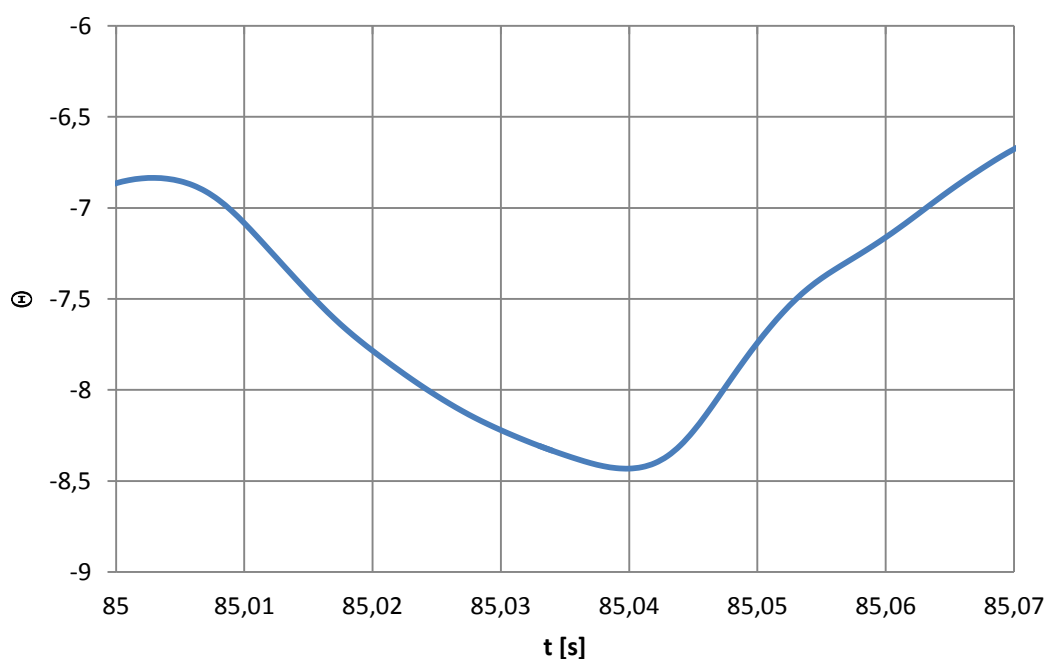
Rysunek 6.8-4. Zmiana kąta sterującego



Rysunek 6.8-5. Zmiana kąta sterującego podczas jednego okresu

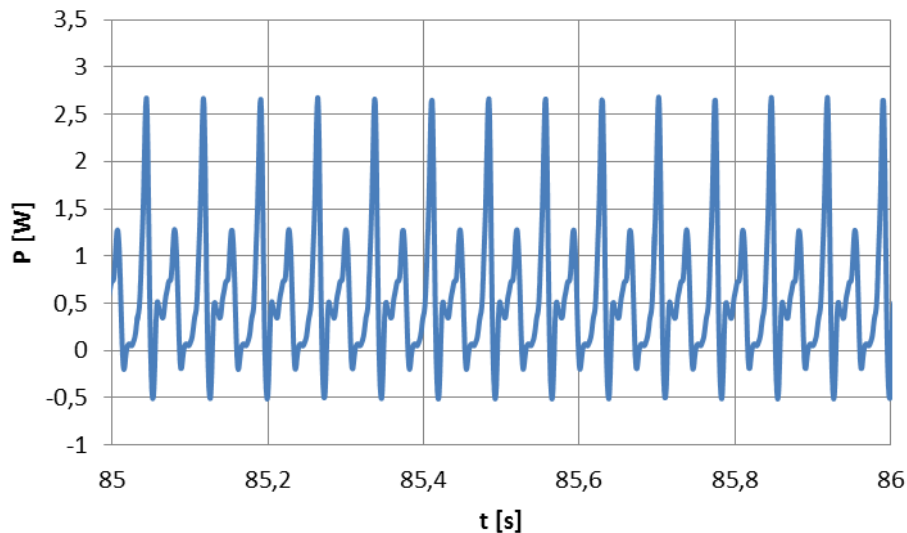


Rysunek 6.8-6. Zmiana kąta pochylenia

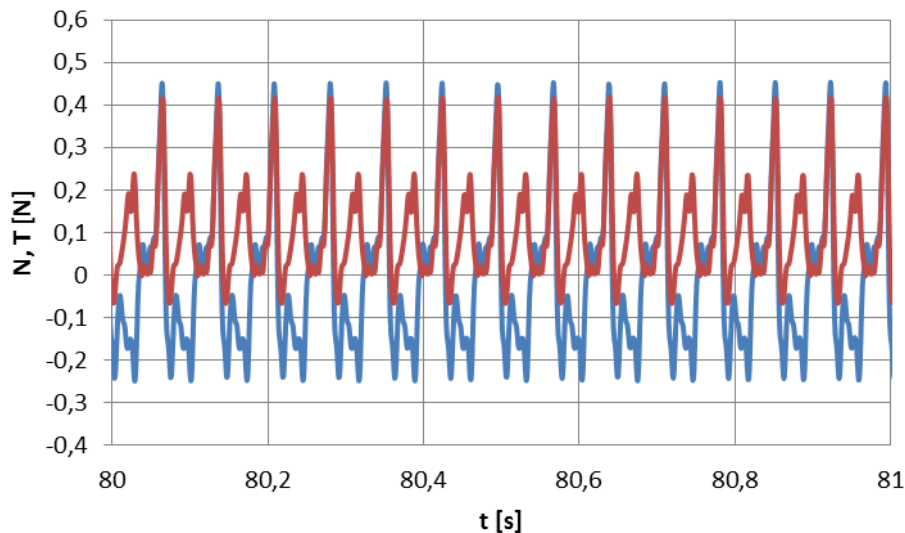


Rysunek 6.8-7. Zmiana kąta pochylenia podczas jednego okresu

Z uwagi na fakt, że osiągnięte chwilowe prędkości są stosunkowo niewielkie, zmiany w wartościach pobieranej mocy oraz generowanych sił w stosunku do pomiarów statycznych są niezauważalne. Częstotliwość trzepotania obiektu to 14Hz, podczas gdy teoretyczna częstotliwość, która powinna wystarczyć zawisłu (gdyby entomopter nie kołysał się) to około 10Hz. Oznacza to, że w rzeczywistości podczas lotu swobodnego obiekt będzie zużywał więcej energii, niż zostało to przewidziane w rozdziale 6.4.



Rysunek 6.8-8. Pobór mocy podczas lotu



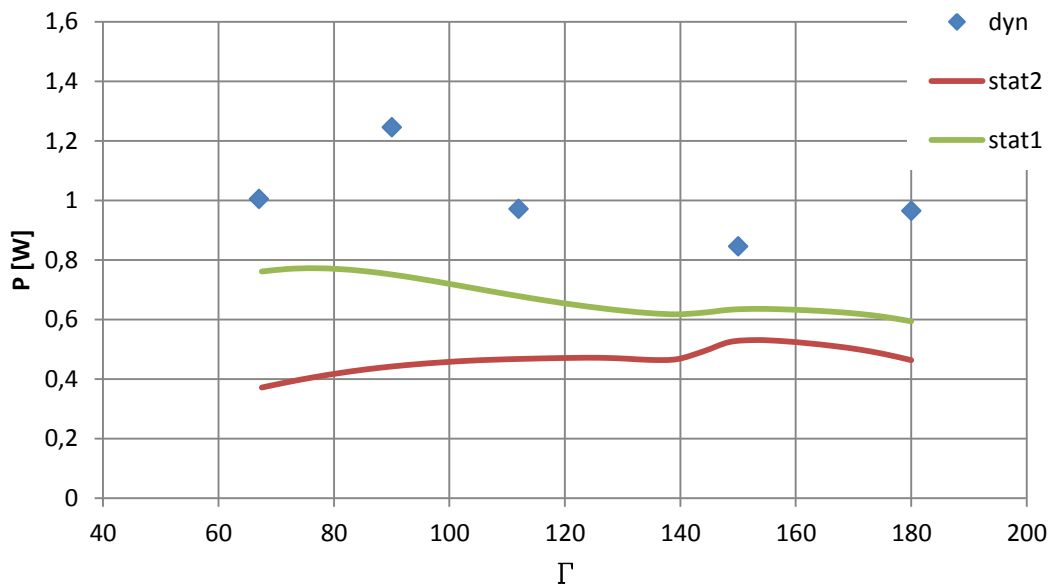
Rysunek 6.8-9. Zmiana sił aerodynamicznych podczas lotu swobodnego

6.8.5 Wpływ kinematyki ruchu na osiągi entomoptera podczas zawisu dynamicznego

Do programu opisanego w poprzednich sekcjach wstawione zostały bazy danych sporządzone dla innych sposobów ruchu. Rozważonych zostało pięć wariantów zmiany kąta nastawienia. Amplituda wychyleń skrzydła względem tej osi była taka sama w obie strony (dewiacja równa 1). Parametry geometryczne i masowe modelu pozostały bez zmian. Nastawy układu regulacji również nie zmieniły się. Doświadczenie to ma na celu ogólne sprawdzenie zachowania się układu wykonującego zróżnicowany ruch trzepoczący. Jakiego rzędu oscylacji wartości parametrów należy się spodziewać oraz jaka moc jest realnie do osiągnięcia przy zastosowaniu klasycznego układu stabilizacji. Zakładając, że entomopter będzie stabilizowany w taki sposób wykluczona zostanie ewentualność braku możliwości zapewnienia stateczności.

Modyfikacja sposobu ruchu skrzydeł pociąga za sobą zmianę przebiegu obciążeń aerodynamicznych (siły i momentu). W efekcie zmianie ulegają wszystkie parametry lotu:

przebieg kąta pochylenia, chwilowe przemieszczenia. Inne są także sygnały sterujące: kąt odchylenia płaszczyzny trzepotania oraz częstotliwość trzepotania. Nie udało się przeprowadzić doświadczenia dla wszystkich (badanych w tym doświadczeniu) sposobów ruchu. W jednym przypadku (amplituda kąta nastawienia 45°) układ stabilizacji nie był w stanie zapewnić trwałej równowagi podłużnej obiektowi. Obiekt w pewnym momencie zaczynał obracać się wokół własnej osi poprzecznej, a reszta parametrów kompletnie rozbiegała się. Z punktu widzenia energetycznego, a więc osiągniętych, najistotniejszą wielkością jest moc niezbędna do lotu. Na rysunku 6.8-10 przedstawione jest zestawienie średnich mocy potrzebnych do lotu w trakcie próby (100s). Dwie krzywe poniżej przedstawiają te same wielkości wyznaczone w teście statycznym. Niższe (mniejsze zapotrzebowanie na moc) odzwierciedla przypadek, gdy wypadkowy wektor siły aerodynamicznej zawsze jest skierowany ku górze (jest siłą nośną). Jest to w istocie dolna granica zapotrzebowania dla danej trajektorii ruchu skrzydła. Druga krzywa reprezentuje przypadek, gdy średni wypadkowy wektor siły nośnej skierowany jest ku górze (płaszczyzna trzepotania jest nieruchoma).

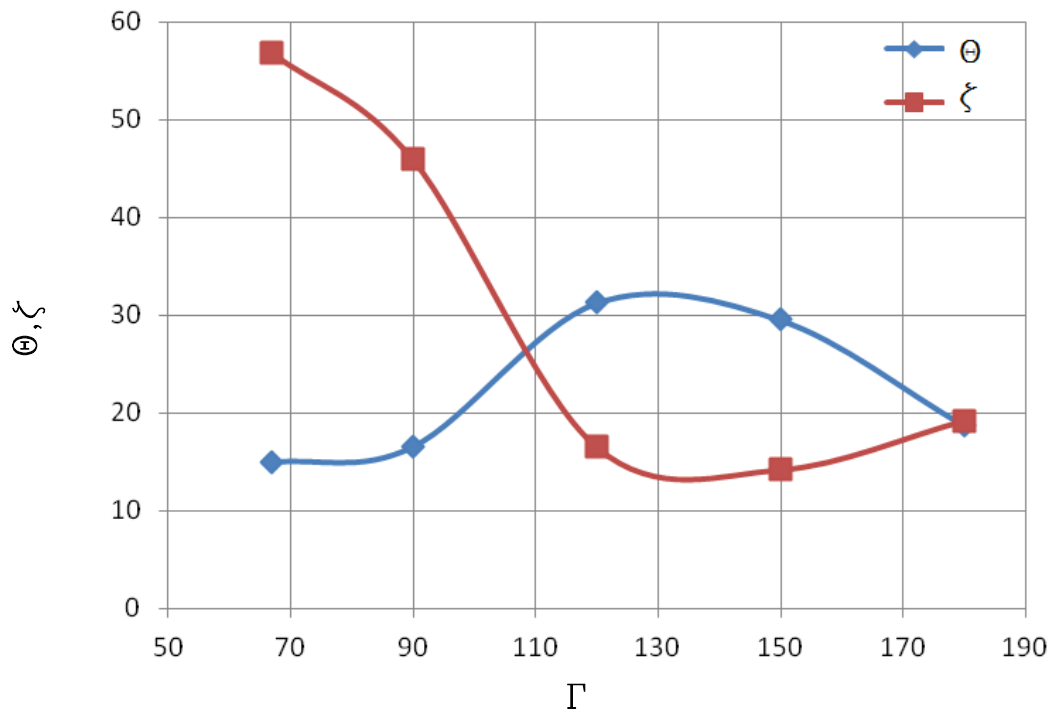


Rysunek 6.8-10. Pobór mocy w funkcji amplitudy zmiany kąta nastawienia skrzydła

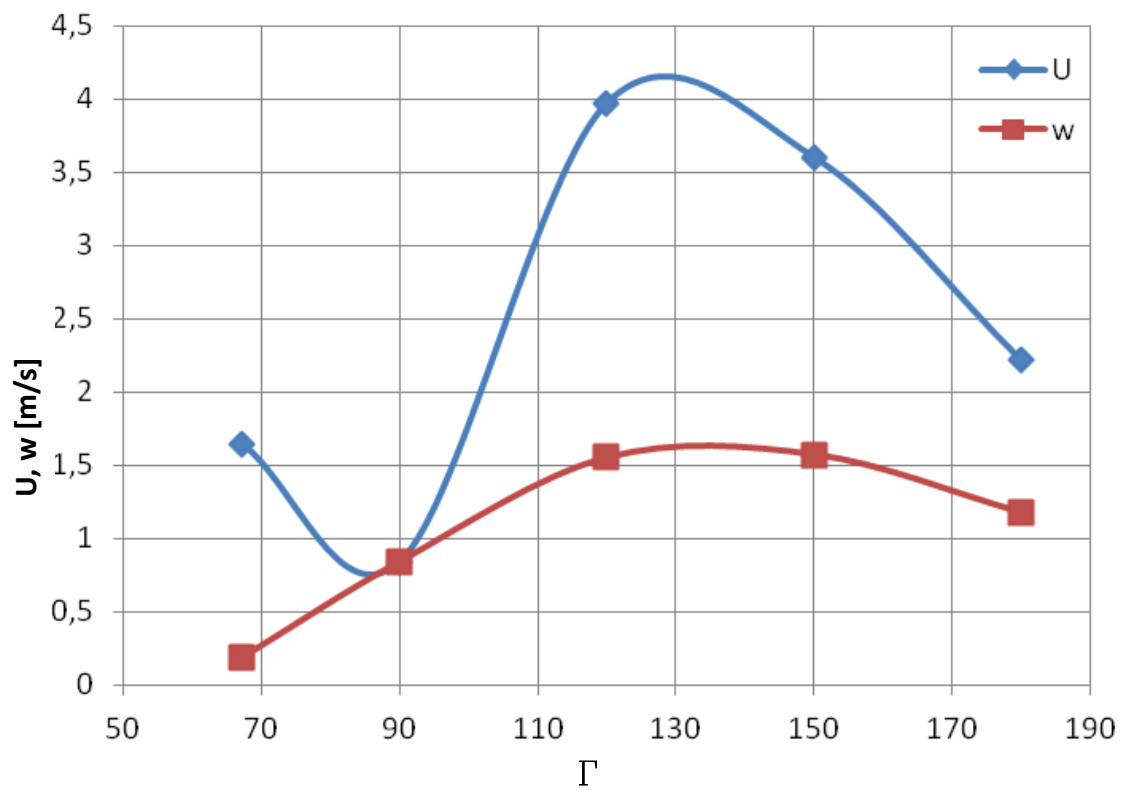
W każdym przypadku pobór mocy był większy od obu krzywych porównawczych. Minimalny pobór uzyskany został dla kinematyki o amplitudzie ruchu (zmiany kąta nastawienia) równej 150° (0,84W). Maksymalny natomiast przy amplitudzie 90° (1,24). Wyniki nie przedstawiają tendencji monotonicznej. Zbadany zakres zawiera dwa ekstrema lokalne. Rozrzut wartości wynosi około 20%.

Wyniki pokazują, że układ stabilizacji oparty na prostym regulatorze PID ze sprzężeniem zwrotnym nie jest rozwiązaniem pozwalającym na najefektywniejsze wykorzystanie energii. Najlepszy wynik w teście dynamicznym jest o 50% większy od odpowiedniej teoretycznego minimalnego zapotrzebowania na moc. Najgorszy jest dwukrotnie większy. Takie regulatory pracują na zasadzie minimalizacji uchybu. Trzepoczący układ napędowy dla najefektywniejszego wykorzystania mocy musi wykonywać ruchy oscylacyjne. Szczególnie taki sposób stabilizacji musi zmieniać kąt pochylenia. Dwa kolejne wykresy (rys. 6.8-11, 6.8-12), które przedstawiają amplitudy oscylacji czterech parametrów lotu (kąty pochylenia entomoptera, odchylenia płaszczyzny trzepotania oraz prędkości w dwóch

kierunkach) obrazują to. Dla trajektorii ruchu, które potrzebowały najmniej energii, oscylacje wszystkich parametrów oprócz kąta ζ (odchylenia płaszczyzny trzepotania) są największe.



Rysunek 6.8-11. Amplitudy zmian kąta pochylającego oraz sterującego



Rysunek 6.8-12. Amplitudy zmian prędkości ruchu

Na podstawie powyższych wyników można stwierdzić, że taki sposób regulacji, polegający tylko na minimalizacji wartości parametrów lotu takich, jak kąt pochylenia, czy prędkości

postępowe nie jest rozwiązaniem, które może zapewnić najlepsze możliwe osiągi. Należy liczyć się z dodatkowymi stratami rzędu, jak wykazuje doświadczenie, nawet 80% wartości minimalnej.

6.8.6 Wnioski

Symulacja lotu swobodnego wykazała dostateczną skuteczność zaproponowanego sposobu sterowania. W symulacji udało się wykonać stabilny lot w zawisie. Uzyskana efektywność układu napędowego była niestety znacząco niższa od tej przewidywanej w doświadczeniu statycznym. Obiekt poruszał skrzydłami szybciej niż założono. Dowodzi to wysokiej wagi problemu sterowania optymalnego. W przedstawionym eksperymencie zaproponowany został układ regulacji oparty na klasycznym regulatorach typu PID o nastawach dobranych metoda eksperycką. W kolejnym kroku należy zaprojektować dedykowany układ regulacji, który będzie zoptymalizowany do tego zadania. Cały czas obecne są drgania, które mogą być problemem dla umieszczonych na pokładzie urządzeń elektronicznych takich jak akcelerometry lub kamera. Można rozważyć zwiększenie częstotliwości trzepotania, co wiązałoby się ze zmniejszeniem skrzydeł. Jednocześnie zmniejszona zostałaby powierzchnia, zakreślana przez skrzydła, co skutkuje zmniejszeniem efektywności (zgodnie z teorią strumieniową).

Analiza dynamiki ruchu wykazała dwojakie zmiany kąta pochylenia płaszczyzny trzepotania: wolne oraz szybkie. Pierwsze mają charakter stabilizujący. Szybkie natomiast niwelują drgania wywołane nierównoważonymi chwilowymi momentami pochylającymi generowanymi przez skrzydła. Ich częstotliwość równa jest częstości ruchu skrzydeł. Takiego sposobu zmiany położenia nie jest w stanie zrealizować żaden klasyczny aktuator. Częstotliwość zmian jest zbyt duża. Możliwe byłoby to przy użyciu siłownika piezoelektrycznego. Ten jednak wykonuje tylko małe ruchy, wymagałby więc znacznego przełożenia. Do realizacji tego celu można jednak użyć odrębnego układu mechanicznego, który realizowałby tylko drgania oraz osobnego do sterowania który realizowałby sygnał wolniejszy lecz o wyższej amplitudzie. Ten drugi może być już zrealizowany przy pomocy klasycznego silnika elektrycznego. Propozycja realizacji układu sterowania znajduje się w załączniku („projekt entomoptera”).

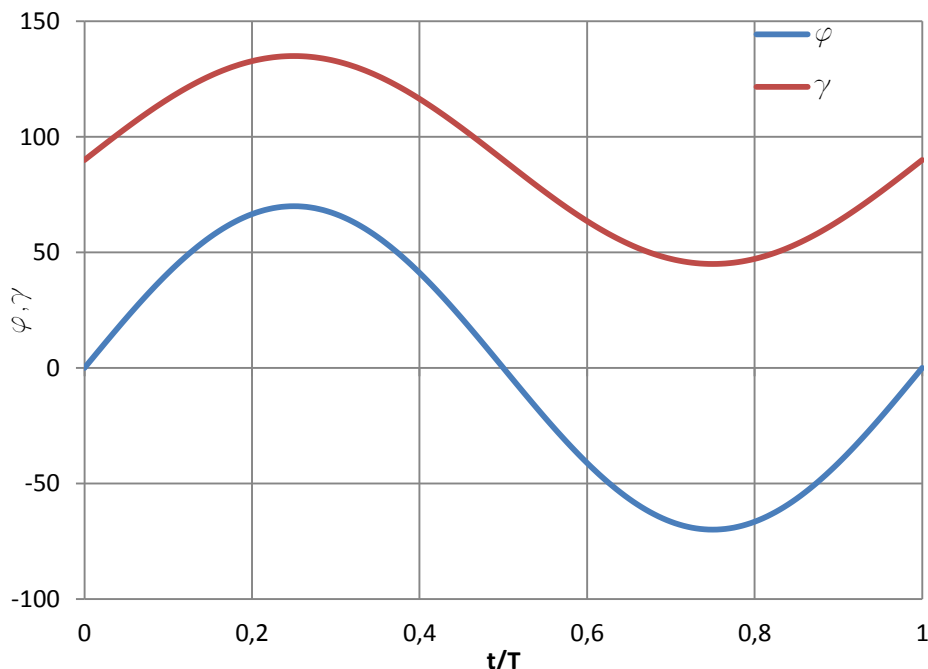
7 Analiza numeryczna ruchu trzepoczącego

7.1 Cel eksperymentu

Przeprowadzone zostały obliczenia generowanych obciążeń aerodynamicznych dla jednego z przebadanych sposobów ruchu. Użyte zostały różne podejścia do modelowania. Ten sam ruch został odwzorowany używając trzech różnych metod. W pierwszej kolejności użyto modelu pierścieni wirowych, następnie metody objętości skończonych zarówno dwuwymiarowej, jak i trójwymiarowej. Do analizy CFD wykorzystany został komercyjny pakiet AnsysFluent wersja 13. Eksperyment miał na celu sprawdzić przydatność metod obliczeniowych do przewidywania obciążeń aerodynamicznych podczas procesu projektowego. Istotne było rozpoznanie problemów związanych z modelowaniem tego typu obiektu, oszacowanie niezbędnego czasu do uzyskania odpowiedzi na postawione pytanie oraz jej ewaluacja.

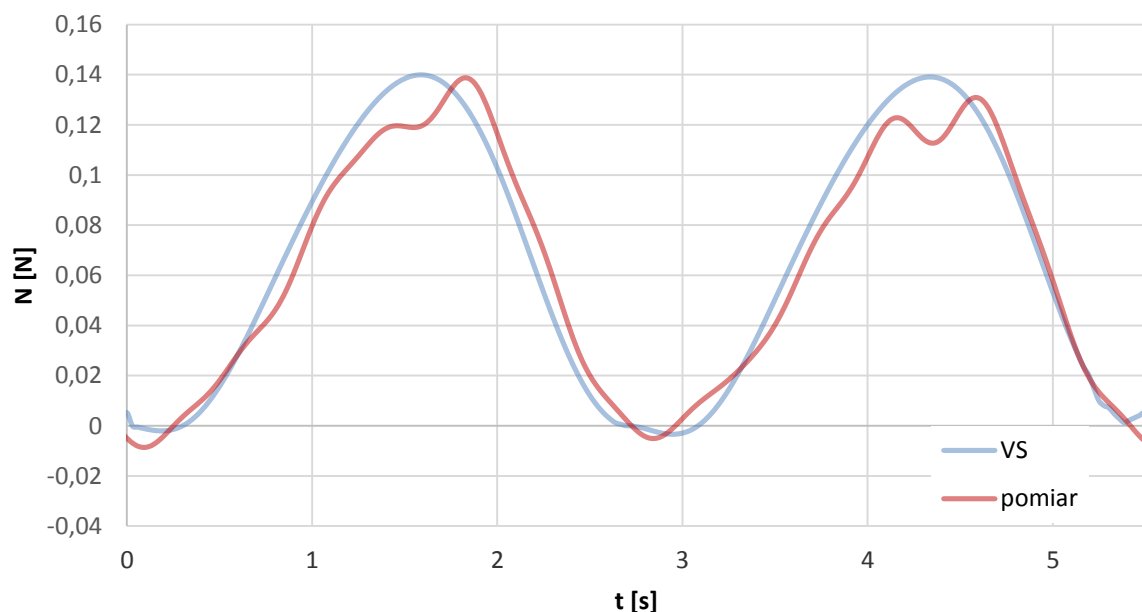
7.2 Model pierścieni wirowych

W eksperymencie odwzorowany został ruch skrzydła złożony z sinusoidalnych zmian kąta azymutalnego (φ) oraz nastawienia (γ). Zmiany tych kątów przedstawione zostały na wykresie 7.2-1. Amplituda ruchu głównego (zmiany kąta azymutalnego) wynosi 70° natomiast zmiany kąta nastawienia 45° . Porównanie obliczonego przebiegu siły normalnej ze zmierzonym pokazuje dobrą zgodność. Charakter przebiegu oraz rząd wartości przewidziane zostały poprawnie. Największe różnice w wartościach widoczne są w momentach gdy osiągane są najwyższe wartości sił. W rozdziale 6. Znajdują się porównania wyników tego modelu dla innych sposobów ruchu.

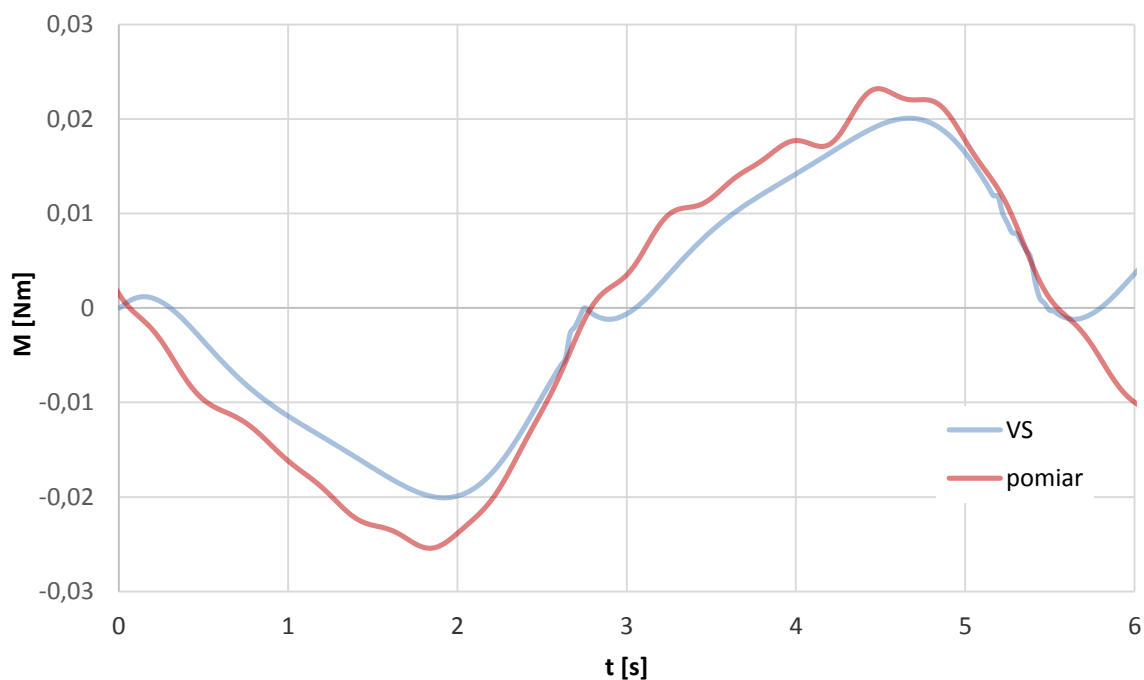


Rysunek 7.2-1 Kinematyka ruchu skrzydła

Na ich podstawie można stwierdzić, że ten sposób modelowania źle odwzorowuje zjawiska w punktach zwrotnych ruchu. Ponadto model nie jest w stanie odwzorować separacji wiru krawędzi natarcia, w związku z czym jego predykcje mogą być wiarygodne, gdy takie zjawisko nie występuje. Rysunek 6.3-9 przedstawia błędne przewidywania tej metody spowodowane zjawiskiem separacji LEV. Wykres 7.2-3 przedstawia porównanie momentu oporowego. Kształt przebiegu został odwzorowany poprawnie, wartości są jednak mniejsze o około 20%. Model oparty na metodzie pierścieni wirowych nie uwzględnia ruchu płynu wzdłuż rozpiętości, co jest przyczyną tej rozbieżności.



Rysunek 7.2-2 Porównanie składowej normalnej siły aerodynamicznej



Rysunek 7.2-3 Porównanie momentu oporowego

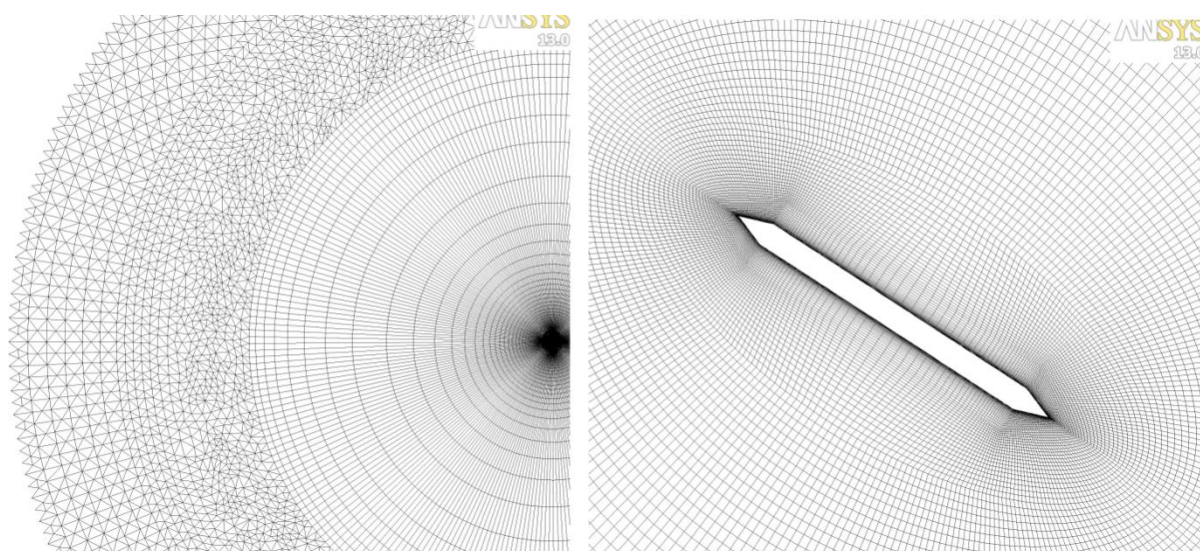
7.3 Model objętości skończonych 2D

7.3.1 Model obliczeniowy

Do przeprowadzenia dwuwymiarowej symulacji opływu skrzydła wykorzystano siatkę używaną wcześniej przez Instytut Maszyn Przepływowych w Gdańsku do symulacji zjawisk aeroelastycznych. Model stanowił przekrój płytki o grubości 4mm i długości cięciwy 45mm. Domena podzielona jest na trzy obszary, wewnętrzny z siatką strukturalną typu O-grid, środkowy z siatką strukturalną oraz zewnętrznej ulegającą dynamicznemu przesiatkowaniu podzieloną elementami trójkątnymi. Średnica domeny to 2600mm. Rysunek domeny znajduje się na ilustracji 7.3-1. Sprawdzone zostały dwa sposoby modelowania. W pierwszej kolejności ruch skrzydła został zasymulowany rozwiązując równania przepływowe bez modelowania turbulencji. W drugim podejściu wykorzystano model k-e (realizable) z wykorzystaniem funkcji ściany EWT (Enhanced Wall Treatment). Wprowadzenie modelu turbulencji ma na celu zmodyfikowanie wytlumienie pola wirowości i zmniejszenie energii wiru krawędzi natarcia. Uzyskiwane wartości Y^+ są poniżej 1, co umożliwia odwzorowanie profilu prędkości przy ścianie. Zastosowany został schemat dyskretyzacji drugiego rzędu względem przestrzeni oraz pierwszego względem czasu. Pozostałe ustawienia zostały zestawione w tabeli 7-1

Tabela 7-1. Schematy dyskretyzacji modelu

schematy dyskretyzacji przestrzeni	
gradient	Green-Gauss Cell based
ciśnienie	drugiego rzędu
pęd	drugiego rzędu
energia kinetyczna turbulencji	drugiego rzędu
szybkość dyssypacji turbulencji	drugiego rzędu



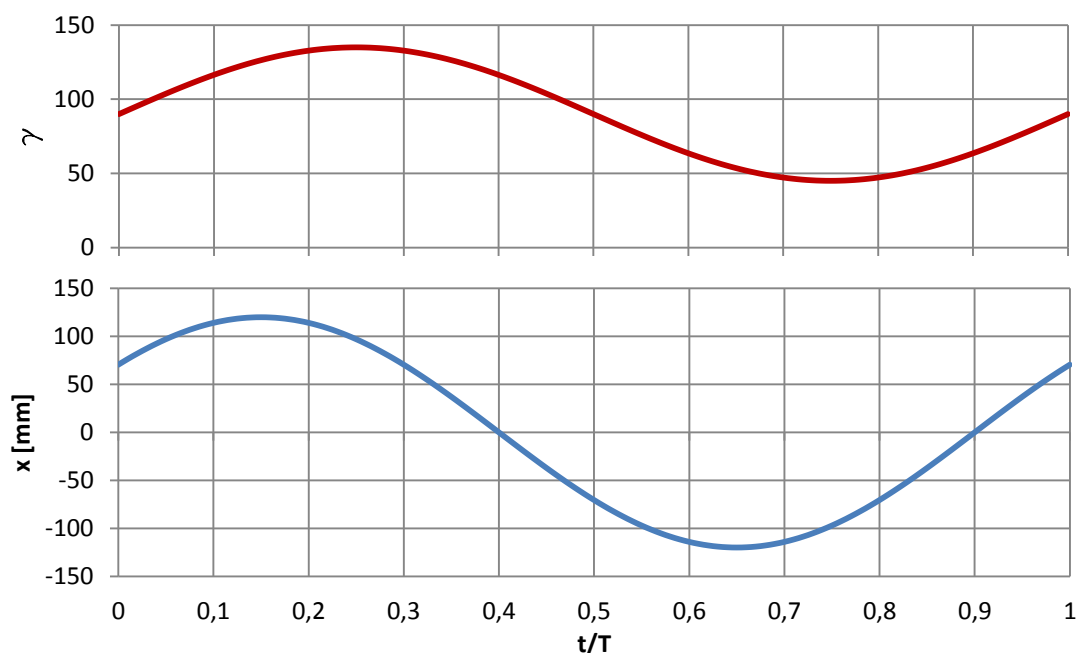
Rysunek 7.3-1. Siatka obliczeniowa

Amplituda oraz częstotliwość ruchu została określona w oparciu o parametry ruchu doświadczenia. Przyjęte zostało, że model dwuwymiarowy odwzoruje sekcje skrzydła leżącą w połowie odległości pomiędzy środkiem obrotu i końcówką skrzydła ($r=100\text{mm}$). Cięciwa skrzydła w tym miejscu wynosi 58mm. Stosunek długości przebytej podczas połowy cyklu

do cięciwy profilu wynosi 4,2. Liczba Reynoldsa dla przypadku dwuwymiarowego określana jest wyrażeniem:

$$Re_{2d} = \frac{v \cdot c}{\nu} = \frac{4 \cdot A \cdot f \cdot c}{\nu} \quad (7.1)$$

i dla tego przypadku wynosi 5077.

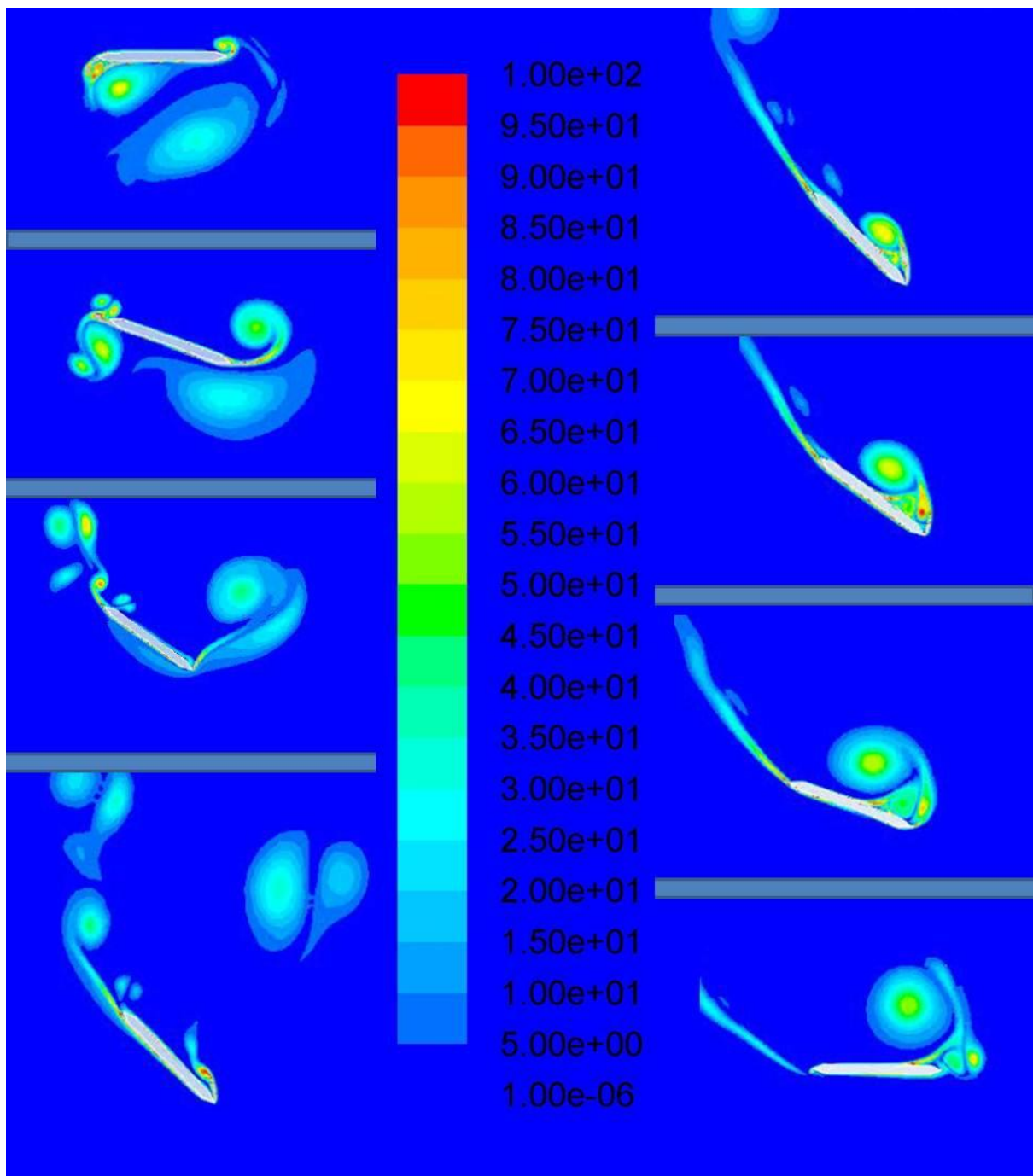


Rysunek 7.3-2 Kinematyka ruchu dla obliczeń dwuwymiarowych

7.3.2 Wyniki obliczeń

Na rysunku 7.3-3 oraz 7.3-4 przedstawione są mapy wirowości pola prędkości dla analizy bez modelowania turbulencji oraz z modelem k-e. Zestawione zostały kolejne kroki czasowe na przestrzeni połowy okresu (0,5T-T). Odpowiadają one drugiej połowie wykresu przedstawiającego przebieg siły nośnej. Pole prędkości wygenerowane przez bezpośrednie rozwiązanie równań Navier–Stokesa wykazuje bardzo silną niestabilność. Już tuż za punktem zwrotnym ($t=0,562tT$) obserwowane jest oderwanie wiru krawędzi natarcia. Wir pozostawiony w poprzednim półcyklu wzmaga generację wiru, w wyniku czego ten nowy jest większy i szybciej się odrywa. Nowy wir tworzy się dopiero w czwartej ćwiartce okresu, co przejawia się niskimi osiągam. Także ten nie utrzymuje się przy skrzydle, odrywa się zanim profil osiąga punkt zwrotny. Wyrywa przy tym płyn z warstwy przyściennej generując wir o przeciwnej cyrkulacji. W literaturze tego typu zjawisko nazywane jest chaosem wirowym. Ścieżka wirowa utrzymuje się na tyle długo, że skrzydło podczas ruchu powrotnego ponownie przez nią przechodzi. W efekcie cyrkulacja skrzydła jest nieprzewidywalna i niepowtarzalna. Skutkuje to bardzo nieregularnym przebiegiem sił aerodynamicznych (rys.7.2-4). Wprowadzenie do obliczeń modelu turbulencji poskutkowało diametralną zmianą pola wirowości. Pomimo, że generowane wiry osiągają podobną maksymalną wartość wirowości, ich wielkość jest znacząco mniejsza. Brak jest jakiegokolwiek separacji wiru krawędzi natarcia. Wraz ze spadkiem cyrkulacji skrzydła (prędkości ruchu

ciała). Oczywiście różnice są także na wykresie przebiegów zmian siły nośnej. Obciążenia wygenerowane podczas obliczeń z wykorzystaniem modelu turbulencji są około dwa razy większe.



Rysunek 7.3-3. Pole wirowości, model „laminarny”

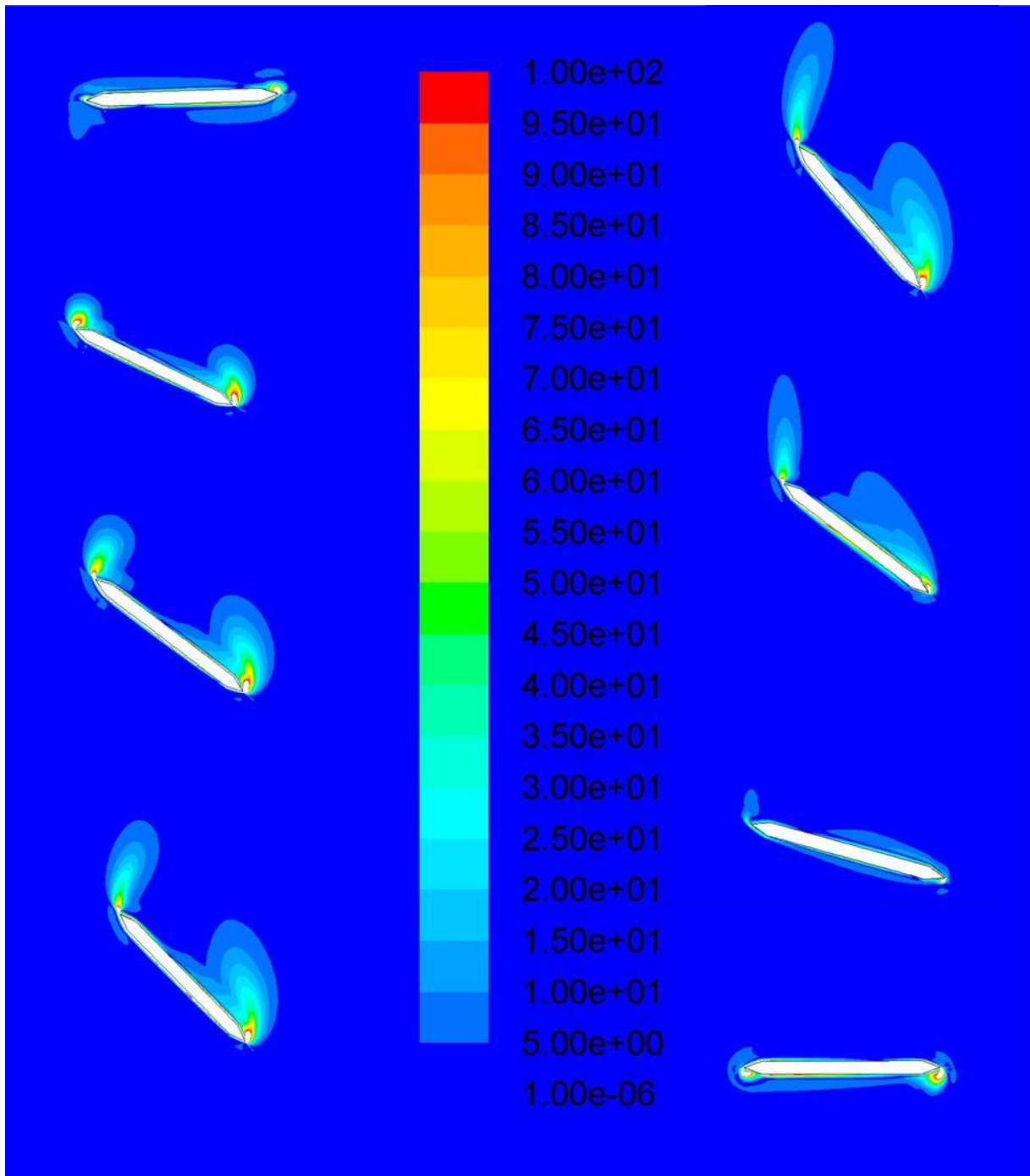
Efektom chaosu wirowego w rezultatach obliczeń „laminarnych” jest brak regularności w przebiegach sił. Dla porównania wyników obliczeń dwuwymiarowych z pomiarem oraz rezultatami obliczeń trójwymiarowych siłę nośną sprowadzono do bezwymiarowego współczynnika. Wyznaczony został zależnością:

$$Cn_{2d} = \frac{2 \cdot N}{\rho \cdot (2 \cdot \pi \cdot f \cdot \Phi_{2d})^2 c} \quad (7.2)$$

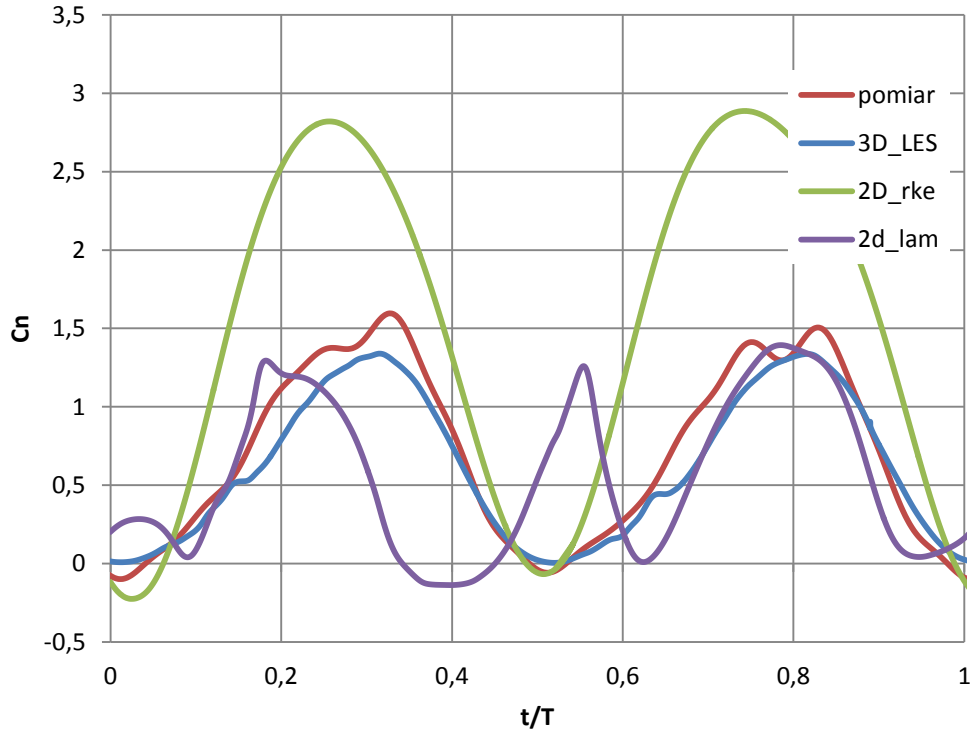
Ten sam współczynnik dla rezultatów trójwymiarowych wyznaczony został z wyrażenia:

$$C_n = \frac{2 \cdot N}{\rho \cdot (2 \cdot \pi \cdot f \cdot \Phi)^2 \int_{R_0}^{R_1} c \cdot r^2 dr} \quad (7.3)$$

Wyniki pomiarów w porównaniu z rezultatami modelu rke są także prawie dwukrotnie mniejsze. Zgadzają się jednak położenia maksimum. Dokładnie odwrotnie jest w przypadku modelu „laminar”, wartości są tego samego rzędu. Nie zgadza się jednak przebieg.



Rysunek 7.3-4 pole wirowości, model turbulencji realizabe k-e



Rysunek 7.3-5. Współczynnik siły nośnej, różne metody

7.3.3 Wnioski

Oba przypadki nie dają satysfakcjonujących wyników. Sprowadzenie obliczeń do przypadku dwuwymiarowego prowadzi do zaniedbania pewnych istotnych zjawisk. Analizy doświadczenia przedstawione w poprzednich rozdziałach pokazują trójwymiarowy charakter opływu skrzydła. Przede wszystkim wir krawędzi natarcia jest trójwymiarowy. Dwuwymiarowy model oparty na równaniach Navier–Stokesa nie jest w stanie odwzorować poprawnego pola wirowości. Uzupełnienie modelem turbulencji powoduje, że pole wirowości (opływ skrzydła) jest bardziej zbliżone do rozwiązania trójwymiarowego. Dzieje się tak dlatego, że wprowadzana jest dodatkowa lepkość turbulentna. Energia płynu jest intensywniej dosypywana. Wir nie jest w stanie rozwinąć się do dostatecznie dużych rozmiarów, aby się oderwać. Można to uznać za uproszczenie trójwymiarowego wiru. Energia nie jest unoszona wraz z płynem, lecz jest odbierana. Możliwe jest dopasowywanie modelu poprzez modyfikację wartości współczynników modelu tak, aby zmniejszać lub zwiększać wartość lepkości turbulentnej. Podejście takie jest jednak nie fizyczne. Sztucznie zostaje zwiększona dyfuzja kosztem konwekcji. Rzeczywistość numeryczna cechuje się znacznie mniejszą liczbą Reynoldsa.

7.4 Model 3D

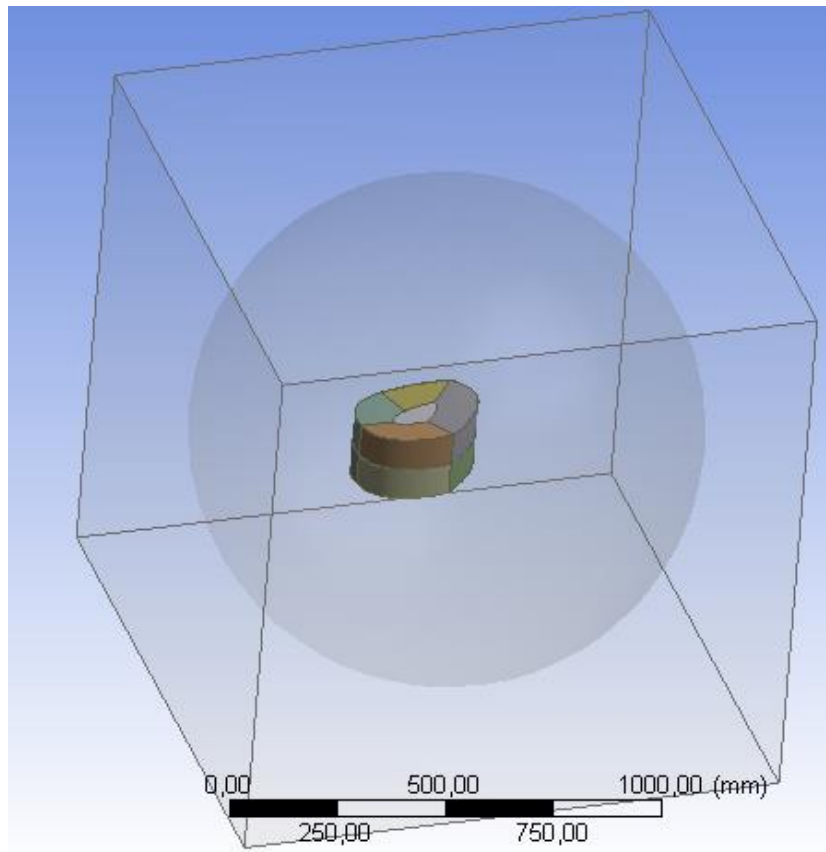
7.4.1 Model geometryczny i siatka obliczeniowa

Obszar obliczeniowy stanowił sześcian o krawędzi 1300mm. Przestrzeń obliczeniowa podzielona została na 16 podobszarów. Najbardziej zewnętrzny podzielony został na elementy czworościenne (tetrahedra), które ulegały przesiatkowaniu w każdym kroku

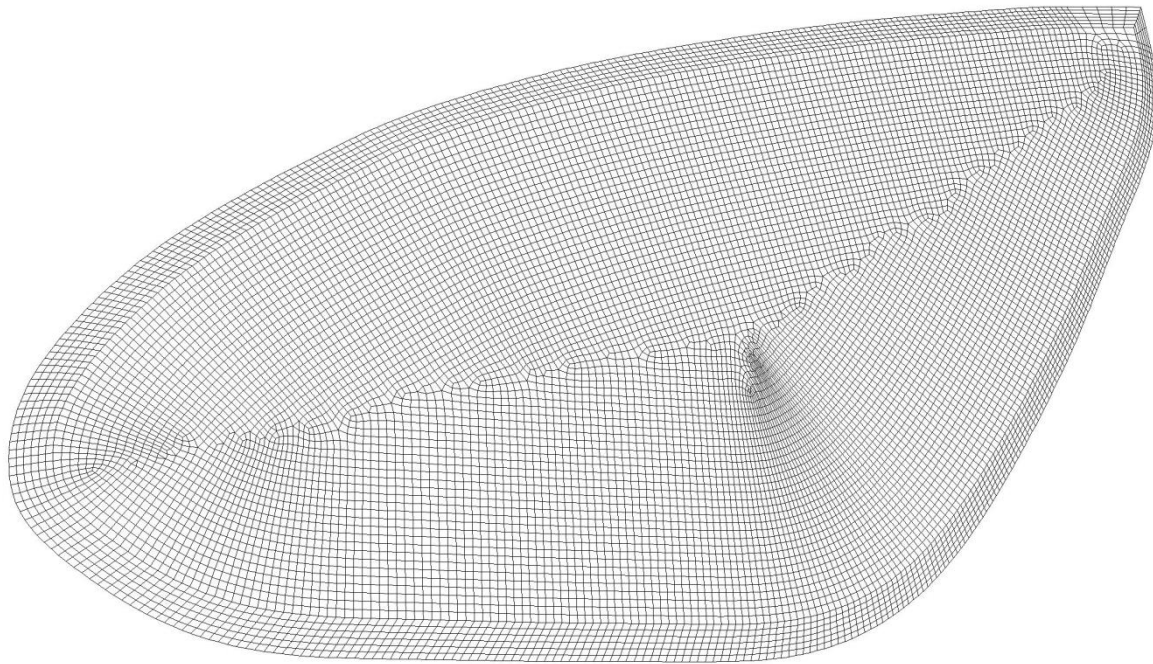
czasowym. Na brzegach obszaru zadano warunek zerowej prędkości. Wewnątrz znajdował się kulisty obszar o promieniu 600mm, który obracał się tak, jak skrzydło. Obszar ten również podzielony został tym samym sposobem. W środku kuli znajdowała się wolna przestrzeń odwzorowująca bryłę skrzydła. Skrzydło obudowano obszarami, które zostały podzielone elementami czworościennymi, utworzonymi poprzez „wyciąganie”. W tych obszarach siatka została zagęszczona, aby dokładniej odwzorowywać zjawiska wirowe wokół skrzydła. Przy pomocy algorytmu siatkującego utworzony został model dyskretny ze skrzydłem w punkcie startowym. Początkowe położenie skrzydła znajdowało się w punkcie skrajnym.

Sprawdzone zostały dwa stopnie uproszczenia modelowania skrzydła. Początkowo skrzydło było płaską płytką o grubości 4mm, bez fazowań na krawędziach natarcia i spływu. W drugim podejściu odwzorowane zostały także fazowania. Kształt skrzydła został praktycznie w pełni odwzorowany. Nie odwzorowano robota poruszającego skrzydłem.

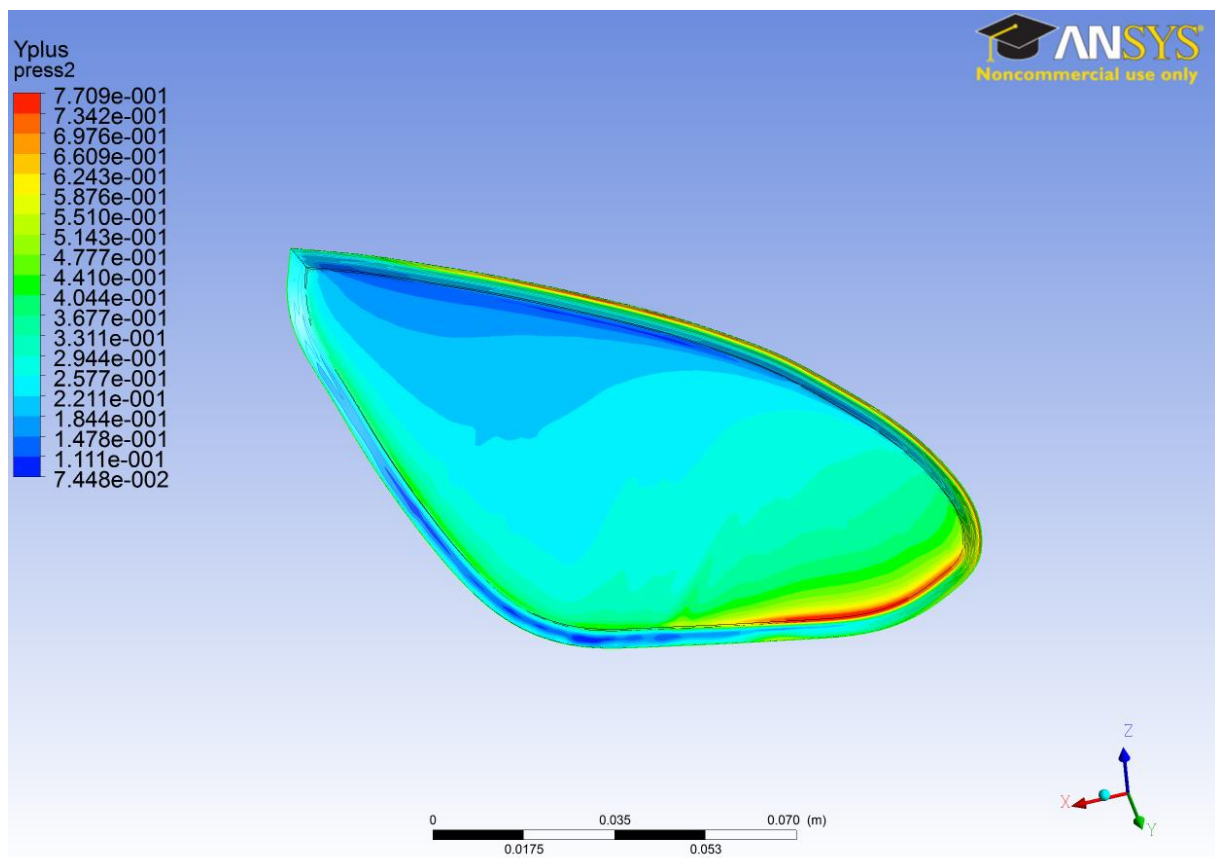
Łącznie sprawdzone zostały trzy różne domeny obliczeniowe, które różniły się między sobą wysokością pierwszej komórki oraz stopniem uproszczenia geometrii. Zestawienie różnic przedstawione zostało w tabeli 7-2:



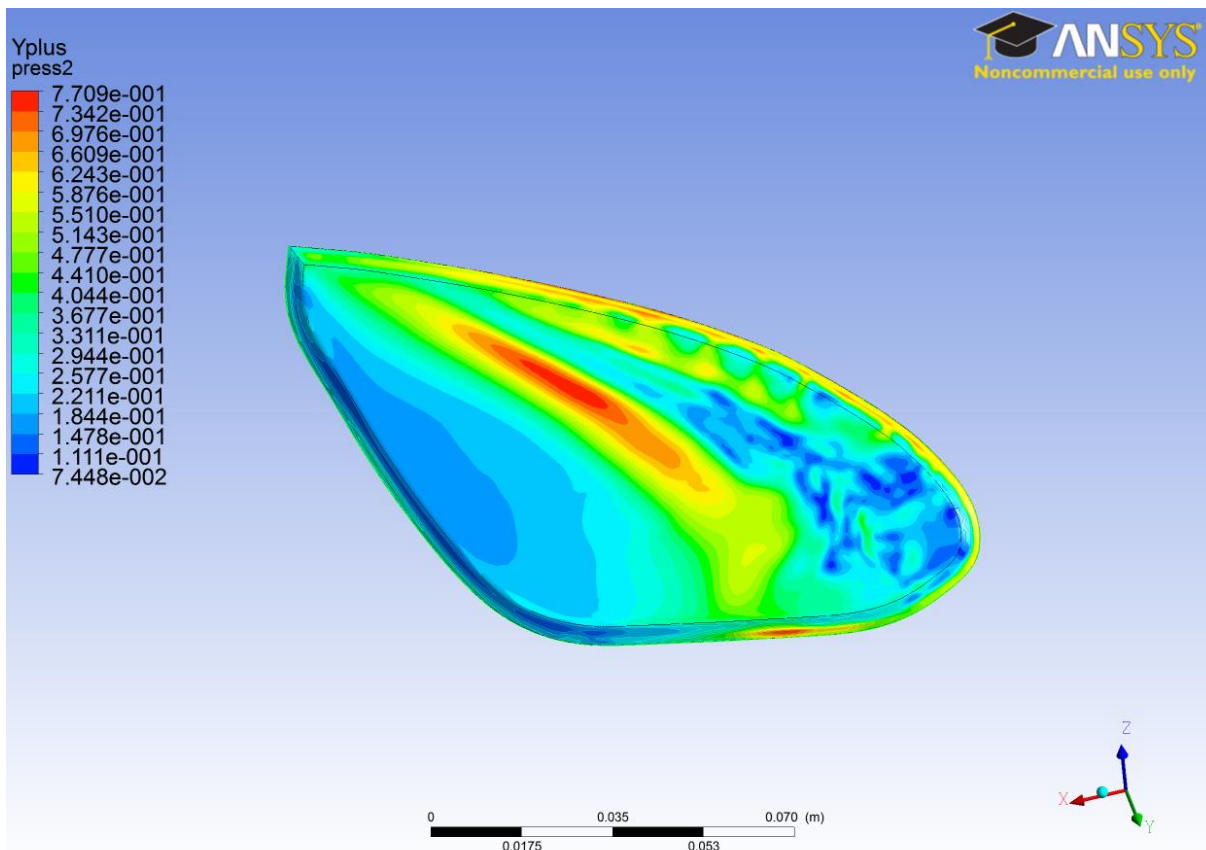
Rysunek 7.4-1. Domena obliczeniowa



Rysunek 7.4-2. Siatka na ścianie skrzydła



Rysunek 7.4-3. y^+ na spodniej stronie skrzydła podczas ruchu z największą prędkością



Rysunek 7.4-4. y^+ na górnej stronie skrzydła podczas ruchu z największą prędkością

Tabela 7-2. Różnice w budowie siatek obliczeniowych

siatka	y	fazowanie krawędzi	ilość elementów
s1	0,64mm	nie	1672530
s2	0,0762	nie	4439306
s3	0,0326mm	tak	9579628

Siatki uszeregowane zostały w kolejności od najbardziej zgrubnej do najbardziej gęstej. Pierwsza kolumna zawiera wysokość pierwszej komórki przy ścianie skrzydła. Wartość ta wpływa bezpośrednio na y^+ , która zdefiniowana jest zależnościami:

Na rysunkach 7.3-3, 7.3-4 pokazane zostały wartości y^+ na obu stronach skrzydła w chwili czasu odpowiadającej największej prędkości ruchu dla siatki s3. wartości w żadnym miejscu, ani momencie nie przekroczyły wartości 1. Oznacza to, że zagęszczenie siatki w pełni pozwala na wyznaczenie profilu prędkości w bezpośrednim sąsiedztwie ściany. Pierwsze elementy siatki znajdują się w podwarstwie lepkiej. Odmiennie sytuacja przedstawia się dla siatki s1, której pierwsze elementy znajdują się już w warstwie buforowej.

7.4.2 Ustawienia solvera

W obu modelach dwu i trójwymiarowych zastosowano solver niestacjonarny bazujący na polu ciśnienia (pressurebased). Włączona została opcja dynamiczny mesh, która pozwala na modyfikację geometrii. W tym przypadku ta funkcja umożliwiła obracanie całą domeną,

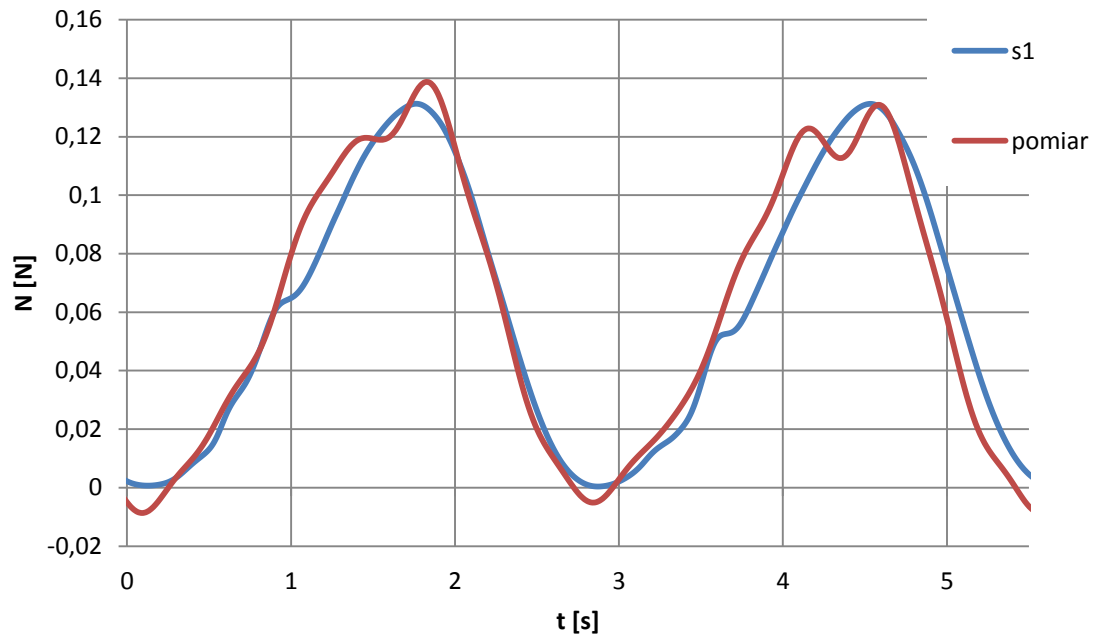
co odzwierciedlało ruch skrzydła. Ruch skrzydła stanowił obrót wokół dwóch osi. Obracana była cała domena. Zamodelowany został ruch sinusoidalny, którego kinematyka opisana została w poprzednich rozdziałach. Ruch zadany został za pomocą skryptu, funkcji użytkownika (UDF), która opisuje zmianę prędkości obrotowej skrzydła względem osi Z (ruch względem średniej płaszczyzny ruchu) oraz względem osi zmiany kąta nastawienia która przemieszczała się po płaszczyźnie XY (jednoczesny obrót względem obu osi x i y). W obliczeniach wykorzystany został schemat rozwiązania „simple”. Dyskretyzacja względem pędu oraz czasu była pierwszego rzędu, natomiast względem ciśnienia drugiego. Gradient wyznaczany był przy pomocy schematu najmniejszych kwadratów. Sprawdzone zostały dwa podejścia obliczeniowe, pierwsze z wykorzystaniem modelu laminarnego. W drugim podejściu przeprowadzono analizę typu LES (Large Eddy Simulation), która najmniejsze wiry modeluje w postaci lepkości turbulentnej. Użyty został podstawowy dostępny model: Smagorinsky–Lily.

Początkowo prowadzone były obliczenia z wykorzystaniem solvera laminarnego. Krok czasowy wynosił 0.005s. W momencie uzyskania zbieżności rozwiązania, czyli wartości resztkowych na ustalonym poziomie (pęd 10^{-4} , prędkość 10^{-6}) oraz nieróżniących się między okresami przebiegów sił aerodynamicznych solver został przełączony na LES. W ten sposób uzyskano szybszą zbieżność rozwiązania. Zmieniony został także krok czasowy na 0.001s.

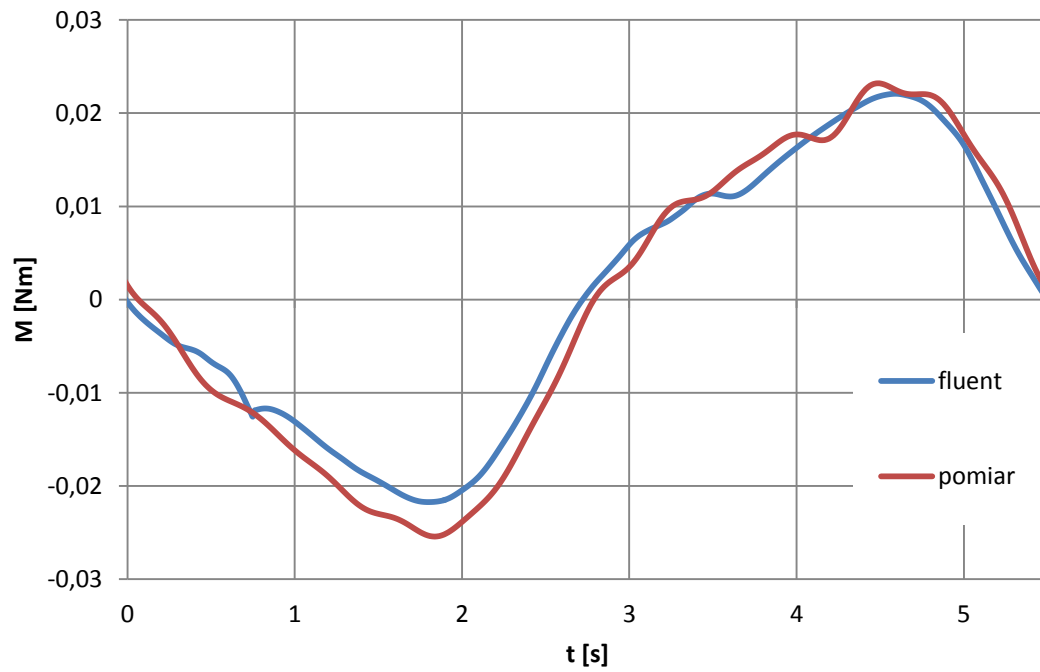
7.4.3 Analiza wyników

Na ilustracjach 7.4-5, do 7.4-8 przedstawiono zestawienie przebiegów siły nośnej oraz momentu oporowego przewidzianych przez modele CFD oraz danych doświadczalnych. Wykresy 7.4-5 oraz 7.4-6 przedstawiają wyniki wygenerowane z wykorzystaniem najgorszej siatki (s1). Porównanie siły nośnej wykazuje dobrą zbieżność. Maksymalna rozbieżność między wynikami w trakcie całego okresu to 16%. Jest to mała wartość szczególnie, że modelowane zjawisko jest dynamiczne i nie jest całkowicie powtarzalne, co zostało pokazane w rozdziale poświęconym analizie danych eksperymentalnych (rozdział 5.). Podobnie sytuacja się kształtuje względem momentu oporowego.

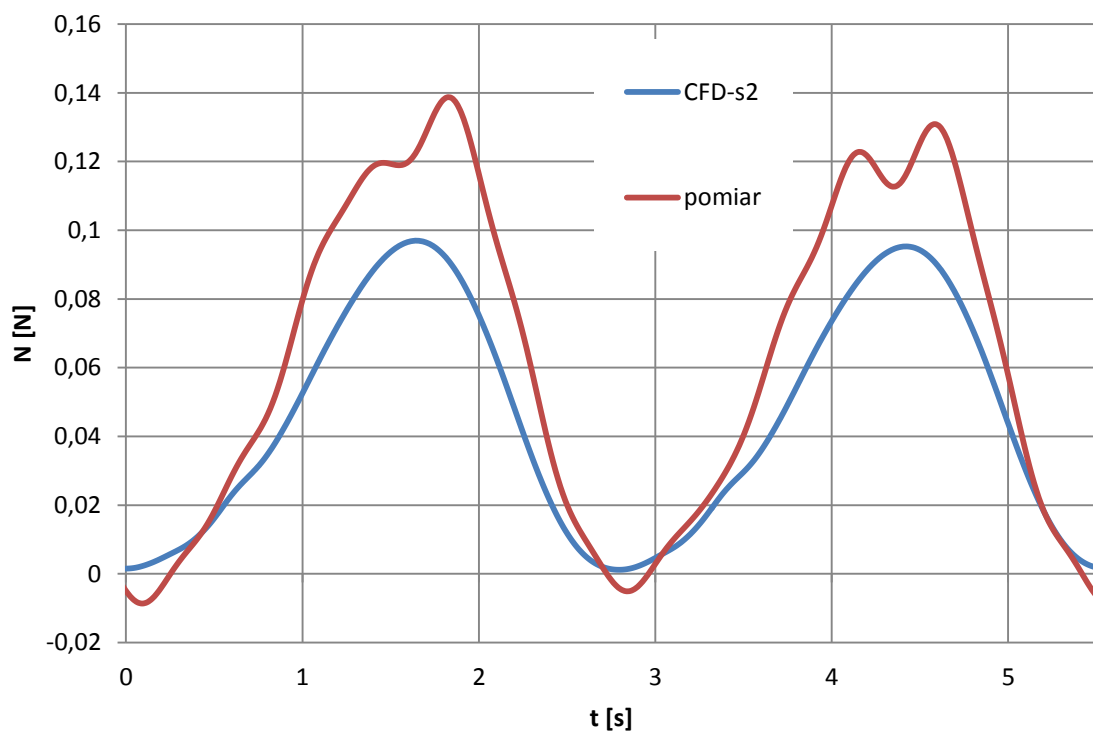
Na podstawie analizy wyników z pozostałych dwóch siatek s2 s3 (wykresy 7.4-5, 7.4-7) wynika, że dalsze zmniejszenie wartości bezwymiarowej odległości pierwszej komórki do ściany (y^+) nie przyczyniło się do poprawy wyników. Doprowadziło wręcz do większej rozbieżności między nimi. Wartości wyliczone są wyraźnie niższe. Siła nośna wygenerowana przez model s3 jest 1,15 razy mniejsza niż wynik doświadczenia. Ta sama wielkość uzyskana przy pomocy siatki s2, która odzwierciedlała skrzydło bez ostrych krawędzi natarcia i spływu jest mniejsza nawet 1,25 razy. Mały wpływ wywarło wprowadzenie modelu turbulencji. Dla najbardziej zaawansowanej siatki przeprowadzono także obliczenia LES (Large Eddy Simulation). Porównanie sił i momentów nie wykazuje znaczącej różnicy.



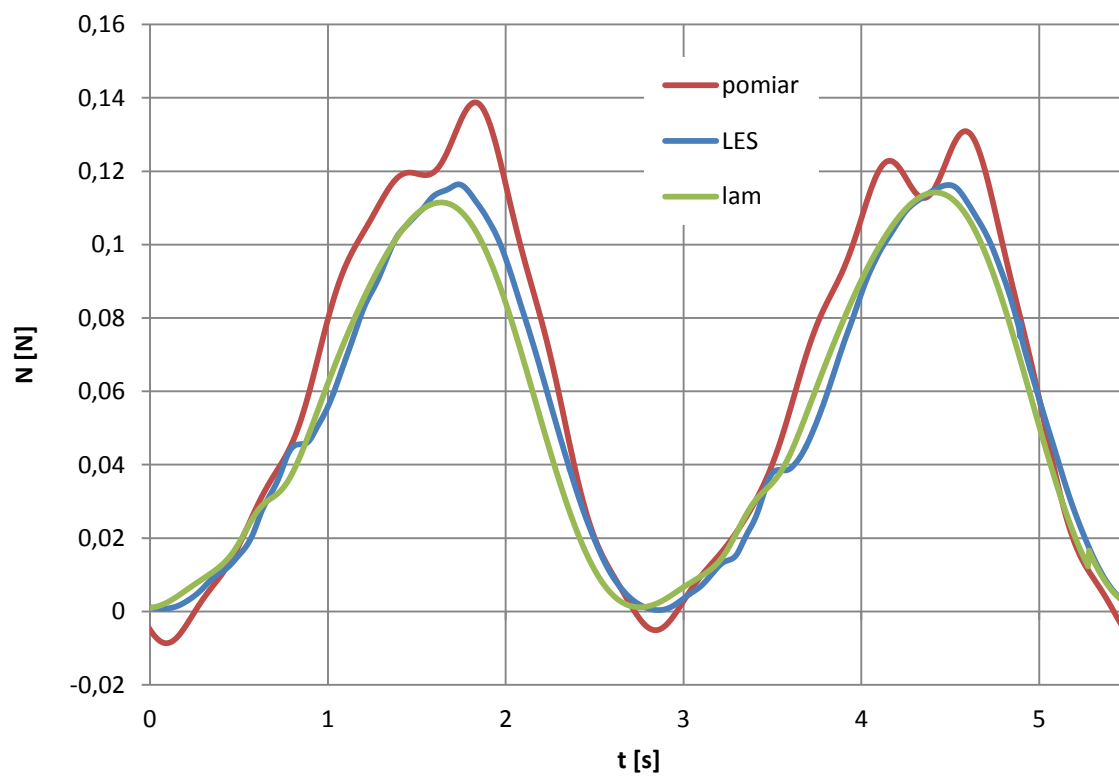
Rysunek 7.4-5. Siła normalna dla siatki s1.



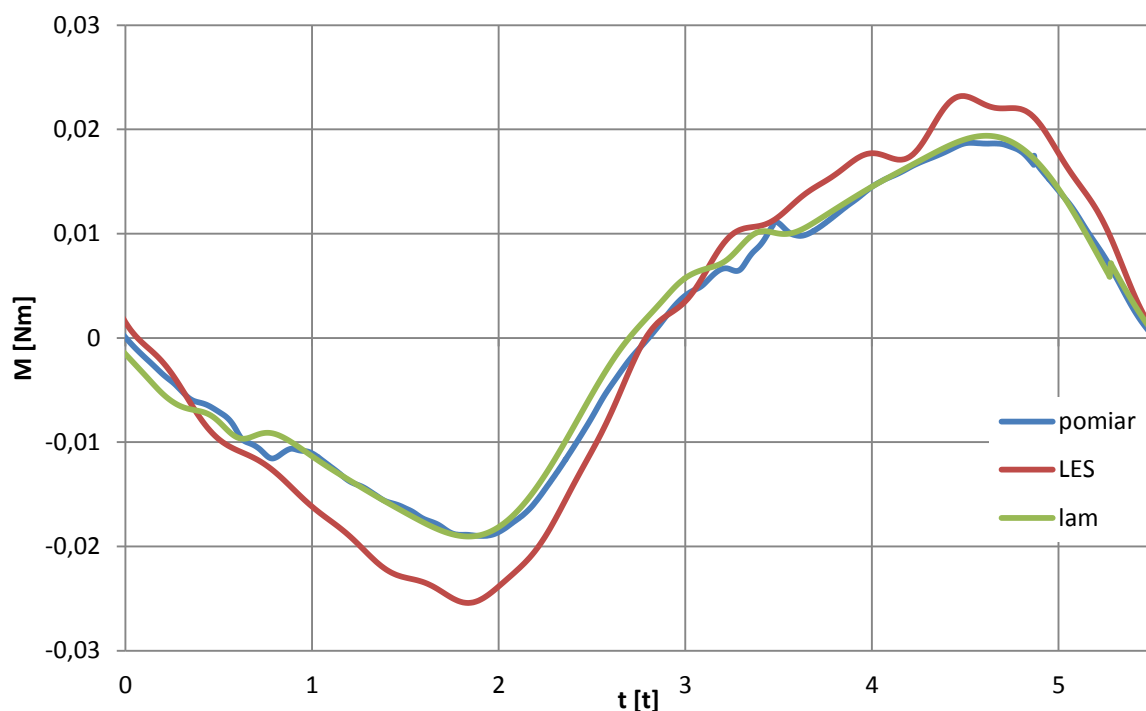
Rysunek 7.4-6. Moment oporowy dla siatki s1



Rysunek 7.4-7 Przebieg siły normalnej dla siatki s2



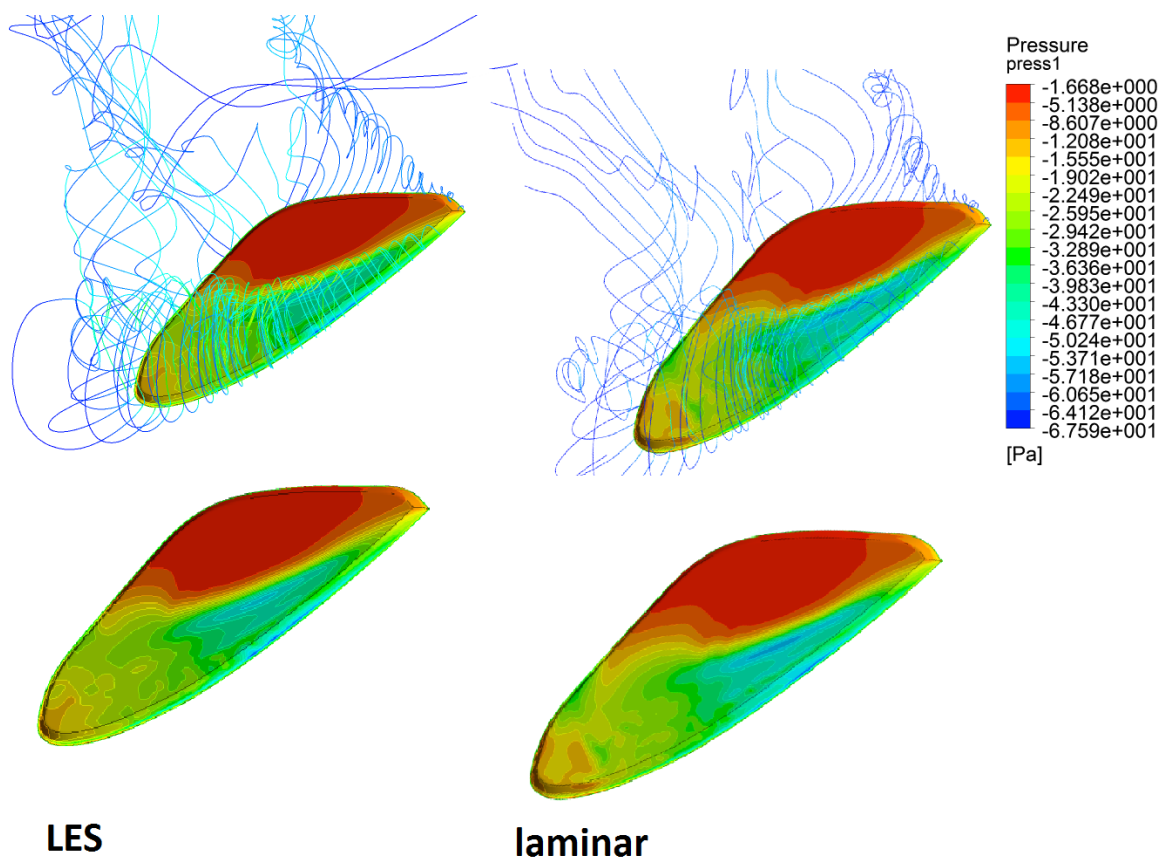
Rysunek 7.4-8.Przebieg siły normalnej dla siatki s3



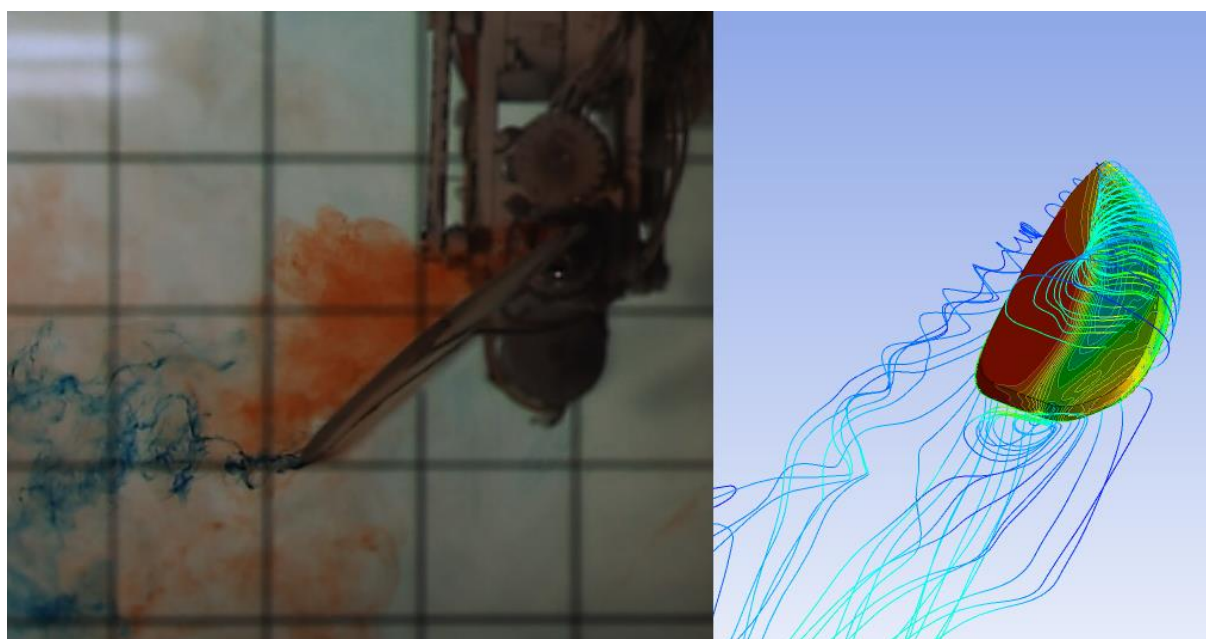
Rysunek 7.4-9.Przebieg momentu oporowego dla siatki s3

Na ilustracji 7.4-10 przedstawione zostało porównanie pola ciśnienia statycznego na górnej powierzchni skrzydła. Obrazy zostały wykonane dla chwili czasowej $0,28T$. Górne dwie ilustracje zawierają dodatkowo wykreślone linie prądu przechodzące przez krawędź skrzydła. Porównanie rezultatów obu podejść wykazuje duże podobieństwo zarówno w zakresie map synoptycznych, jak i linii prądu. Na obu rysunkach wyraźnie widoczny jest radialny obszar niskiego ciśnienia spowodowany obecnością wiru krawędzi natarcia. Ciśnienie drastycznie zaczyna rosnąć w odległości $2/3$ rozpiętości skrzydła od jego nasady. Świadczy to o oderwaniu wiru od powierzchni skrzydła. Wizualizacja linii prądu wyraźnie pokazuje jego obecność oraz zachowanie. Wir zaczyna się tworzyć już u nasady skrzydła, gdzie prędkość opływu jest relatywnie mała. Płyn po przejściu na stronę niskiego ciśnienia zaczyna przemieszczać się wzdłuż rozpiętości skrzydła na skutek zasady zachowania momentu pędu (siły odśrodkowej). Dzięki temu płyn stale jest odprowadzany, a wir pozostaje stabilny. Przemierzając się ku końcówce skrzydła stopniowo oddala się od powierzchni skrzydła, co skutkuje spadkiem podciśnienia. Końcówka skrzydła znajduje się w strefie ciśnienia wysokiego. Rdzeń wiru mija ją, schodzi ze skrzydła na mniejszym promieniu. Pozostała część skrzydła objęta jest strefą relatywnie wysokiego ciśnienia. Mimo to, panuje na tym obszarze podciśnienie. Na ilustracji 7.4-11 przedstawione zostało porównanie wyników obliczeń CFD w postaci mapy ciśnienia oraz linii prądu z wizualizacją barwną w tym samym punkcie czasowym. Na ilustracji 7.4-12 przedstawione zostały analogiczne zestawienia dla innych chwil w przeciągu połowy okresu. Zobrazowana w ten sposób została historia istnienia tworów wirowych wokół skrzydła. Pierwsza z ilustracji $t=0T$ pokazuje początek ruchu. Pole wirowe wytworzone w poprzednim zostaje wygaszone. Druga $t=0,1T$ pokazuje początek generacji nowego wiru krawędzi natarcia. Zarówno wizualizacja, jak i symulacja CFD pokazuje podobne zachowanie płynu w rejonie krawędzi natarcia. Barwnik wizualizacyjny upuszczany był punktowo z jednego otworu. Linie prądu w doświadczeniu numerycznym miały źródło na krawędzi natarcia. Rozmieszczone były równomiernie po obwodzie. Linie prądu spływające ze skrzydła (krawędź spływu) początkowo są równoległe do powierzchni skrzydła. W odległości około 1cm ulegają odchyleniu. Na rysunku $t=0,16T$ linie prądu

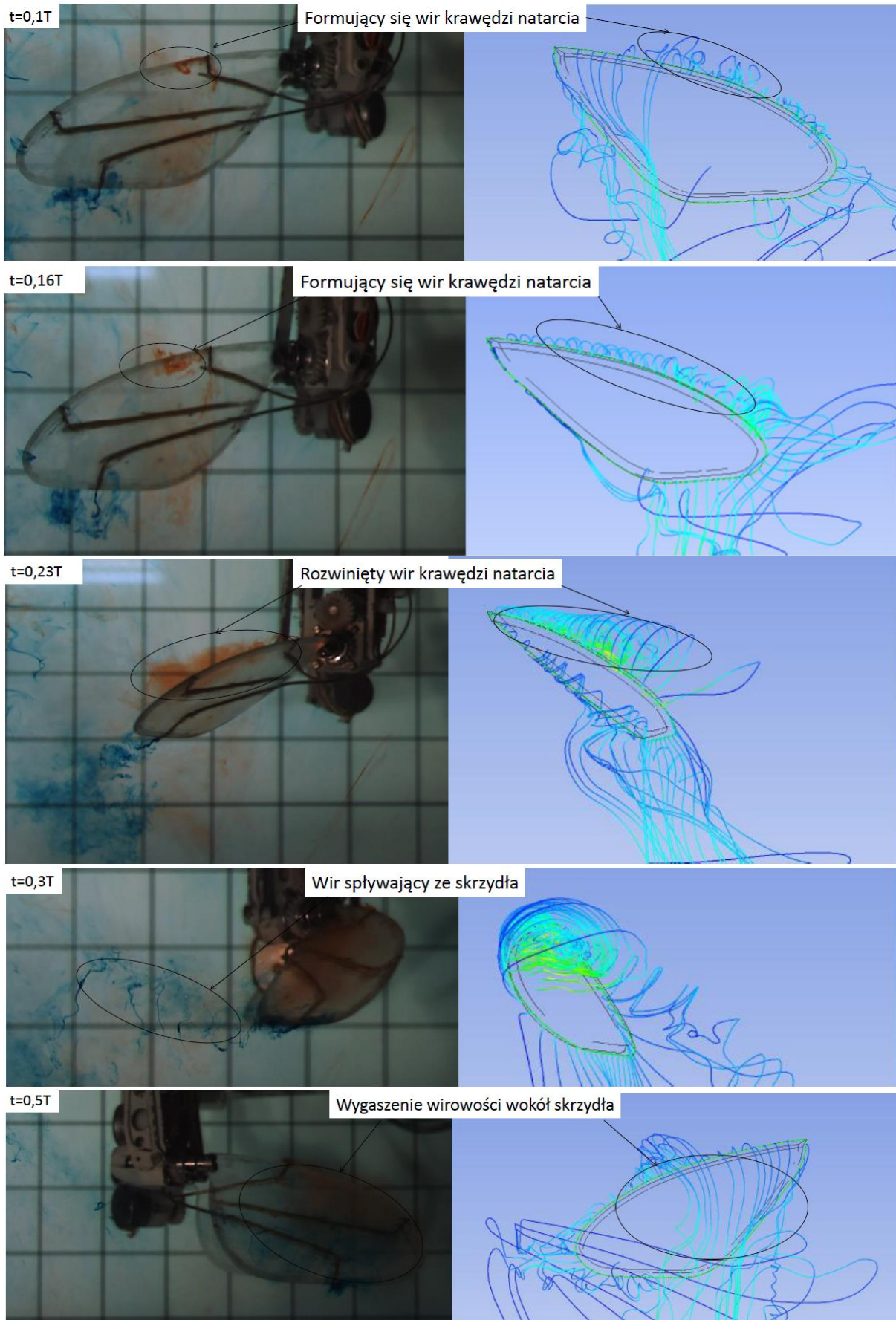
wychodzące z krawędzi spływu modelu CFD przestają się pokrywać z obrazem doświadczenia.



Rysunek 7.4-10. Porównanie pola ciśnienia na górnej stronie skrzydła dla modelu LES i laminarnego



Rysunek 7.4-11. Porównanie wizualizacji barwnej z liniami prądu CFD ($t=0,28T$)



Rysunek 7.4-12. Porównanie wizualizacji z liniami prądu CFD w różnych fazach ruchu

CFD przewiduje sphywanie plynu w dól. Doświadczzenie pokazuje wirowe zachowanie się plynu, tworzy coś na kształt wiru startowego. Wir krawędzi natarcia jest odwzorowany poprawnie. Linie prądu pokazują wzrost jego wielkości, co pokrywa się z wizualizacją. Obie strony w chwili $t=0,23T$ pokazują dobrą zgodność. Po obu stronach widoczny jest w pełni rozwinięty, nie oderwany wir krawędzi natarcia. Ślad aerodynamiczny pozostawiany przez skrzydło ma podobny kierunek. W doświadczeniu pole prędkości pozostawiane za skrzydłem cechuje wyraźnie wyższa turbulencja. Barwnik szybko miesza się z wodą tworząc nie wyraźną chmurę. Model LES pokazuje proste linie prądu. Kolejnym punktem w czasowo chronologicznej kolejności jest rysunek 7.4-11. Przedstawia on rezultaty dla względnej chwili $0,28T$. Wir krawędzi natarcia jest w pełni rozwinięty, obejmuje całą krawędź natarcia. Barwnik wypuszczany z krawędzi sphywu zdają się formować gubiony na końcówce skrzydła wir krawędzi natarcia. CFD nie odwzorowuje tego fenomenu tylko kilka linii cechuje się wirowością. Nawet większą rozbieżność zauważa się w kolejnej uchwyconej chwili ($t=0,3T$). Prawdopodobnie model numeryczny przewiduje oderwanie wiru wcześniej (bliżej krawędzi natarcia) niż jest w rzeczywistości. W efekcie LEV pozostawiany jest wyżej niż ślad gubiony za krawędzią natarcia i nie oddziałuje tak mocno jak jest to widoczne w doświadczeniu (barwnik wypuszczony z krawędzi sphywu zostaje uniesiony ku górze).

7.4.4 Dyskusja wyników

Wyniki analizy CFD nie są w pełni satysfakcjonujące. Wprawdzie uzyskana została dobra zgodność wyników, lecz na siatce, która nie jest w stanie w pełni poprawnie przewidzieć profilu prędkości przy ścianie (zbyt mała rozdzielczość). Można więc przypuszczać, że zbieżność może być dziełem przypadku, a nie poprawności analizy. Porównanie rozwiązań przeprowadzonego na siatce gęstej przy ścianie, lecz dla różnych modeli (laminarny oraz LES) w praktyce nie wykazuje różnicy. Możliwe są dwie przyczyny. Siatka może się cechować na tyle dużą gęstością, że przeprowadzona analiza jest w praktyce DNS. Zgodnie z ideą metody LES wszystkie twory wirowe, które są większe od siatki są obliczanie numerycznie, natomiast to, co jest mniejsze modelowane. W przypadku dostatecznie dużej siatki (małych elementów), nic nie zostanie zamodelowane, lecz rozwiązane. Jest to równoznaczne z analizą DNS. Warunkiem jednak jest odtworzenie najmniejszych wirów wielkości równej skali Kolmogorova. Przyjmując, że skala dużych wirów jest równa wielkości wiru krawędzi natarcia można zgrubnie wyznaczyć skalę tych najmniejszych:

$$\eta = \left(\frac{\nu^3}{\varepsilon} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7.4)$$

gdzie: $\varepsilon \propto \frac{U^3}{L}$ jest szybkością dyssypacji energii, U prędkością plynu, a L skalą dużych wirów.

Przyjmując wartość prędkości plynu za maksymalną prędkość końcówki skrzydła (0,23m/s) oraz za L wielkość wiru krawędzi natarcia (20mm) wielkość najmniejszych wirów wynosi 0,036mm. Wielkość komórki jest znacznie większa (0,8mm). Fakt ten obala pierwszą hipotezę. Druga możliwość wytłumaczenia daje fakt zastosowania schematu dyskretyzacji niskiego rzędu (drugiego dla przestrzeni oraz pierwszego względem czasu). Takie zgrubne wyznaczenie pochodnych jest źródłem sztucznej lepkości numerycznej. Przy stosunkowo gęstej siatce lepkość turbulentna wyliczana w ramach modelu może okazać się mała

w stosunku do tej numerycznej. Zmiana modelu wywarłaby wówczas znikomy wpływ na rezultaty.

Obiektywnie oceniając trójwymiarowa analiza CFD dała interesujące wyniki, które mogą okazać się cenne podczas projektowania. Nie udało się jednak uzyskać w pełni zadowalających wyników. Przedstawioną powyżej analizę należałoby potraktować jako kolejne przybliżenie po analizach wykorzystujących metody potencjalne. Wykorzystane komercyjne oprogramowanie nie posiadało zaimplementowanych schematów dyskretyzacji wysokiego rzędu. Dopóki w tego typu analizie nie zostaną użyte dokładniejsze schematy, nie ma sensu modelowanie turbulencji, które wydłuża czas obliczeniowy. Analizę należy traktować jako zgrubną.

8 Podsumowanie

8.1 wnioski końcowe

Przedmiotem rozprawy doktorskiej było sprawdzenie możliwości budowy entomoptera w autorskim układzie konstrukcyjnym. Należało sprawdzić, czy obiekt będzie zdolny do swobodnego lotu oraz jaka będzie jego efektywność. Do realizacji analizy wykorzystano metody doświadczalne wspomagane analizami numerycznymi. W ramach pracy zaprojektowano oraz zbudowano robot, który posłużył jako obiekt modelowy. Opracowany został system sterowania nim oraz program przetwarzający wyniki pomiarów. Osiągi entomoptera wyznaczone zostały w oparciu o zmierzone obciążenia aerodynamiczne wygenerowane przez robot w tunelu wodnym. Do oceny własności lotnych zbudowany został model numeryczny opierający się na wynikach doświadczalnych pozyskanych w tunelu wodnym. Badania podzielone zostały na trzy etapy: wstępne, właściwe oraz szczegółowe. W każdym etapie następowało doprecyzowanie i jednocześnie zawężanie obszaru badań.

W trakcie badań wstępnych sprawdzono jak podstawowe parametry wpływają na generowane siły. Na ich podstawie określona została amplituda ruchu głównego skrzydeł. Badania wykazały, że dla rozważanych warunków wzrost amplitudy wpływa korzystnie. Na tej podstawie zdecydowano się na zawężenie obszaru badań. Założono, że napęd entomoptera oparty będzie na układzie korbowym, który realnie pozwala na kątowny zakres ruchu skrzydeł rzędu 140° . Kolejne badania prowadzone były w oparciu o to założenie. Ruch skrzydeł robota doświadczalnego w zakresie zmian kąta azymutalnego był odwzorowaniem tego zaproponowanego dla obiektu rzeczywistego. Sprawdzono także jak wpływa zmiana liczby Reynoldsa na bezwymiarowe współczynniki obciążeń aerodynamicznych. Okazało się, że w rozważanym zakresie można przyjąć stałe wartości. Wpływ liczby Reynoldsa nie został zaobserwowany. Fakt ten bardzo uprościł późniejsze modelowanie ruchu obiektu rzeczywistego.

Badania właściwe polegały na wyznaczeniu osiągow entomoptera dla różnych sposobów zmian kąta nastawienia skrzydła. Przeprowadzono cykl badań polegający na pomiarach sił i momentów hydrodynamicznych podczas pracy urządzenia badawczego realizującego różne kinematyki ruchu. Wyniki pomiarów przeliczone zostały do warunków lotu obiektu rzeczywistego. Znow zawężono obszar badań. Wybrany został sposób zmiany kąta nastawienia, który wykorzystano podczas symulacji lotu swobodnego. Analiza pozwoliła jednocześnie wyznaczyć pobór mocy obiektu rzeczywistego, który ma kluczowe znaczenie dla oceny przydatności statku powietrznego.

Prace dowodzące tezę główną zamykają badania szczegółowe. W ich ramach zbudowano autorski model aerodynamiki obiektu wykorzystujący wyniki pomiarów statycznych oraz dynamicznych. Następnie opracowano program symulujący lot swobodny obiektu w oparciu o wspomniany model. Pozwoliło to na przebadanie własności dynamicznych obiektu. Zweryfikowano, czy założony sposób stabilizacji jest wystarczający. Ponadto wyznaczono rzeczywistą moc jaką entomopter będzie zużywał do wykonania zawisu.

W wyniku badań otrzymana została trajektoria ruchu skrzydeł, która pozwoli spełnić założone wymagania projektu. Praca badawcza wykazuje jednoznacznie, że z punktu widzenia aeromechanicznego wykonanie takiego obiektu jest możliwe przy wykorzystaniu powszechnie dostępnej technologii. Z aerodynamicznego punktu widzenia zapotrzebowanie na moc, które wykazała symulacja lotu okazuje się być wystarczająco małe, aby efektywne działanie entomoptera było możliwe. Minimalny średni pobór mocy obiektu o masie 10g wyniósł 0,84W, co w odniesieniu do dzisiejszych możliwości technologicznych w rozumieniu ogniw oraz silników elektrycznych, nie jest wygórowaną wartością. Co więcej, analiza stacjonarnych wyników wykazuje wartości znacząco mniejsze, nawet o około 50% (0,4W).

Oznacza to, że bardzo duże znaczenie dla osiągnięć odgrywa sposób sterowania. Porównanie mocy entomoptera z rzeczywistym poborem mocy śmigłowca wykazuje, że wartości te są porównywalne (0,54W), pod warunkiem idealnego wykorzystania siły nośnej obiektu. Przy takim założeniu obiekt mógłby być nawet bardziej efektywny od układu konwencjonalnego.

Entomopter posiada jedną bardzo istotną zaletę, która może okazać się decydująca w wyborze układu aerodynamicznego statku powietrznego. Układ jest bardzo odporny na wszelkie zaburzenia w polu prędkości (turbulencje). Zarówno testy symulujące lot postępowy z dużymi kątami natarcia, jak i próby dynamiczne, podczas których opływ skrzydeł zmieniał się znacząco, nie ujawniły żadnych problemów polegających na nieoczekiwanych, gwałtownych zmianach sił aerodynamicznych. Można więc się spodziewać, że sztuczny obiekt będzie latał w zaburzonej atmosferze równie sprawnie, co owady.

Przeprowadzone prace badawcze ujawniły jednocześnie pojawienie się pewnych problemów. Trudne w praktyce okaże się wysterowanie obiektu w sposób gwarantujący efektywne wykorzystanie sił aerodynamicznych. Ruch oscylacyjny skrzydeł powoduje obracanie obiektu, w efekcie część siły znosi się zmniejszając efektywną siłę nośną. Innym napotkanym problemem jest zapewnienie stateczności obiektu. Projekt zakładał, że statek powietrzny będzie sterowany tylko poprzez zmianę pochylenia średniej płaszczyzny ruchu oraz częstotliwość trzepotania. W efekcie układ staje się silnie nieliniowy, co może uniemożliwiać jego stabilizację opartą na klasycznych metodach lub prowadzić do trudności w precyzyjnym sterowaniu.

Celem pobocznym niniejszej pracy było sprawdzenie przydatności różnych metod modelowania aerodynamiki trzepoczących skrzydeł. Problem jest niezwykle istotny z inżynierskiego punktu widzenia. Testy doświadczalne są bardzo czasochłonne, przez co również kosztowne. Dla potrzeb projektowania konieczne są narzędzia analityczne, które będą w stanie zastąpić próby doświadczalne w początkowym stadium projektu. W ramach pracy sprawdzone zostały dwa podejścia CFD oraz znacznie prostsza metoda panelowa.

Dla potrzeb rozprawy napisany został program obliczający obciążenia aerodynamiczne wykorzystujący metodę pierścieni wirowych (metoda panelowa). Program okazał się także pomocny przy analizie danych doświadczalnych. Metoda obliczeniowa, pomimo istotnych uproszczeń, dość dobrze przewiduje obciążenia aerodynamiczne pod warunkiem, że nie zachodzi zjawisko zerwania się wiru krawędzi natarcia. Metoda obliczeniowa mogłaby zostać wykorzystana do wstępnych analiz aerodynamicznych tego typu obiektów oraz w obliczeniach aeroelastycznych, które wymagają sprzężenia solwera aerodynamicznego z mechanicznym.

Przeprowadzono także trójwymiarowe symulacje CFD z wykorzystaniem pakietu obliczeniowego AnsysFluent. Sprawdzono zarówno podejście trójwymiarowe, jak i dwuwymiarowe. W każdym przypadku wyniki porównywane były z rezultatami doświadczenia. W ramach analiz dwuwymiarowych sprawdzono dwa podejścia. Przeprowadzono obliczenia z wykorzystaniem modelu turbulencji (k-e) oraz bez modelu. Żaden z tych sposobów modelowania nie przyniósł akceptowalnych wyników. Znacznie lepsze rezultaty osiągnięte zostały z analiz trójwymiarowych. Zarówno charakter przebiegu, jak i rząd wartości był zgodny z doświadczeniem. Nie uzyskano jednak spodziewanej dokładności wyników. Głębsza analiza wykazała, że przyczyną najprawdopodobniej jest dokładność algorytmu (schematy dyskretyzacji). Czas obliczeniowy oraz niezbędne moce obliczeniowe dla takich analiz są oczywiście nieporównywalnie większe niż dla obliczeń metodami panelowymi, czy nawet dwuwymiarowymi metodami CFD. Dla trójwymiarowej analizy czas obliczeń dla tylko jednego cyklu trwał około jednego tygodnia przy wykorzystaniu obliczeń równoległych na 40 procesorach. Pozostałe przeprowadzone zostały na konwencjonalnej maszynie klasy PC. Z przeprowadzonych analiz wynika, że w procesie projektowania obiektów tego typu będą wykorzystywane proste metody panelowe oraz dużo

bardziej wyrafinowane trójwymiarowe analizy CFD. Te pierwsze będą używane w fazie wstępnej projektu do wyznaczania obciążeń aerodynamicznych oraz osiągow, a także do analiz multidyscyplinarnych, takich jak mechanika lotu, czy zagadnienia aeroelastyczne. Użycie analiz CFD będzie dużo trudniejsze. Jak wykazał rozdział 7. zawsze konieczna jest walidacja z doświadczeniem. Złożoność zachodzących zjawisk powoduje, że przewidywania w postaci liczbowych wartości sił i momentów mogą nie być właściwe, szczególnie gdy używany jest nie przystosowany do takich zagadnień program. Mimo to metody CFD dają możliwość przewidzenia zjawisk niestacjonarnych, takich jak separacja wiru krawędzi natarcia, czy efekt „clap’n’fling”.

8.2 Kierunki dalszych prac

W oparciu o przedstawiony projekt entomoptera zbudowany zostanie prototyp. Badania z jego wykorzystaniem stanowią będą kontynuację prac objętych rozprawą. Zweryfikowana zostanie poprawność konstrukcji oraz sprawdzona jej trwałość. Badania na obiekcie prototypowym pozwolą na ocenę wpływu zachodzących na skrzydłach zjawisk aeroelastycznych. Model symulujący ruch entomoptera zostanie rozbudowany, tak aby uwzględniać odkształcenia skrzydła. Podjęta zostanie próba optymalizacji sposobu sterowania przy użyciu stworzonego podczas prac objętych rozprawą doktorską modelu symulującego lot obiektu. Znaleziony zostanie sposób zmiany kąta sterującego (kąt odchylenia zespołu napędowego) gwarantujący minimalne zużycie energii.

Spis ważniejszych symboli matematycznych

A_t – powierzchnia zakreślana przez skrzydła

$A_{i\varphi}, B_{i\varphi}, A_{i\gamma}, B_{i\gamma}$ - współczynniki szeregu Fouriera opisującego ruch skrzydła

C – współczynnik siły aerodynamicznej

C_l – współczynnik siły nośnej

F_{hyd} – siła hydrodynamiczna

F_{aero} – siła aerodynamiczna

F_{zmierz} – siła zarejestrowana przez układ pomiarowy

F_{tara} – siła ciężkości działająca na robot

F_I – siła bezwładności wywołana przyspieszeniem skrzydeł robota

F_t – siła aerodynamiczna pochodząca od przemieszczenia skrzydła

F_r – siła aerodynamiczna pochodząca od rotacji skrzydła

$F_{added\ mass}$ – siła aerodynamiczna pochodząca od masy dodanej

F_{wake} – siła aerodynamiczna pochodząca od interakcji skrzydła ze śladem aerodynamicznym

J – posuw względny

L_t – obciążenie powierzchni zakreślonej przez skrzydła (tarczy wirnika)

L_{ref} – długość referencyjna

L – siła nośna

M – moment obrotowy

$Mv1, PGv1, PGv2, PMv, Mv2$ – odczyty napięć na mostkach tensometrycznych wagi

M_I – moment bezwładności skrzydła działający w kierunku ruchu głównego

N – składowa normalna siły

P – moc

PM_I – moment bezwładności działający w kierunku podłużnym

PM – moment pochylający

PG – moment gnący pochodzący od siły normalnej

P_i - moc indukowana

R – odległość końcówki skrzydła do osi obrotu

R_0 – odległość nasady skrzydła od środka obrotu

R_a – odległość końcówki skrzydła entomoptera do osi obrotu

Re – liczba Reynoldsa

RHS – prawa strona równania algebraicznego zastępującego równanie Poissona

S_s – pole powierzchni skrzydła

St – liczba Strouhala

T – składowa styczna siły

T_p – okres trzepotania skrzydła

U_{ref} – prędkość referencyjna

W – ciężar obiektu

$a_{i,j}$ – współczynnik wpływ danego panelu

\bar{c} – średnia cięciwa aerodynamiczna

c – cięciwa aerodynamiczna

dS – elementarna powierzchnia

f – częstotliwość trzepotania

f_s – jednostkowa siła działająca na objętość elementarną
 h_a – amplituda dwuwymiarowego ruchu trzepoczącego
 k – częstotliwość zredukowana
 m – masa entomoptera
 m_s – masa skrzydła
 p – ciśnienie
 p_s – moc jednostkowa przypadająca na sekcje
 r_ϕ, r_γ – położenie środka ciężkości skrzydła w układzie współrzędnych związanych ze skrzydłem
 r_{1k}, r_{2k} – wektory wodzące pomiędzy węzłami siatki oraz punktami kolokacji
 r_{0i} – wektor opisujący krawędź elementu wirowego
 t – czas
 u – prędkość
 w_i – prędkość indukowana
 x_s – położenie środka masy skrzydła w kierunku podłużnym
 x_o – położenie środka obrotu skrzydła

 α – kąt natarcia skrzydła
 $\dot{\alpha}$ – prędkość zmiany kąta natarcia
 α_e – kąt natarcia entomoptera
 $\varepsilon_\phi, \varepsilon_\gamma$ - przyspieszenie kątowe skrzydła
 ϕ – położenie azymutalne skrzydła
 γ – kąt nastawienia skrzydła
 $\lambda = \frac{(2R)^2}{2S_s}$ - wydłużenie skrzydła

 ν – kinematyczny współczynnik lepkości
 ρ – gęstość ośrodka
 τ – tensor naprężeń stycznych
 ω – prędkość obrotowa skrzydła
 $\omega_\phi, \omega_\gamma$ - prędkości kątowe skrzydła

 Γ_s – cyrkulacja skrzydła
 Γ_l – cyrkulacja skrzydła związana z jego przemieszczeniem
 Γ_r – cyrkulacja skrzydła związana z jego rotacją
 Φ - kątowa amplituda głównego ruchu skrzydeł
 Φ_p – potencjał pola prędkości
 Φ – amplituda głównego ruchu skrzydeł
 Γ – amplituda zmiany kąta nastawienia
 Γ_1, Γ_2 – maksymalne wychylenia skrzydła w półcyklach
 Ω – objętość elementu skończonego

Spis publikacji zrealizowanych w ramach rozprawy doktorskiej

1. **BADANIA WPŁYWU KINEMATYKI RUCHU SKRZYDEŁ ENTOMOPTERA NA JEGO OSIĄGI – OGÓLNA KONCEPCJA BADAŃ - MODELOWANIE INŻYNIERSKIE**, vol.37, s. 71-76, 2009
2. **WPŁYW ZREDUKOWANEJ CZĘSTOTLIWOŚCI TRZEPOTANIA SKRZYDŁA ENTOMOPTERA NA OBCIĄŻENIA AERODYNAMICZNE – WIZUALIZACJA OPŁYWU SKRZYDŁA ORAZ POMIARY SIŁ AERODYNAMICZNYCH - MODELOWANIE INŻYNIERSKIE** vol.41, s. 27-37, 2011
3. **WPŁYW PRĘDKOŚCI LOTU ENTOMOPTERA NA GENEROWANE OBCIĄŻENIA AERODYNAMICZNE - MODELOWANIE INŻYNIERSKIE** vol.45, t. 14, 2012
4. **WPŁYW SPOSOBU ZMIANY KĄTA NASTAWIENIA SKRZYDŁA NA OBCIĄŻENIA AERODYNAMICZNE - MODELOWANIE INŻYNIERSKIE** nr 48, s. 19-27
5. **WPŁYW KINEMATYKI SKRZYDEŁ ENTOMOPTERA NA OBCIĄŻENIA AERODYNAMICZNE – BADANIA W TUNELU WODNYM – MECHANIKA W LOTNICTWIE** vol.14, 2010
6. **BADANIA EKSPERYMENTALNE ENTOMOPTERA W LOCIE POSTĘPOWYM W TUNELU WODNYM - MECHANIKA W LOTNICTWIE** vol.15, 2012
7. **WATER TUNNEL EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF FLAPPING WINGS FOR NANO AIR VEHICLES – AIAA online proceedings AIAA 2010-3789**
8. **INFLUENCE OF CRUISE FLIGHT SPEED OF ENTOMOPTER ON AERODYNAMICS LOADS - AIAA online proceedings AIAA 2013-0770**
9. **EMPIRIC MODEL OF AN ENTOMOPTER AERODYNAMICS - AIAA online proceedings**

Bibliografia

1. **S. A. Ansari, R. Żbikowski, K. Knowles**, Aerodynamic modelling of insect-like flapping flight for micro air vehicle [artykuł] – *Progres in Aerospace Sciences*, vol. 42. s. 129-172, 2006
2. **R. Ansorge**, *Mathematical Models of Fluid Dynamics* [książka] – WILEY-VCH GmbH & Co. 2003
3. **J. M. Birch, M. H. Dickinson**, Spanwise flow and leading-edge vortex on insect wings [artykuł] – *Nature*, vol. 412, s. 729-733, 2001
4. **J. M. Birch, W. B. Dickinson, M. H. Dickinson**, Force production and flow structure of the leading edge vortex on flapping wings at high and low Reynolds numbers [artykuł] – *Journal of Experimental Biology*, vol. 207 s.1063-1072, 2004
5. **C. T. Bolsman, J. F. L. Goosena, F. van Keulena**, Insect-Inspired Wing Actuation Structures Based on Ring-type Resonators [artykuł] – *Online proceedings of SPIE* vol. 6928, 2008
6. **M. H. Dickinson**, K. G. Gotz, Unsteady Aerodynamic Performance of Model Wings at Low Reynolds Numbers [artykuł]. – *The Journal of Experimental Biology* vol. 174, s. 45–64, 1993
7. **K.M.E. De Clercq, R. de Kat, B. Remes, B.W. van Oudheusden and H. Bijl**, Aerodynamic experiments on DelFly II: unsteady lift enhancement [artykuł] – *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 1, nr. 4, s. 255 - 262.
8. **G.C.H.E. De Croon, K.M.E. De Clercq, R. Ruijsink, B. Remes C. de Wagter**, Design, Aerodynamics and vision-based control of the DelFly. [artykuł] – *Journal of Micro Air Vehicles*, Vol 1, nr 2, s. 71 – 97, 2009
9. **G.C.H.E. De Croon, M.A. Groen, C. De Wagter, B.D.W. Remes, R. Ruijsink, and B.W. van Oudheusden**, Design, Aerodynamics, and Autonomy of the DelFly [artykuł] – *Bioinspiration and Biomimetics*, Vol 7, nr 2.
10. **M. Dickinson**, The effects of wing rotation on unsteady aerodynamic performance at low Reynolds numbers [artykuł] – *Journal of Experimental Biology*, vol. 192 s.179-206, 1994
11. **R. Dudley, C. P. Ellington**, Mechanics of forward flight in bumblebees – Quasi-steady lift and power requirements [artykuł] – *Journal of Experimental Biology*, vol. 148 s.53-88, 1990
12. **C. Ellington**, The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis [artykuł] – *Philosophical Transactions of the Royal Society*, vol. 305, str. 1-15, 1984
13. *Encyclopedia Britannica* – 1875, cytowane za <http://www.uh.edu/engines/epi1129.htm>, 02.01.2014
14. *Encyklopedia powszechna PWN*
15. **C. Galiński, R. Żbikowski**, Insect – like flapping wing mechanism based on double spherical Scotch yoke [artykuł] – *Jurnal of the Royal Society Interface*, vol. 2 s.223-235, 2005
16. **D. T. Greenwood**, *Advanced Dynamics*, [książka] - University Press, Cambridge, 2003, Cambridge ISBN: 0-521-82612-8
17. **U. Gulcat**, *Fundamentals of Modern Unsteady Aerodynamic* [książka] – Springer, 2010
18. **W. Hoff**, *Der Flug der Insekten und der Vögel* [artykuł] – [Naturwissenschaften](#) vol. 7 str. 159-162, 1919
19. **Z. Hu, B. Cheng, X. Deng**, Lift Generation and Flow Measurement of a Robotic Insect [artykuł] – *AIAA online proceedings AIAA* 2011-1311, 2011.
20. **K. D. Jones, C. J. Bradshaw, J. Papadopoulos, M. F. Platzer**, Bio-inspired design of flapping-wing micro air vehicles [artykuł] – *The Aeronautical Journal* s. 385-393, 2005

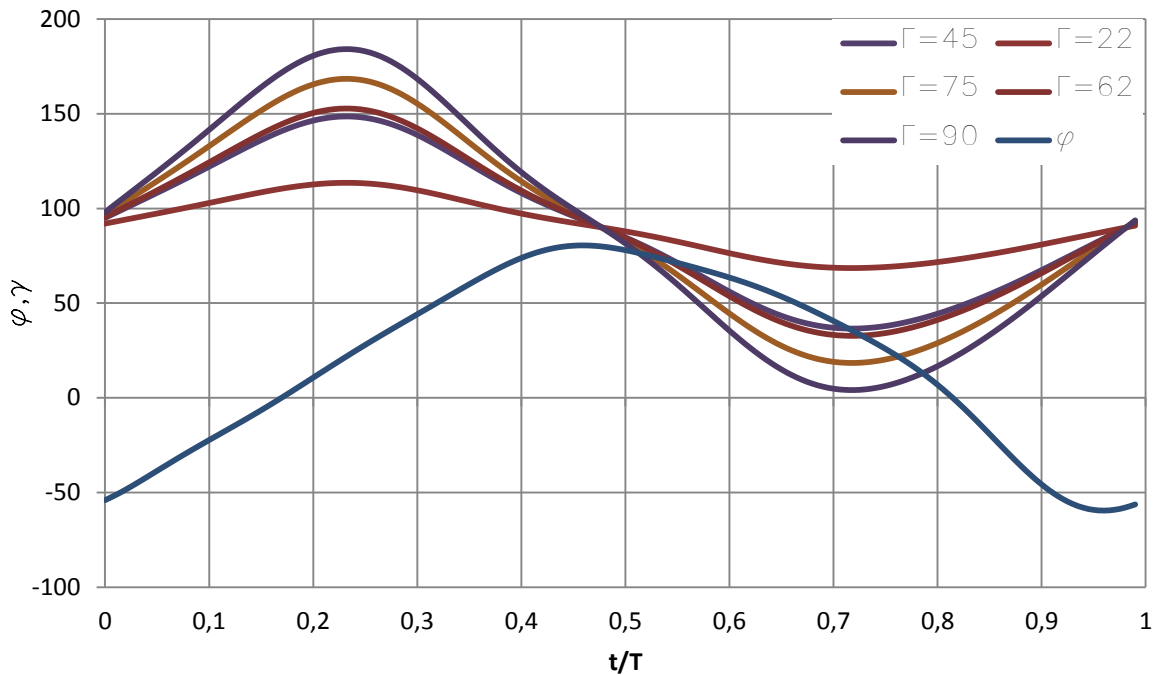
21. **M. Karpelson, G. Wei, R. J. Wood**, Milligram-Scale High Voltage Power Electronics for Piezoelectric Microrobots [artykuł] – Journal of Sensors and Actuators A Physical, vol. 176, s. 78-89, 2012
22. **J. Katz, A. Plotkin**, Low-speed aerodynamics – from wing theory to panel methods [książka] – McGraw-Hill, inc, 1991
23. **M. T. Keennon, J. M. Grasmeyer**, Development of the Black Widow and Microbat MAVs and a Vision of the Future of MAV Design, [artykuł] - AIAA online proceedings, 2003
24. **M. Keennon, K. Klingebiel, H. Won, A. Andriukov**, Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle [artykuł] – AIAA online proceedings, AIAA 2012-0588, 2012
25. **M. Kerho**, Ultra Low Reynolds Number Airfoil Testing Facility [artykuł] – AIAA online proceedings AIAA 2007-959
26. **J. Keshavan, N. M. Wereley**, Design and Development of a High Frequency Biologically Inspired Flapping Wing Mechanism [artykuł] – AIAA online proceedings, AIAA 2007-1789
27. **V. Klein, P. Murphy, C. Timothy, J. M. Brandon**, Analysis of Wind Tunnel Longitudinal Static and Oscillatory Data of the F-16XL Aircraft [raport] - NASA/TM-97-206276, 1997
28. **V. Klein, P. Murphy**, Estimation of Aircraft Nonlinear Unsteady Parameters from Wind Tunnel Data [raport] - NASA/TM-198-208969, 1998
29. **H. Kudela, T. Kozłowski**, Hydrodynamics effects produced by plunging foil in a fluid [artykuł] – Chemical and Processing Engineering, vol. 31, s. 579-588, 2010
30. **H. Kudela, T. Kozłowski**, Hydrodynamic Effects Produced By Plunging Foil In A Fluid [artykuł] - CHEMICAL AND PROCESS ENGINEERING, vol.31, str. 579–588, 2010
31. P. Kundu, I. Cohen, Fluid Mechanics [książka] - Academic Press, 2002
32. **M. Lasek, K. Sibilski**, Modeling and simulation of flapping wing control for a micromechanical flying insect (entomopter) [artykuł] – AIAA online proceedings AIAA 2002-4973
33. **M. Lasek, K. Sibilski**, Analysis Of Flight Dynamics And Control Of An Entomopter [artykuł] - AIAA online proceedings AIAA-2003-5707
34. **M. Lasek, J. Pietrucha, K. Sibilski, M. Złocka**, Modelowanie dynamiki lotu ornitoptera [raport] – Politechnika Warszawska, 2003
35. **M. Lasek, J. Pietrucha, K. Sibilski, M. Złocka**, The Comparative Evaluation of Power Requirements for Fixed, Rotary and Flapping Wing Micro Air Vehicles [artykuł] – ICAS 2005
36. **F. Lehman, S. P. Sane, M. Dickinson**, Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight [artykuł] – SCIENCE, vol 284, s. 1954-1960, 1999
37. **F. Lehman, S. P. Sane, M. Dickinson**, The aerodynamic effects of wing–wing interaction in flapping insect wings [artykuł] – The Journal of Experimental Biology vol. 206, s. 2257-2272, 2003
38. **J.G. Leishman**, Principles of Helicopter Aerodynamics [książka] – Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
39. **D. Lentink, S.R. Jongerius, N.L Bradshaw**, The Scalable Design of Flapping Micro-Air Vehicles Inspired by Insect Flight [książka] - Springer-Verlag Berlin 2009
40. **F. Lesage, N. Hamel, X. Huang, W. Yuan, M Khalid, P. Zdunich**, Initial investigation on the aerodynamic performance of flapping wings for nano air vehicle [raport] – Technical Memorandum DRDC Valcatier TM 2007-550, 2008

41. **D. Levin, J. Katz**, Vortex-Lattice Method for the Calculation of the Nonsteady Separated Flow over Delta Wings [Artykuł] – Journal of Aircraft, vol.18, AIAA80-1803R, 1981
42. **J. Lewitowicz, G. Kowalczyk, K. Sibilski, J. Żurek**, Modeling and simulation of flapping wings micro-aerial-vehicles flight dynamics [artykuł] – ICAS2008
43. **Z. Liu, J.-M. Moschetta**, Rotary vs. flapping-wing nano air vehicles: comparing performances [artykuł] – Proceedings of the European Micro Air Vehicle Conference (EMAV '09), Delft, The Netherlands, 2009.
44. **K. Loh, M. Cook, P. Thomasson**, An investigation into the longitudinal dynamics and control of a flapping wing micro air vehicle at hovering flight [artykuł] – THE AERONAUTICAL JOURNAL str. 743-753, 2003
45. **A. Luc-Bouhali, P. Choy**, Progress of the REMANTA project on MAV with flapping wings [artykuł] – EMAV online proceedings Braunschweig 2004
46. **C. Martin, R. Tun, V Castelli**, The DARPA Nano Air Vehicle Program [artykuł] – AIAA online proceedings, AIAA 2012-0583, 2012
47. **T. Maxworthy**, Experiments on the Weis-Fogh mechanism of lift generation by insects in hovering flight [artykuł] – Journal of Fluid Mechanics, vol 93, s 47-63, 1979
48. **D. B. Mayo, A. R. Jones**, Evolution and Breakdown of a Leading Edge Vortex on a Rotating Wing [artykuł] - AIAA 2013-0843
49. **K. Michalewicz**, Dynamika przestrzennego ruchu ładunku z ważkim spadochronem [artykuł] – Mechanika teoretyczna i stosowana tom 2 vol 27 str. 333-346,1989
50. **R. Michelson**, Entomopter and method for using same [patent]. – US Patent 6082671, 2000
51. **R. Michelson**, Reciprocating chemical muscle and method for using same [patent] – US Patent 6446909, 2002
52. **V. Mwongera, M. Lowenberg**, Bifurcation analysis of a flapping wing MAV in longitudinal flight [artykuł] - AIAA online proceedings AIAA 2012-4407
53. **M. V. Ol, J. D. Eldredge, C. Wang**, High-Amplitude Pitch of a Flat Plate: an Abstraction of Perching and Flapping [artykuł] - International Journal of Micro Air Vehicles, vol. 1, nr 3, str 203-215, 2009
54. **M. V. Ol**, Unsteady low Reynolds number aerodynamics for micro air vehicles (MAVs) [raport] - AFRL-RB-WP-TR-2010-3013, 2010
55. **E. C. Polhamus**, Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy [artykuł] – Journal of Aircraft, vol.8, nr. 4, s. 193-199, 1971
56. **A. E. Puckett, H. J. Stewart**, Aerodynamic Performance of Delta Wings at Supersonic Speeds. [artykuł] – Journal of Aeronaut. Science, vol. 14, nr. 10, s. 567-578, 1947,
57. **R. Ramamurti, W. C. Sandberg**, A Computational Study of the Aerodynamics of Hovering and Maneuvering in *Drosophila*[artykuł] - AIAA online proceedings AIAA 2007-669
58. **D. L. Raney, E. C. Slominski**, Mechanization and Control Concepts for Biologically Inspired Micro Aerial Vehicles [artykuł]. - AIAA online proceedings, AIAA 2003-5345, 2003
59. **A. Roshabin, C. Collette, A. Preumont**, Mathematical Modeling of Insect-like Flapping Wing for Application to MAVs [artykuł] - International Symposium on Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems 01/2009,
60. **R Sahai, K. C. Galloway, M. Karpelson, R. J. Wood**, A Flapping-Wing Micro Air Vehicle with Interchangeable Parts for System Integration Studies [artykuł] – Online proceedings of Intelligent Robots and Systems, [10.1109/IROS.2012.6386058](https://doi.org/10.1109/IROS.2012.6386058), 2012
61. **S. P. Sane, M. Dickinson**, The Control of flight force by flapping wing: lift and drag production [artykuł] – Journal of Experimental Biology, vol. 204 s.2607-2626, 2001

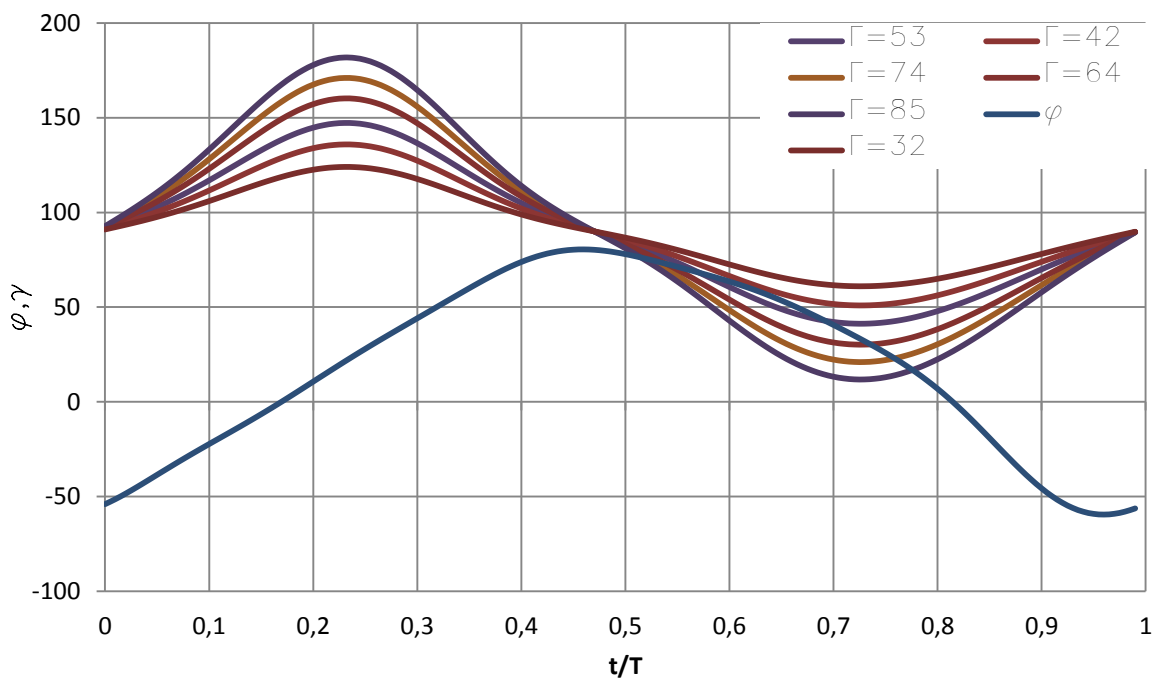
62. **J. Seddon**, Basic Helicopter Aerodynamic [książka] – Oxford: *BSP Professional Books*, 1990.
63. **W. Shyy, Y.Lian, J. Tang, D. Viieru, H. Liu**, Aerodynamics of Low Reynolds Numbers Flyers [książka] - Cambridge University Press, 2007
64. **B. Singh, I. Chopra**, An Aeroelastic Analysis for the Design of Insect-Based Flapping Wings [artykuł]. – AIAA online proceedings, AIAA 2007-1757, 2007
65. **M. J. C. Smith, P. J. Wilkin, M. H. Williams**, The advantages of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings [artykuł] –The Journal of Experimental Biology vol. 199, s. 1073–1083, 1996
66. **J. Tang D. Viieru, W. Shyy**, Effects of Reynolds Number and Flapping Kinematics on Hovering Aerodynamics [artykuł] - AIAA online proceedings AIAA 2007-129
67. **H. Tennekes**, The Simple Science of Flight (From Insects to Jumbo Jets) [książka] – Boston: MIT Press, 1996.
68. **T. Theodorsen**, General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter [raport]- *NACA Report* 496, 1935.
69. **J. R. Usherwood C. P. Ellington**, The aerodynamics of revolving wings I. Model hawkmoth wings [artykuł] - The Journal of Experimental Biology 205, 1565–1576 (2002)
70. **J. R. Usherwood C. P. Ellington**, The aerodynamics of revolving wings II. Propeller force coefficients from mayfly to quail [artykuł] - The Journal of Experimental Biology
71. **F. Van Breugel, W. Regan, H. Lipson**, From Insects to Machines: Demonstration of a Passively Stable, Untethered Flapping-Hovering Micro-Air Vehicle [artykuł] – IEEE Robotics and Automation Magazine, 1070-9322, s 68-74, 2008
72. **C. Van Den Berg, C. P. Ellington**, The three-dimensional leading-edge vortex of a hovering model hawkmoth [artykuł] – Philosophical Transactions of the Royal Society, vol. 352, s. 329-340, 1997
73. **H. Wagner** , Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragflügeln [artykuł] - *Z. Angew. Math. Mech.* 5,17 -35, (1925).
74. **T. Weis-Fogh**, Energetics Of Hovering Flight In Hummingbirds And In Drosophila [artykuł] – Journal of Experimental Biology, vol. 56 s.79-104, 1972
75. **J. P. Whitney**, Design and performance of insect-scale flapping-wing vehicles [rozprawa doktorska] – Harvard University, 2012
76. **T. Wies-Fogh**, Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanisms for Lift Production [artykuł] – Journal of Experimental Biology vol. 59, s 169-230, 1973
77. **R. J. Wood**, Liftoff of 60mg Flapping-wing MAV [artykuł] – Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, s. 1889-1894, 2007
78. **R. Wood**, Fly, Robot Fly [artykuł] – IEEE Spectrum, s. 26-29 marzec 2008
79. **L. Yang C. Hsua, J. Hoa, C. Feng**, Flapping wings with PVDF sensors to modify the aerodynamic forces of a micro aerial vehicle [artykuł] – Sensors and Actuators A: Physical, vol. 139, s. 95–103, 2007
80. **J. Young, J. C. S. Lai , C. Germain**, Numerical Simulation and Parameter Variation of Insect Wing Motion based on Dragonfly Hovering [artykuł] - AIAA online proceedings, AIAA 2006-38

Załącznik 1. Kinematyka ruchu skrzydeł w doświadczeniu: „Wpływ zmiany kąta nastawienia na obciążenia aerodynamiczne”

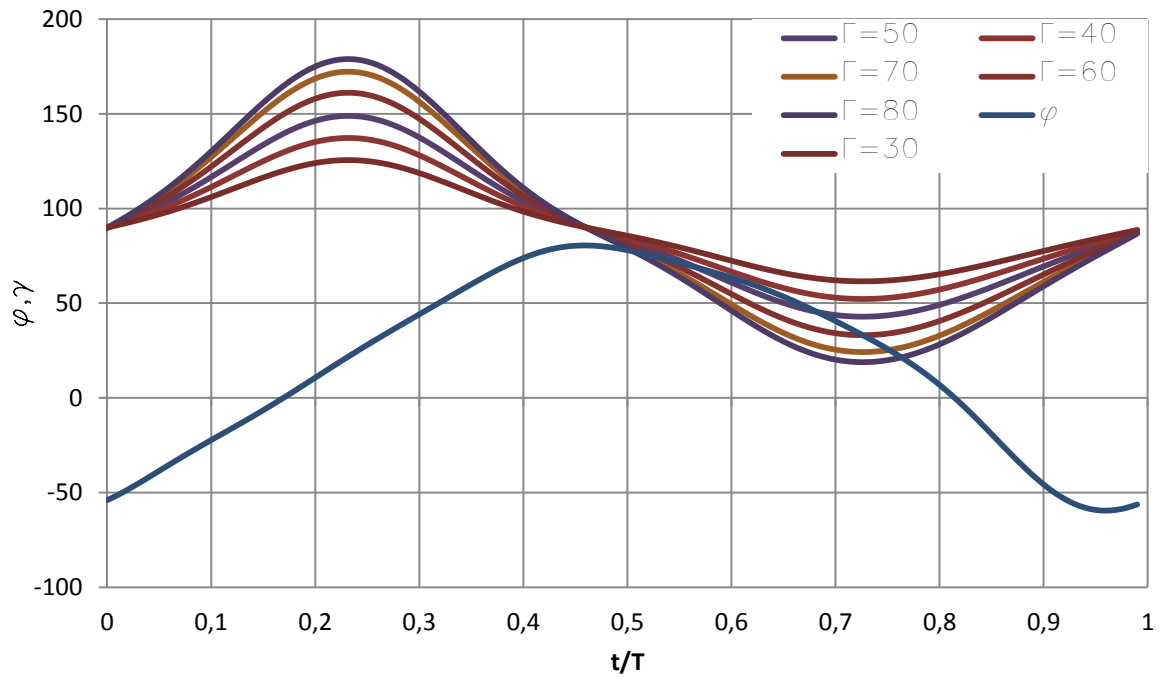
- **Kinematyka ruchu dla układu napędowego z wykorzystaniem układu korbowego**



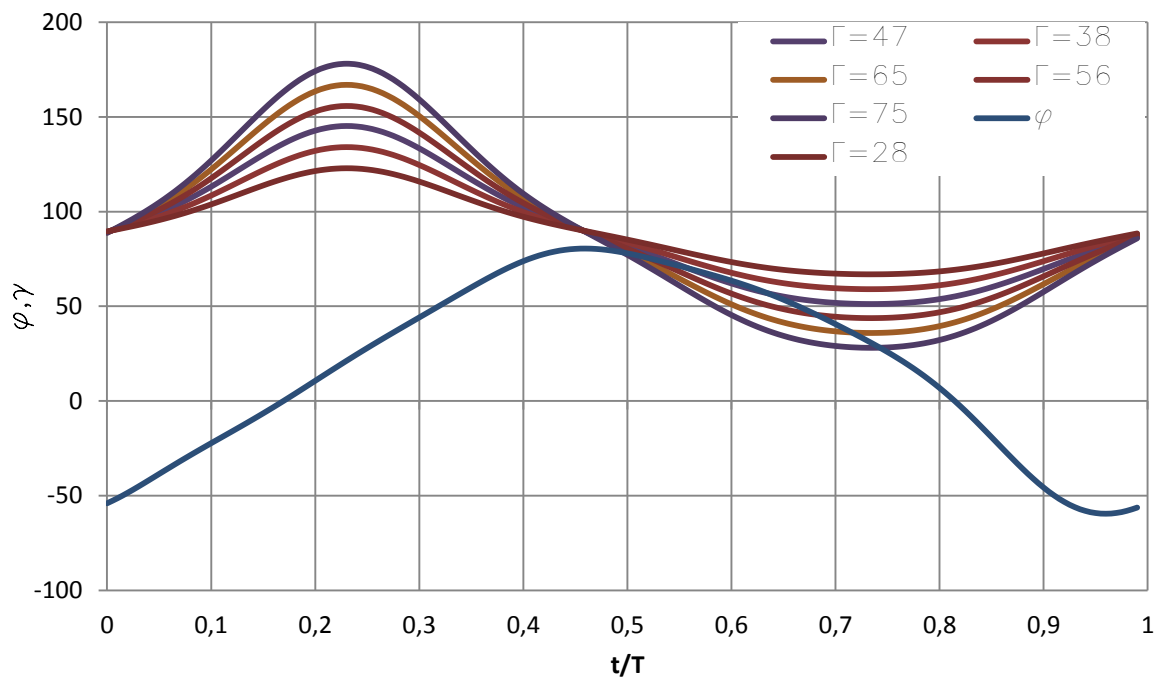
Rysunek z1-1. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=1$



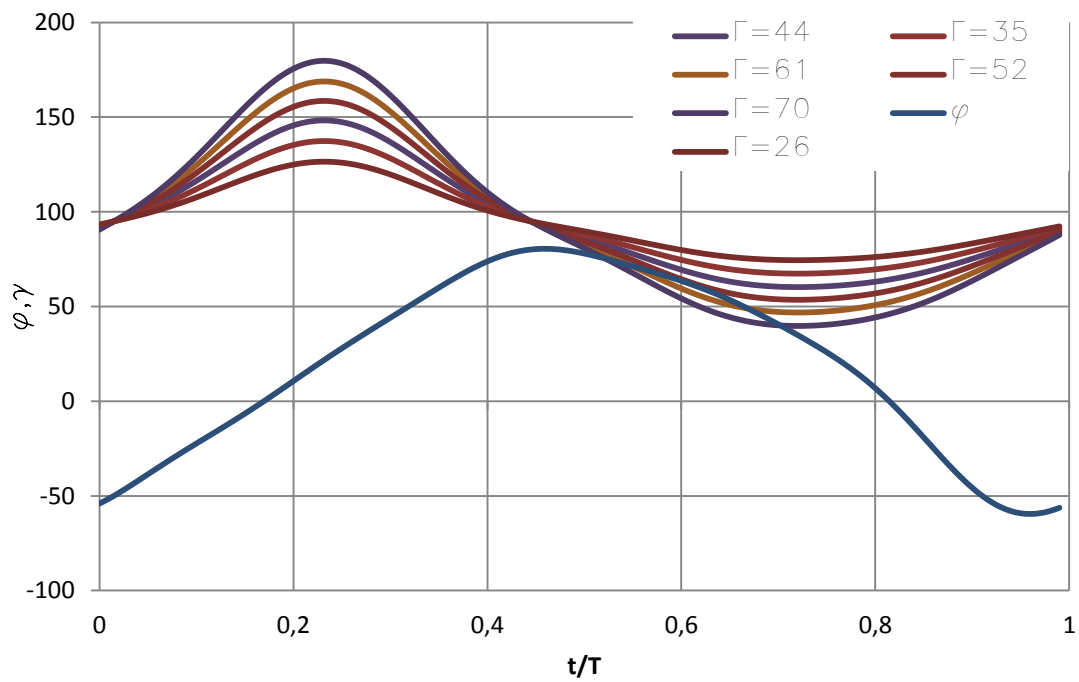
Rysunek z1-2. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,89$



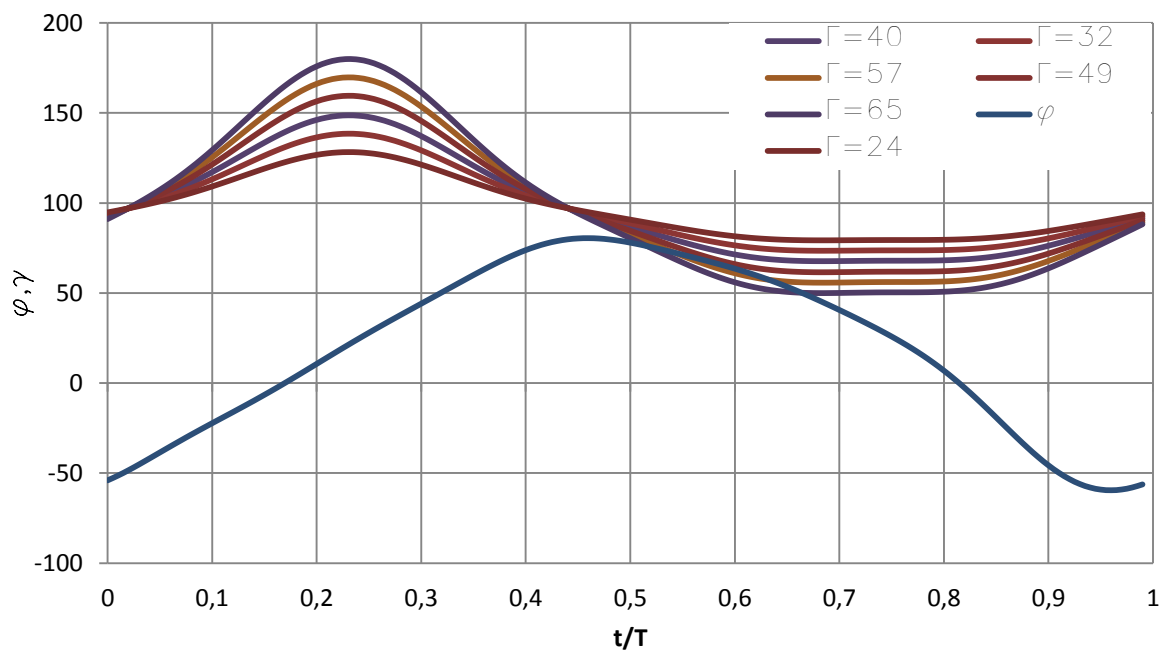
Rysunek z1-3. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,78$



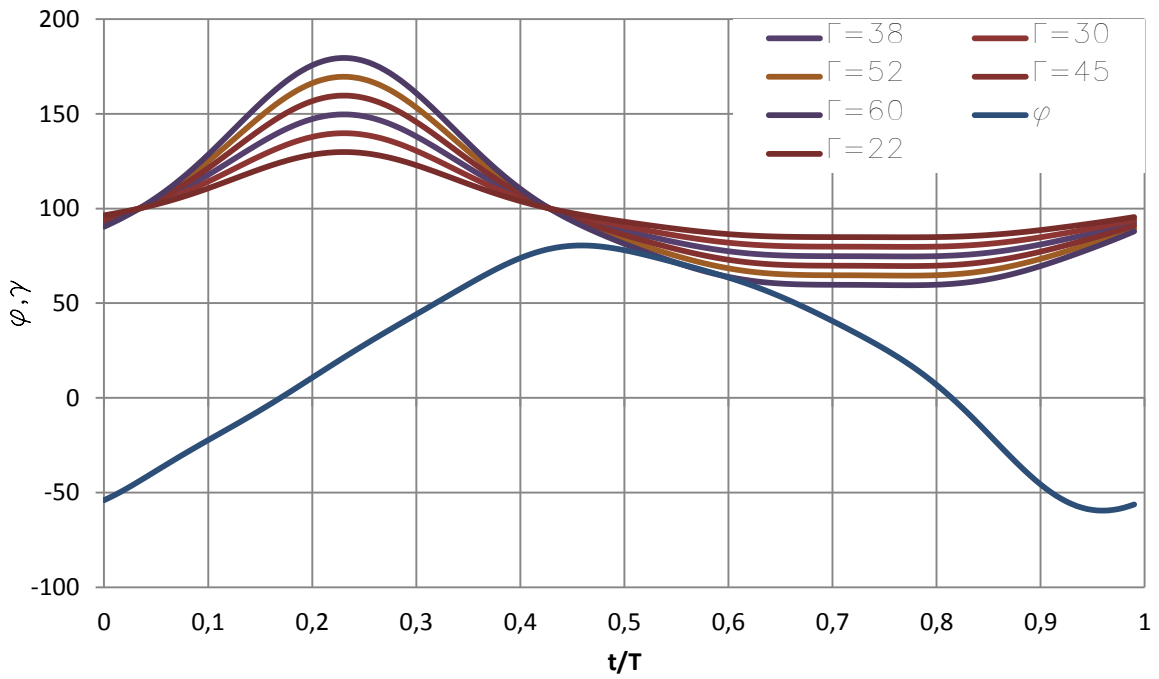
Rysunek z1-4. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,67$



Rysunek z1-5. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma = 0.56$

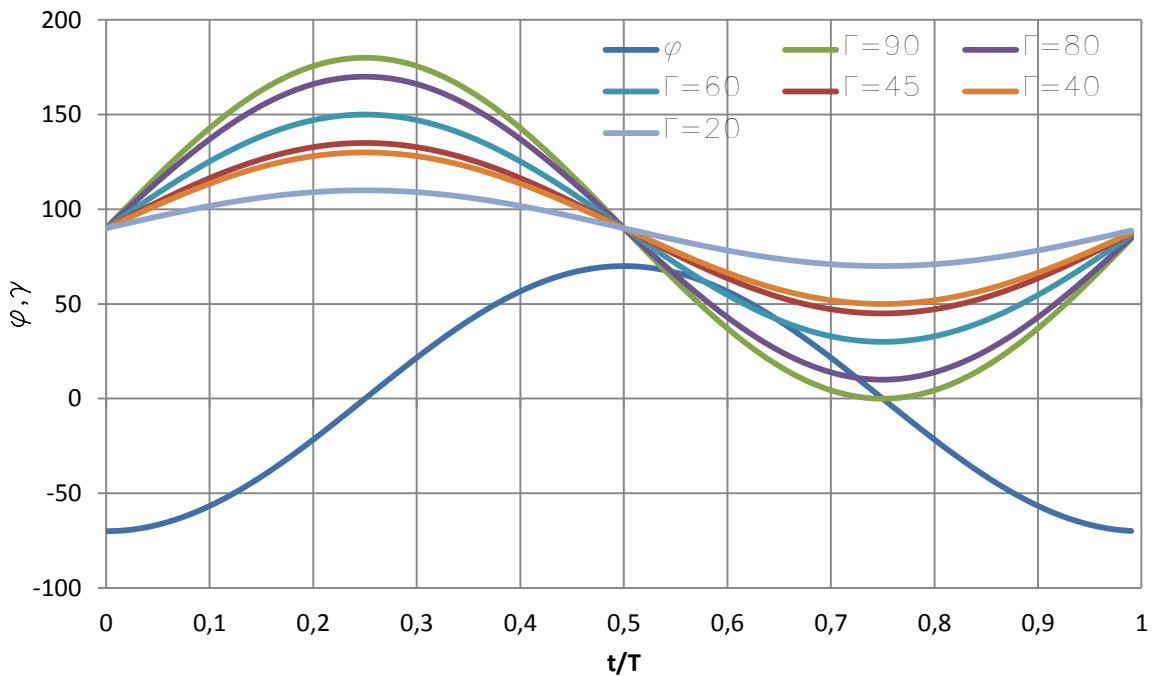


Rysunek z1-6. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma = 0.44$

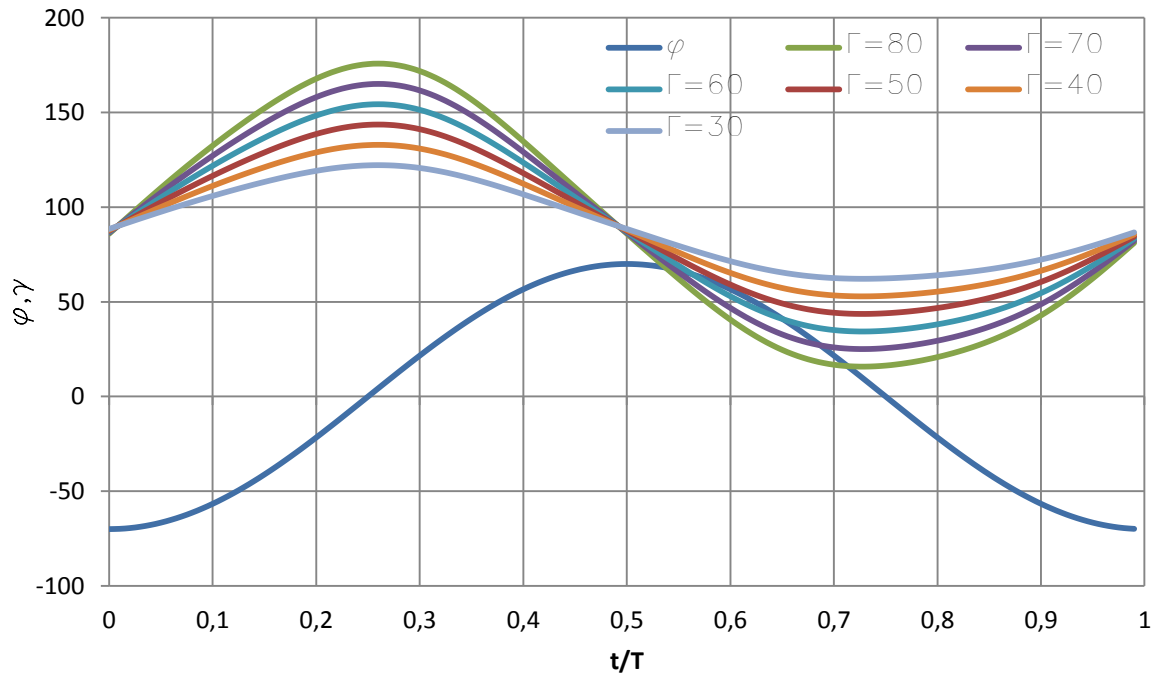


Rysunek z1-7. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,33$

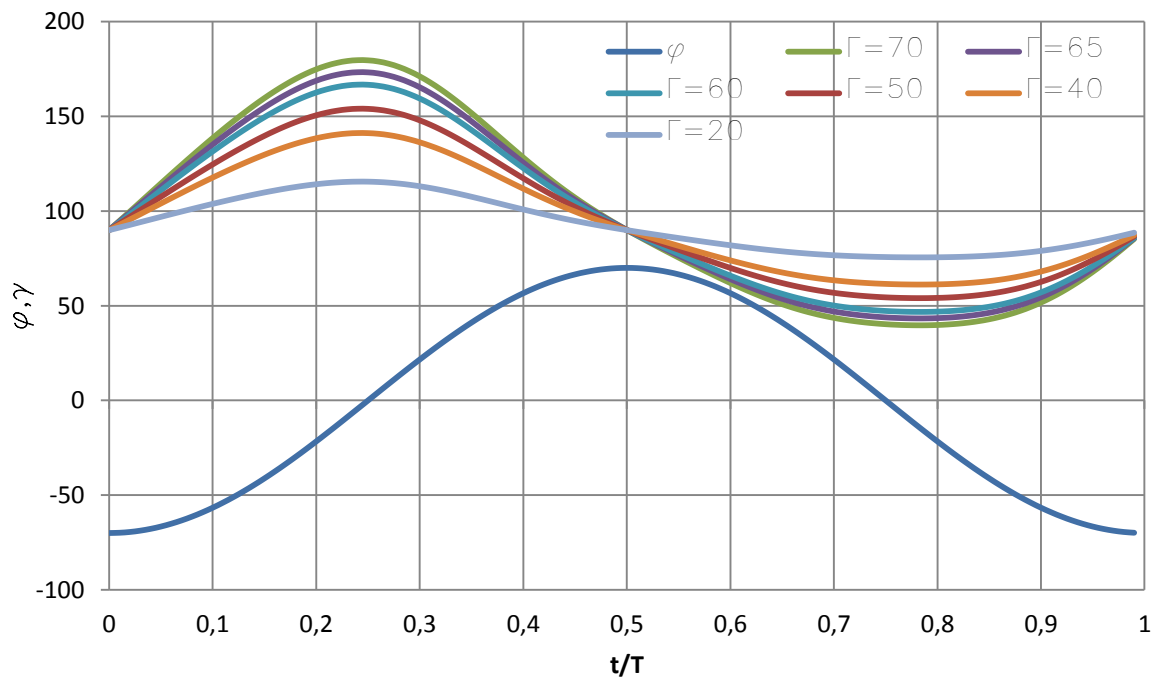
- **Kinematyka ruchu dla układu napędowego realizującego sinusoidalny ruch główny**



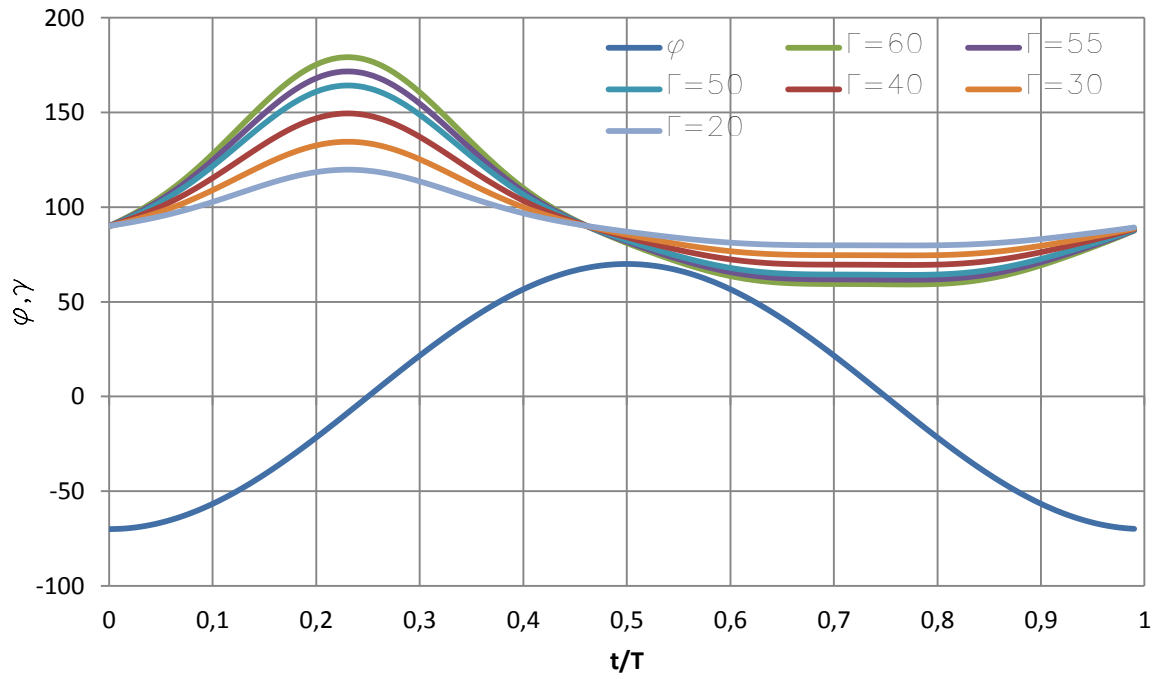
Rysunek z1-1. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=1$



Rysunek z1-2. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,78$



Rysunek z1-3. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,56$



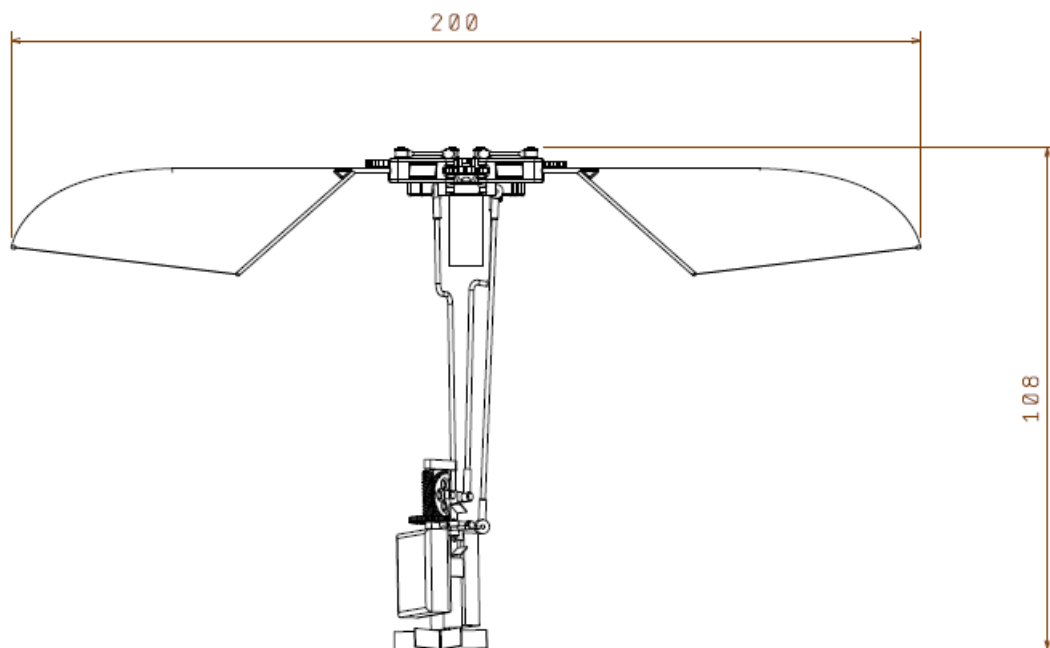
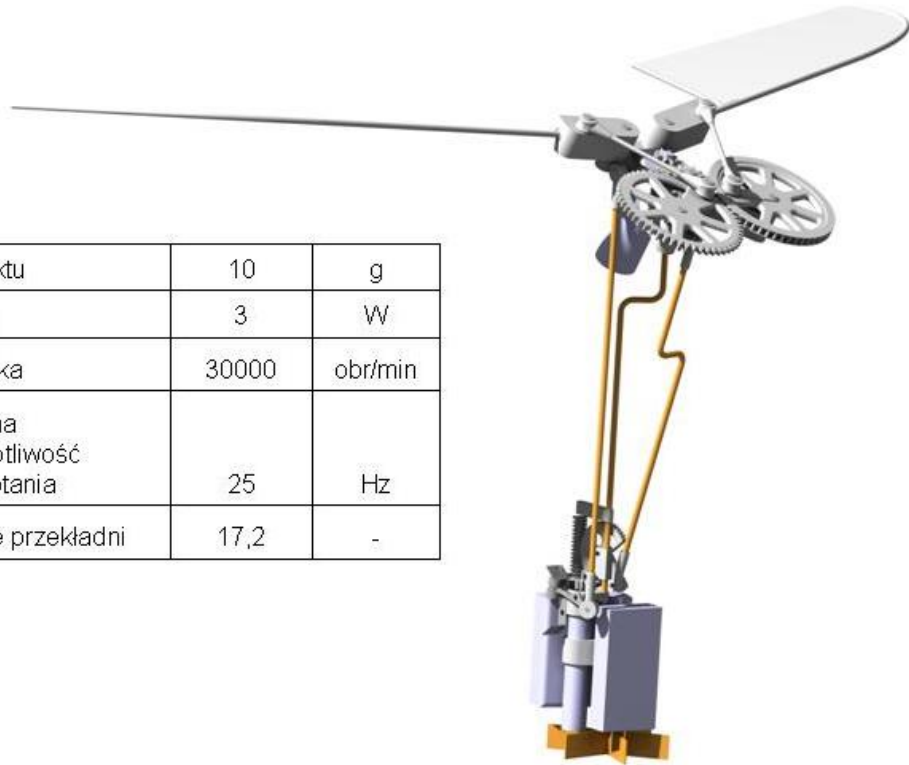
Rysunek z1-4. Zmiana kąta nastawienia dla dewiacji $\Delta\Gamma=0,33$

Załącznik 2 - Projekt entomoptera

- **Układ konstrukcyjny**

Koncepcja konstrukcji entomoptera opiera się na dwuskrzydłym układzie nośnym. Skrzydła wykonują ruch oscylacyjny z dużą amplitudą (70°). Obiekt złożony jest z dwóch zespołów: napędowego oraz sterowania.

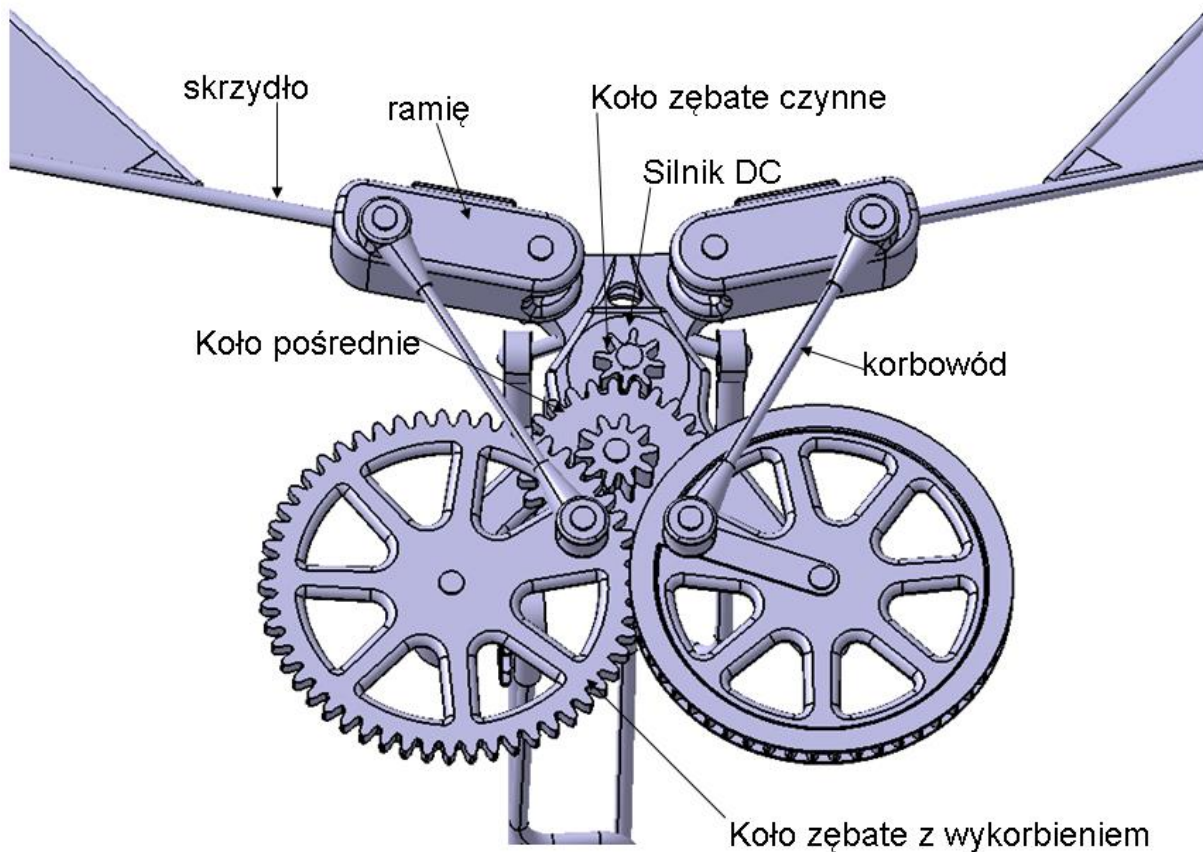
masa obiektu	10	g
moc silnika	3	W
obroty silnika	30000	obr/min
maksymalna częstotliwość trzepotania	25	Hz
przełożenie przekładni	17,2	-



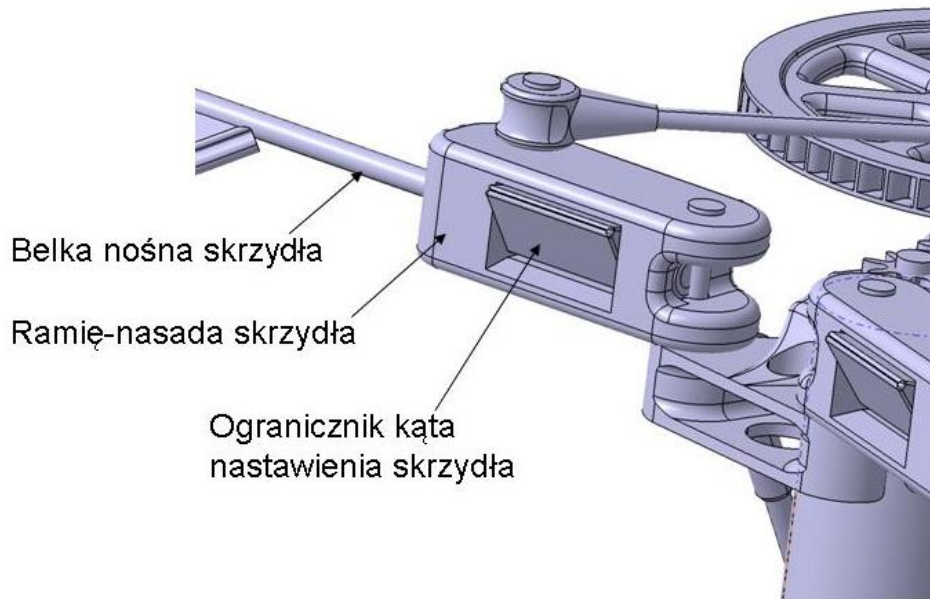
Rysunek z2-1.Układ konstrukcyjny entomoptera

Pierwszy złożony jest z głównego silnika napędowego, układu przeniesienia mocy oraz skrzydeł. Moduł sterowania zawiera serwonapędy wykorzystywane do sterowania, ogniwo litowo-polimerowe, kontroler oraz ładunek (kamera). Oba moduły połączone są ze sobą trzema belkami, które zapewnią sztywne połączenie. Do napędu wykorzystywany jest silnik elektryczny prądu stałego. Przeniesienie napędu odbywa się przy pomocy przekładni zębatej oraz układu korbowego. Sterowanie oraz stabilizacja obiektu w kierunku podłużnym i poprzecznym realizowana jest poprzez odchylenie całego modułu napędowego. Narysunku z2-1 przedstawiony został ogólny widok konstrukcji.

Rysunek z2-2 przedstawia moduł napędowy. Wykorzystany został szczotkowy silnik prądu HK189. Do przeniesienia napędu zastosowana została dwustopniowa przekładnia redukcyjna o łącznym przełożeniu 17,2 (3,25x5,3). Skrzydła poruszane są poprzez korbowody zamocowane do kół biernych reduktora. Skrzydło zamocowane jest w ramieniu, które poprzez sworzeń połączone jest z korbowodem. Główna belka skrzydła zabudowana jest wahlwie w ramieniu. Swoboda ruchu jest ograniczona poprzez odbój oraz sprężynę (rys. 9.1-3).

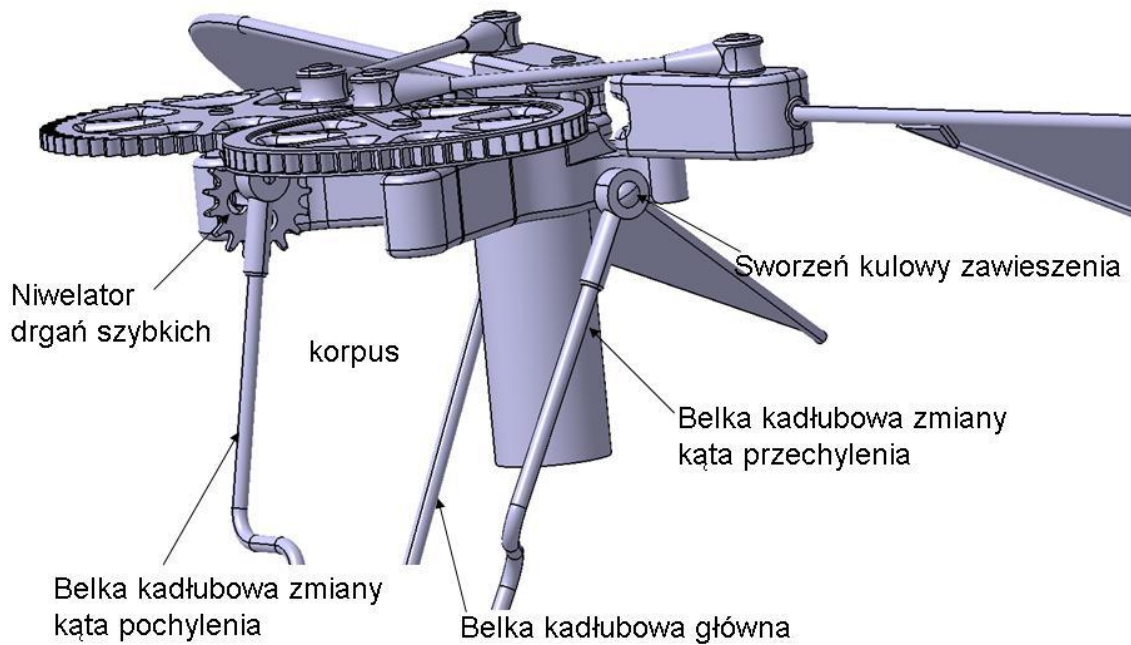


Rysunek z2-2. Układ napędowy

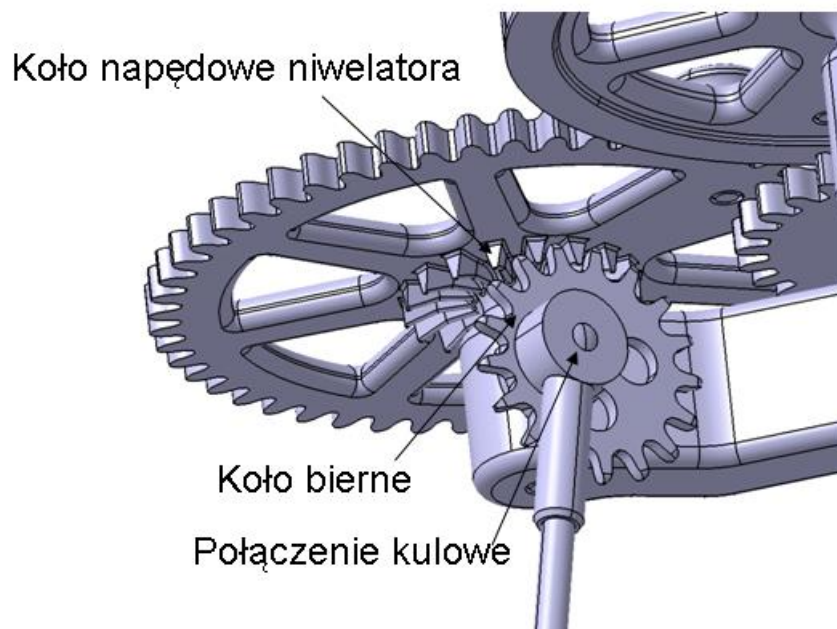


Rysunek z2-3. Zamocowanie skrzydła

Cały zespół napędowy połączony jest z modułem sterowania wahliwie przy pomocy trzech belek (z2-4). Każda z belek połączona została z korpusem modułu napędowego poprzez sworzeń kulowy. Takie zawieszenie pozwala na zmianę orientacji kątowej zespołu względem modułu sterowania w dwóch kierunkach. Jedna z belek połączona jest nie bezpośrednio z korpusem, lecz poprzez dodatkowy układ korbowy stanowiący niwelator oscylacji szybkich pochylenia entomoptera. Niwelator napędzany jest zębatą przekładnią kątową (o przełożeniu 1:1) bezpośrednio z koła biernego reduktora.



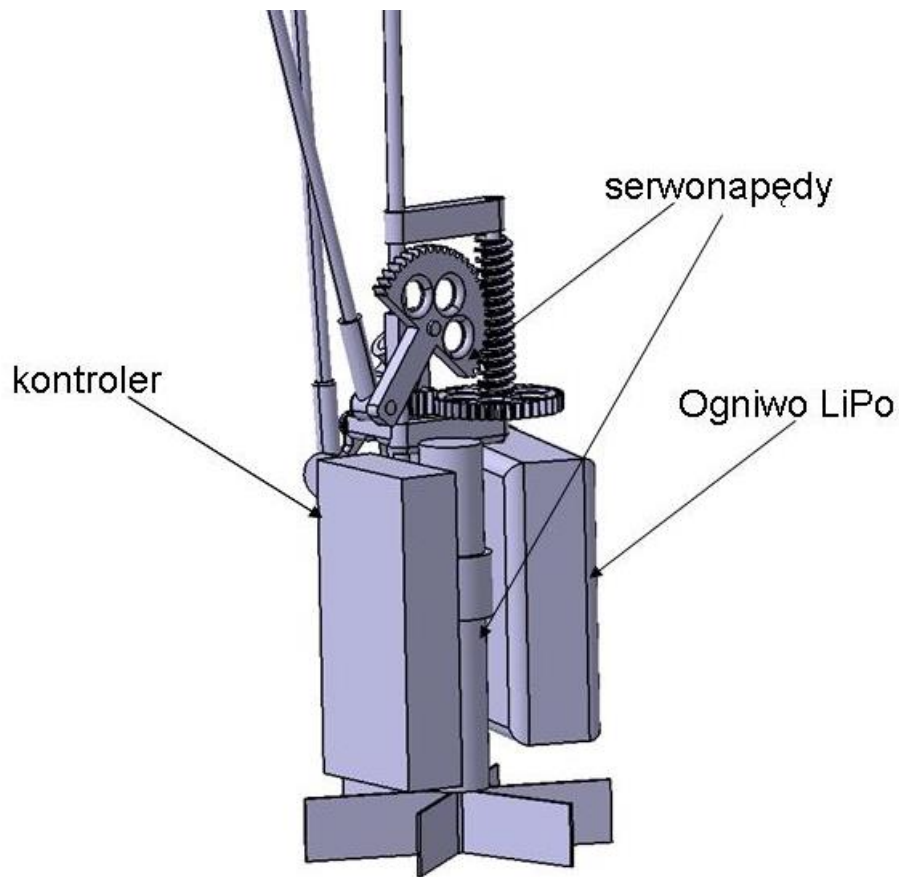
Rysunek z2-4. Zawieszenie układu napędowego



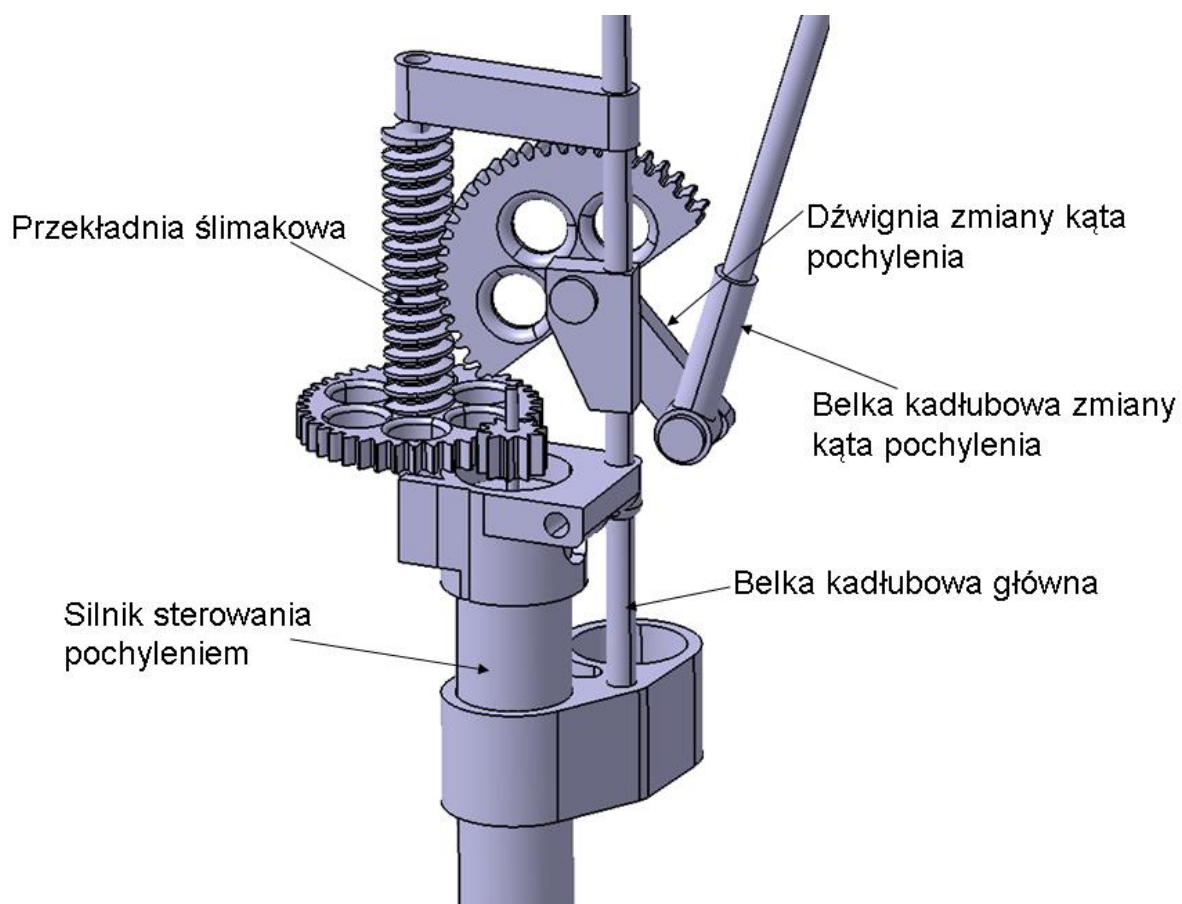
Rysunek z2-5. Napęd niwelatora drgań

Moduł sterowania złożony jest z trzech serwonapędów, źródła zasilania oraz jednostki sterującej. Ogniwo oraz kontroler zawieszony są w dwóch "paczkach" na zewnątrz.

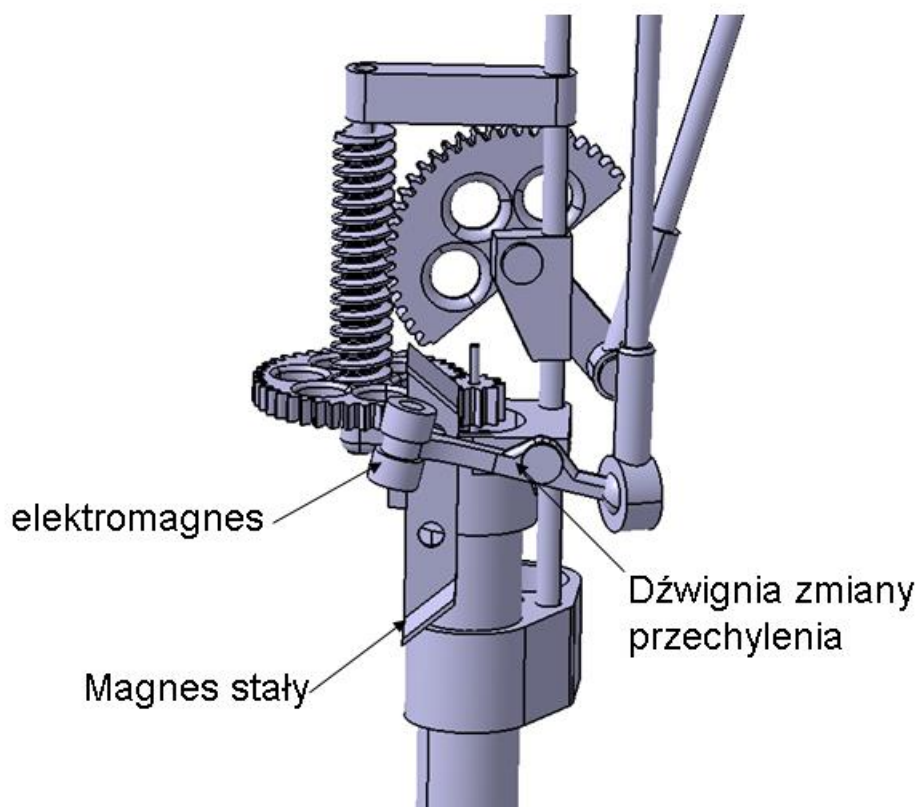
W centralnej części zabudowane zostały trzy serwonapędy. Całość sztywno zawieszona została na głównej belce kadłuba. Belka zmiany kąta pochylenia połączona jest z dźwignią serwonapędu poprzez sworzeń. Serwo zmiany kąta pochylenia napędzane jest mikro silnikiem DC (rys 9.1-7). Belka zmiany kąta przechylenia połączona jest serwonapędem sworzniem kulowym. Realizacja sterowania względem kąta odchylenia odbywa się przy pomocy serwonapędu przedstawionego na rysunku z2-9. Serwo złożone jest z mikrosilnika DC oraz z wirnika (pędnik). Ruch wirnika wywołuje aerodynamiczny moment oporowy, który jest wykorzystywany do sterowania.



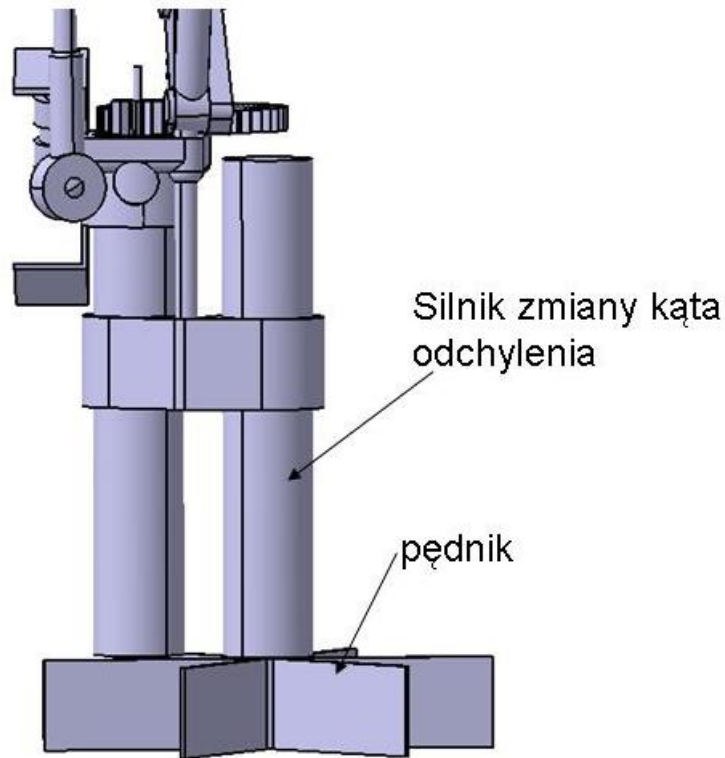
Rysunek z2-6.Moduł napędowy



Rysunek z2-7. Serwonapęd zmiany kąta pochylenia



Rysunek z2-8. Serwo napęd zmiany kąta przechylenia



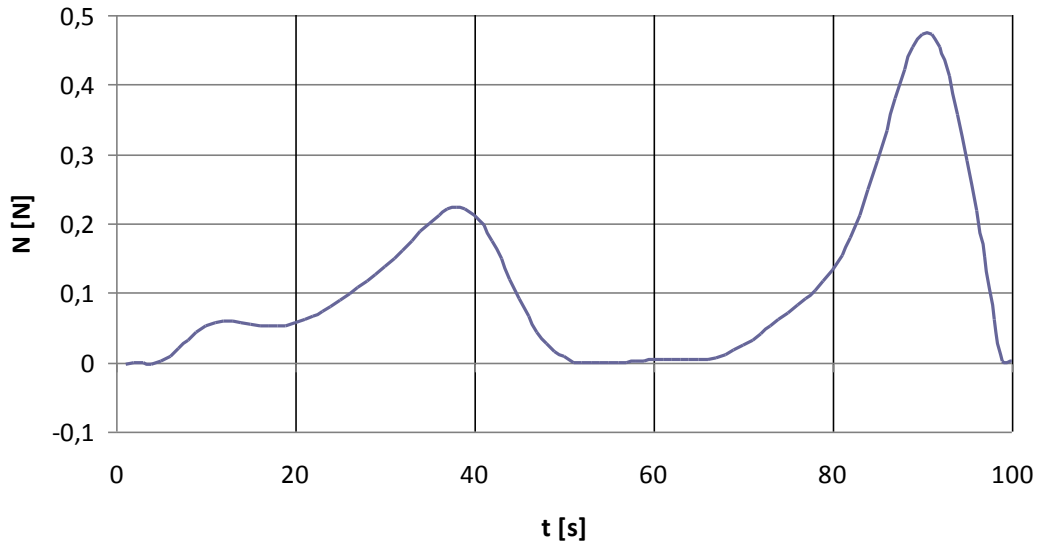
Rysunek z2-9. Napęd zmiany kąta odchylenia

- **Obliczeniowe obciążenia aerodynamiczne**

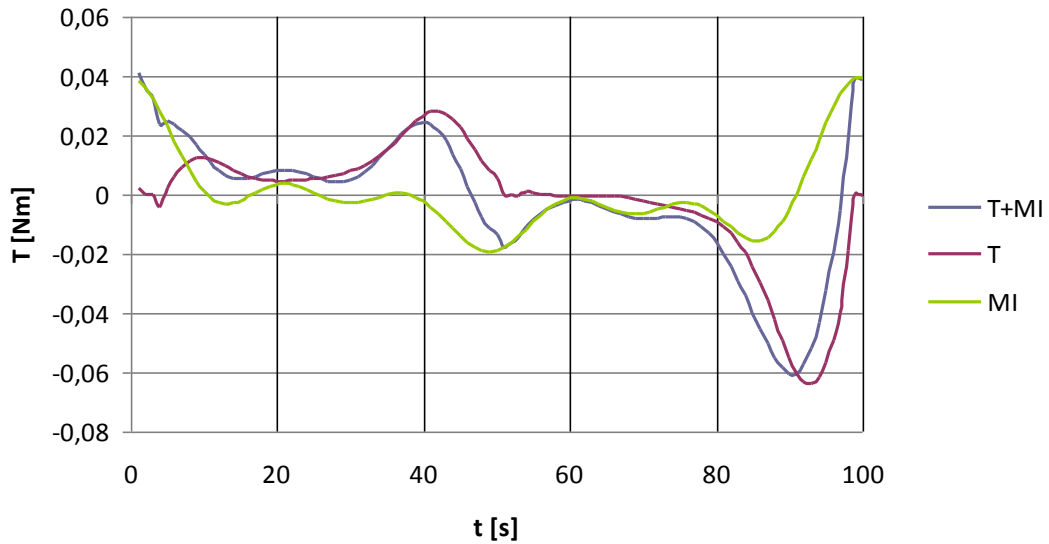
Obciążenia aerodynamiczne zostały wyznaczone metodą pierścieni wirowych, przy pomocy programu napisanego w ramach rozprawy. W tabeli z2-1 zestawione zostały dane wejściowe.

Tabela z2-1

częstotliwość trzepotania	f	22	Hz
odległość końcówki skrzydła do środka obrotu	R	0,1	m
maksymalna chwilowa siła nośna jednego skrzydła	Nmax	0,472379	N
maksymalny chwilowy moment oporowy jednego skrzydła	Tmax	0,064032	Nm

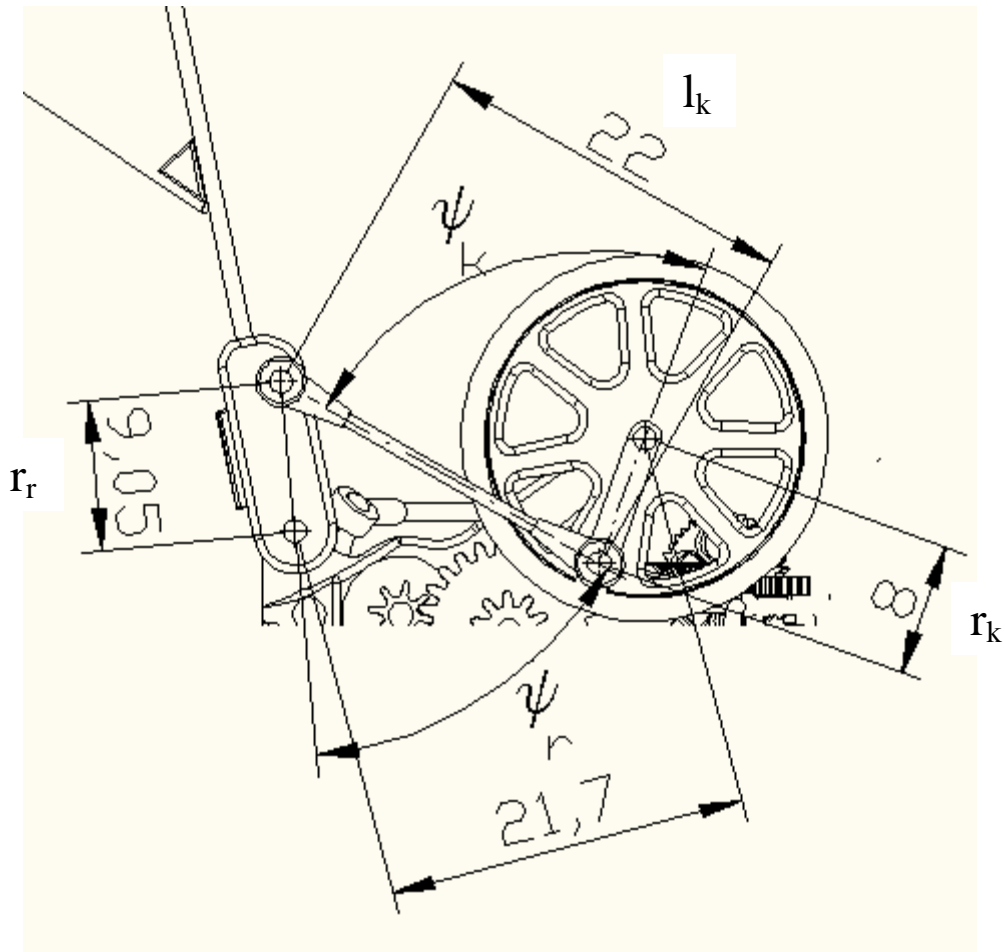


Rysunek z2-10. Siła nośna generowana przez jedno skrzydło

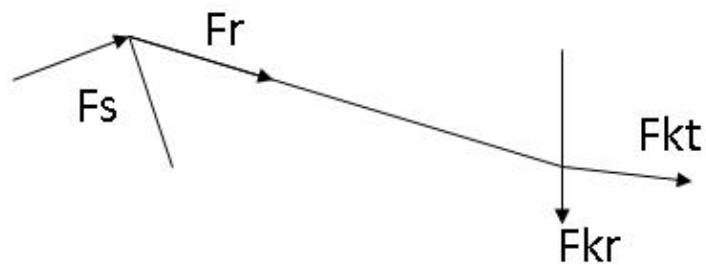


Rysunek z2-11. Moment oporowy generowany przez skrzydło

Na ilustracjach z2-10 oraz z2-11 przedstawiono przebiegi obciążeń w postaci siły nośnej oraz momentu oporowego. Do momentu oporowego dodany został moment bezwładności (krzywa T+MI).



Rysunek z2-12. Wymiary układu napędowego



Rysunek z2-13. Siły działające na układ korbowy

siła konieczna do ruchu skrzydła:

$$F_s = \frac{T}{r_r}$$

siła działająca na korbówód

$$F_r = \frac{F_s}{\sin(\psi_r)}$$

siła styczna do koła napędowego

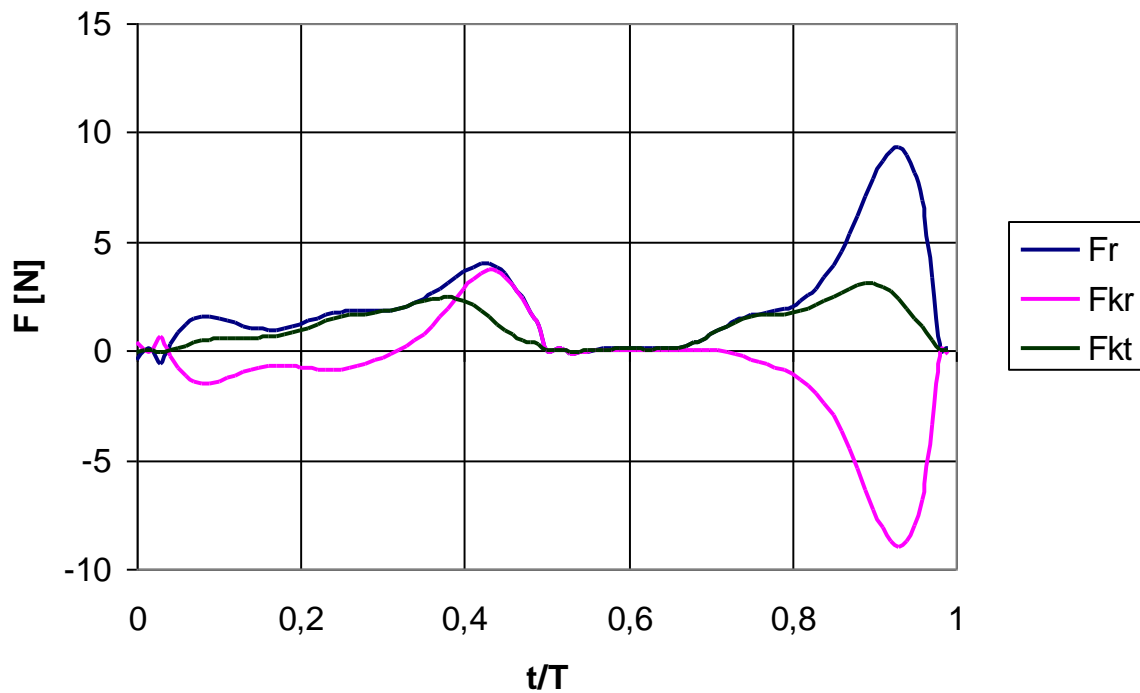
$$F_{kt} = F_r \sin(\psi_k)$$

siła działająca promieniowo na koło napędowe

$$F_{kr} = F_r \cos(\psi_k)$$

moment oporowy działający na koło napędowe

$$M_k = F_{kt} r_k$$



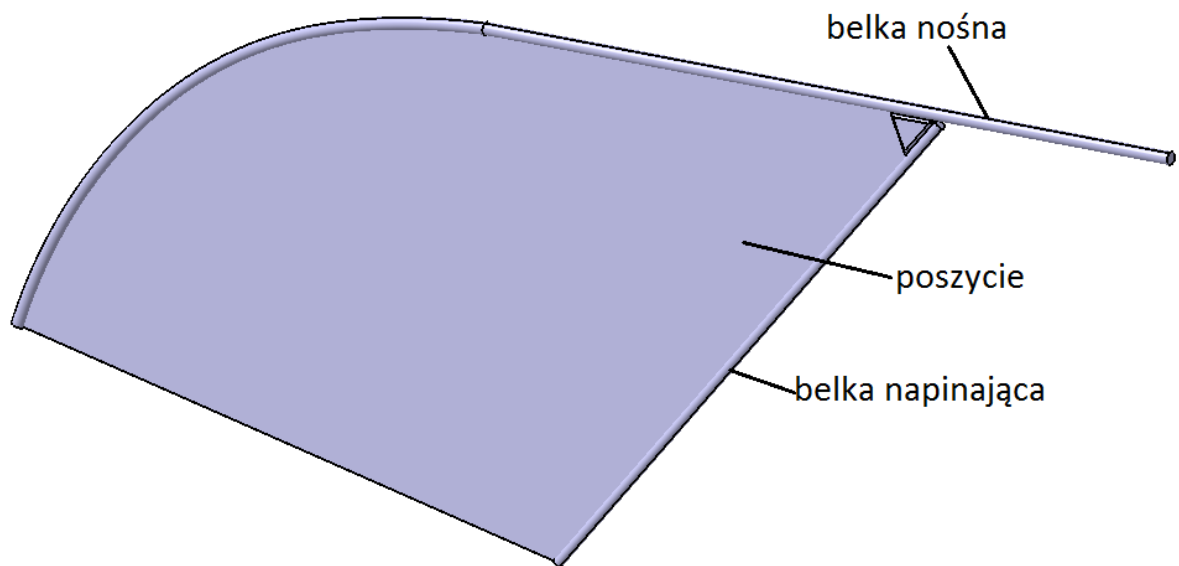
Rysunek z2-14.Przebieg zmian obciążeń układu napędowego

Tabela z2-2.Maksymalne wartości obciążeń

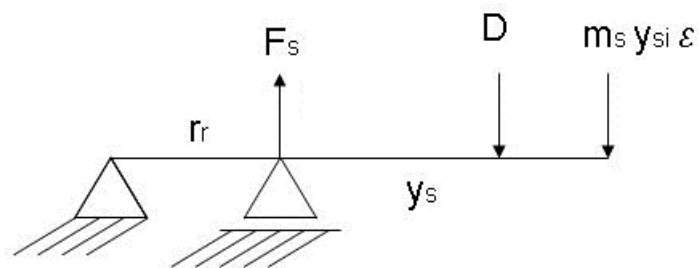
Fr	9,30	N
Fkr	3,67	N
Fkt	3,05	N
Mk	0,0244	Nm

- **Obliczenia wytrzymałościowe**

- belka nośna skrzydła – warunek na zginanie



Rysunek z2-15. Układ konstrukcyjny skrzydła



Rysunek z2-16. Schemat obciążenia belki nośnej skrzydła

całkowity moment zginający belkę w miejscu mocowania korbowodu

$$M_g = \sqrt{(D \cdot y_{sD} + m_s \cdot \epsilon \cdot r_{sm}^2)^2 + (N \cdot y_N)^2}$$

wskaźnik wytrzymałości przekroju belki - przekrój okrągły

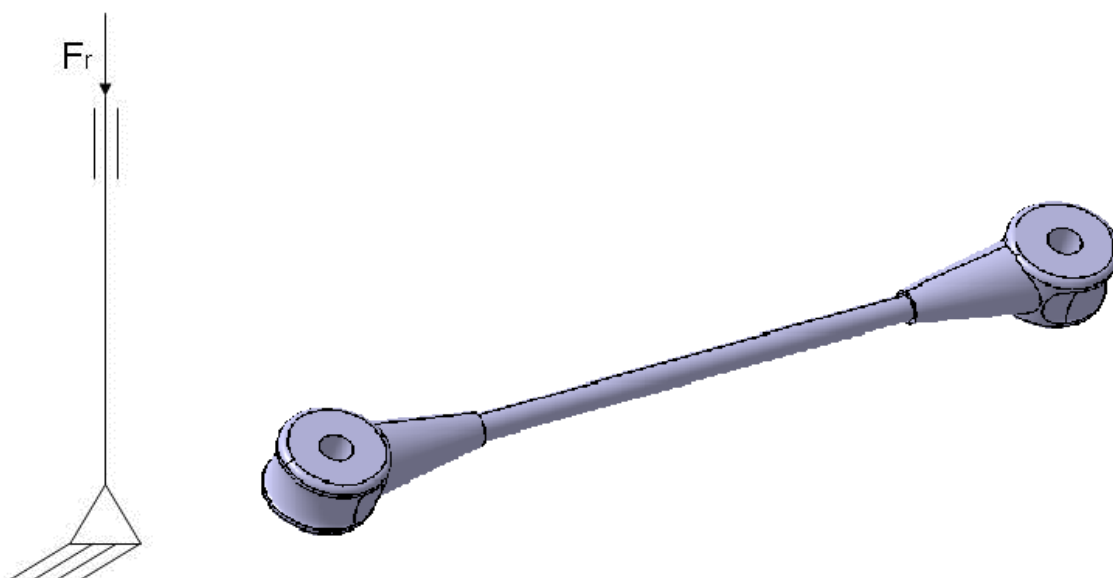
$$W_0 = \frac{d_b^3}{32}$$

naprężenia w najbardziej wyciężonym przekroju

$$\sigma = \frac{M_g}{W_b}$$

średnica belki	wskaźnik wytrzymałości przekroju	współczynnik bezpieczeństwa	naprężenia	wytrzymałość materiału	materiał
d_b	W_b	n	σ_b	R_m	-
m	m^3	-	MPa	MPa	-
0,0015	1,05E-10	1,5	886	1000	laminat węglowy jednokierunkowy

o korbówód - warunek na wyboczenie



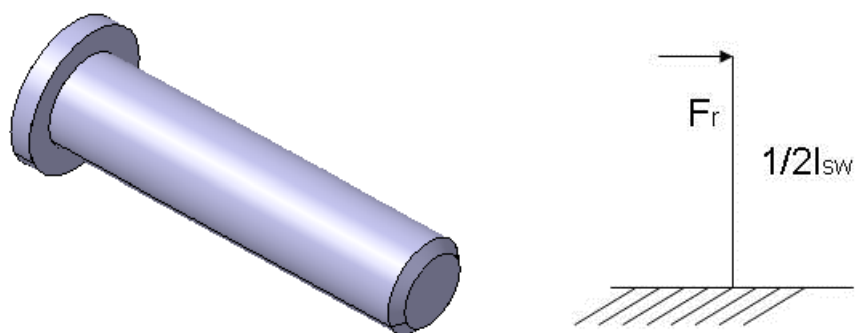
Rysunek z2-17.Korbówód - schemat wytrzymałościowy oraz geometria CAD

obciążenie krytyczne:

$$P_{kr} = \frac{\pi^2 EI}{l_k^2}$$

średnica korbowodu	długość korbowodu	moduł Younga	moment bezwładności	współczynnik bezpieczeństwa	Maksymalna siła ściskająca	krytyczna siła ściskająca
d_k	l_k	E	I	n	F_r	F_{kr}
m	m	GPa	m^3	-	N	N
0,001	0,022	294	1,56E-14	1,5	13,9	93,7

- o sworzeń korbowodowy - warunek na zginanie



Rysunek z2-18.Sworzeń korbowy - schemat wytrzymałościowy oraz geometria CAD

moment zginający sworzeń:

$$Mg_{sw} = \frac{F_r l_{sw}}{2}$$

wskaźnik wytrzymałości przekroju sworznia – rura

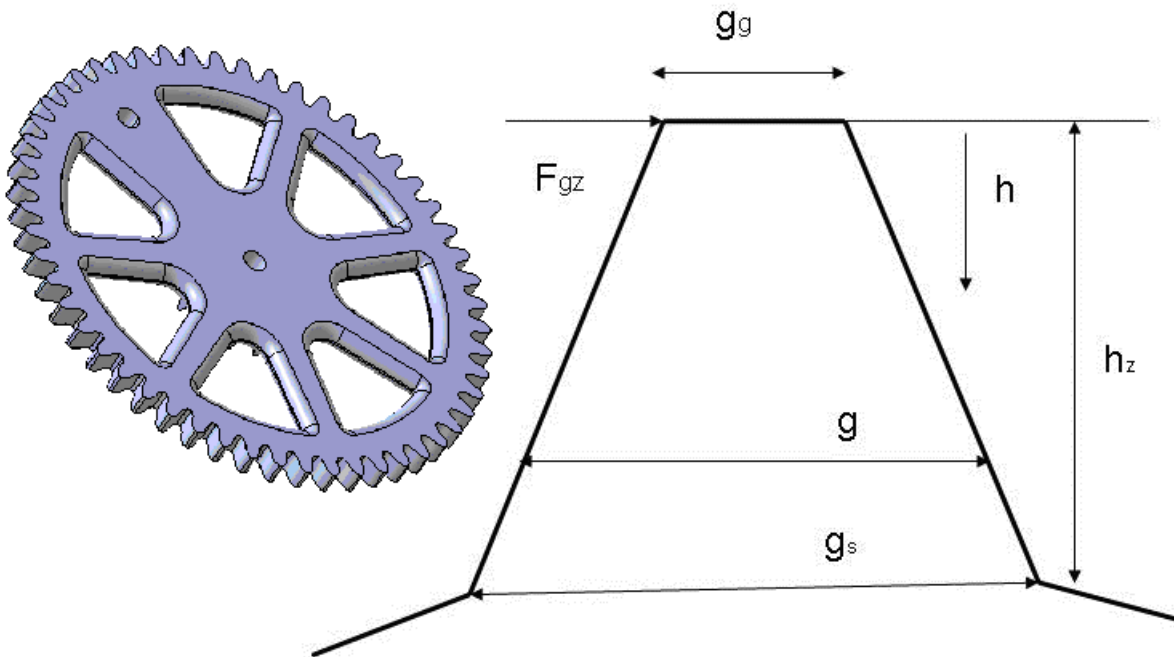
$$W_{sw} = \frac{d_{zsw}^4 - d_{wsw}^4}{32d_{zsw}}$$

naprężenia sworznia

$$\sigma_{sw} = \frac{Mg_{sw}}{W_{sw}}$$

średnica zewnętrzna sworznia	średnica wewnętrzna sworznia	długość sworznia	wskaźnik wytrzymałości
d_{zsw}	d_{wsw}	l_{sw}	W_w
m	m	m	m ³
0,0009	0,0005	0,0023	2,06E-11
maksymalny moment gnący	współczynnik bezpieczeństwa	maksymalne naprężenia	wytrzymałość materiału
Mg_w	n	σ_{sw}	Rm
Nm	-	MPa	MPa
1,07E-02	1,50E+00	778	900

- o ząb przekładni zębatej – warunek na zginanie



Rysunek z2-19. Koło napędowe - geometria CAD oraz schemat wytrzymałościowy zęba przekładni

grubość zęba

$$g = g_g + \frac{g_s - g_g}{h_z} h$$

wskaźnik wytrzymałości przekroju zęba - przekrój prostokątny

$$W_z = \frac{b_z g^2}{6}$$

siła zginająca ząb:

$$F_{gz} = \frac{2M_{k1}}{i_{zp} d_{kz}}$$

$i_{zp}=2$ – ilość zębów w przyporze

moment zginający ząb

$$M_{gz} = F_{gz} h$$

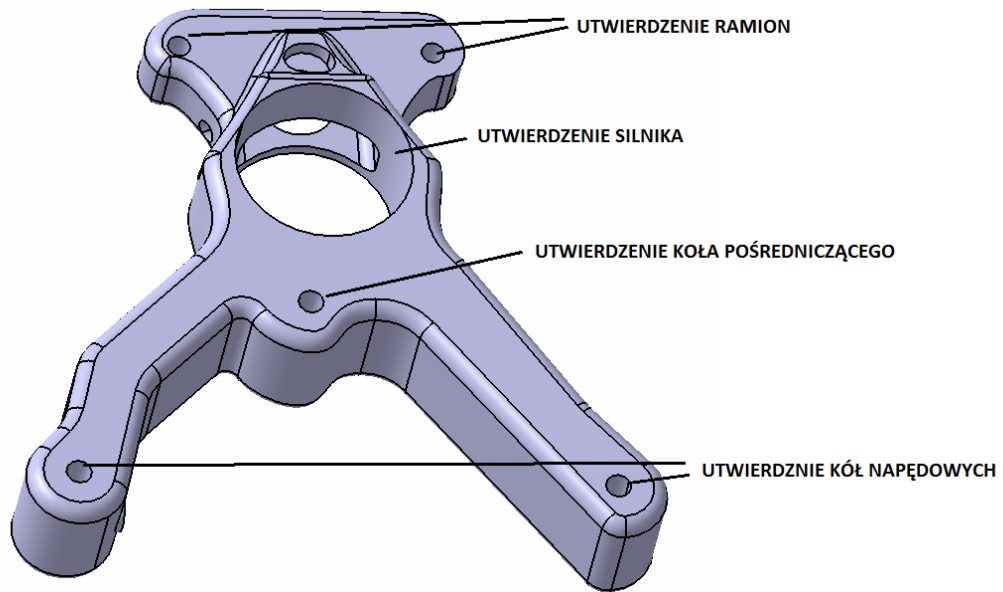
naprężenia zęba

$$\sigma_z = \frac{M_{gz}}{W_z}$$

średnica głowy zębów	średnica stóp zębów	wysokość zęba	grubość koła	siła zginająca koło
d_{kz}	d_{kw}	h_z	b_k	F_{qz}
m	m	m	m	N
0,022	0,02	0,001	0,001	2,22
Odległość od głowy zęba	Szerokość zęba	Wskaźnik wytrzymałości na zginanie	Moment gnący	Naprężenia
h	g	W_z	M_{qz}	σ_z
m	m	m	Nm	MPa
0,001	0,000195	6,3E-12	0,000111	17,5
0,0009	0,00024	9,6E-12	0,000222	23,1
0,0008	0,000285	1,4E-11	0,000333	24,6
0,0007	0,00033	1,8E-11	0,000444	24,5
0,0006	0,000375	2,3E-11	0,000555	23,7
0,0005	0,00042	2,9E-11	0,000666	22,7
0,0004	0,000465	3,6E-11	0,000777	21,6
0,0003	0,00051	4,3E-11	0,000888	20,5
0,0002	0,000555	5,1E-11	0,000999	19,5
0,0001	0,0006	6,0E-11	0,00111	18,5
	wytrzymałość materiału	współczynnik bezpieczeństwa	maksymalne naprężenia	materiał
	Rr	n	max*n	-
	MPa	-	MPa	-
	50	1,5	36,9	nylon

- **Analiza MES wytrzymałości korpusu układu napędowego**

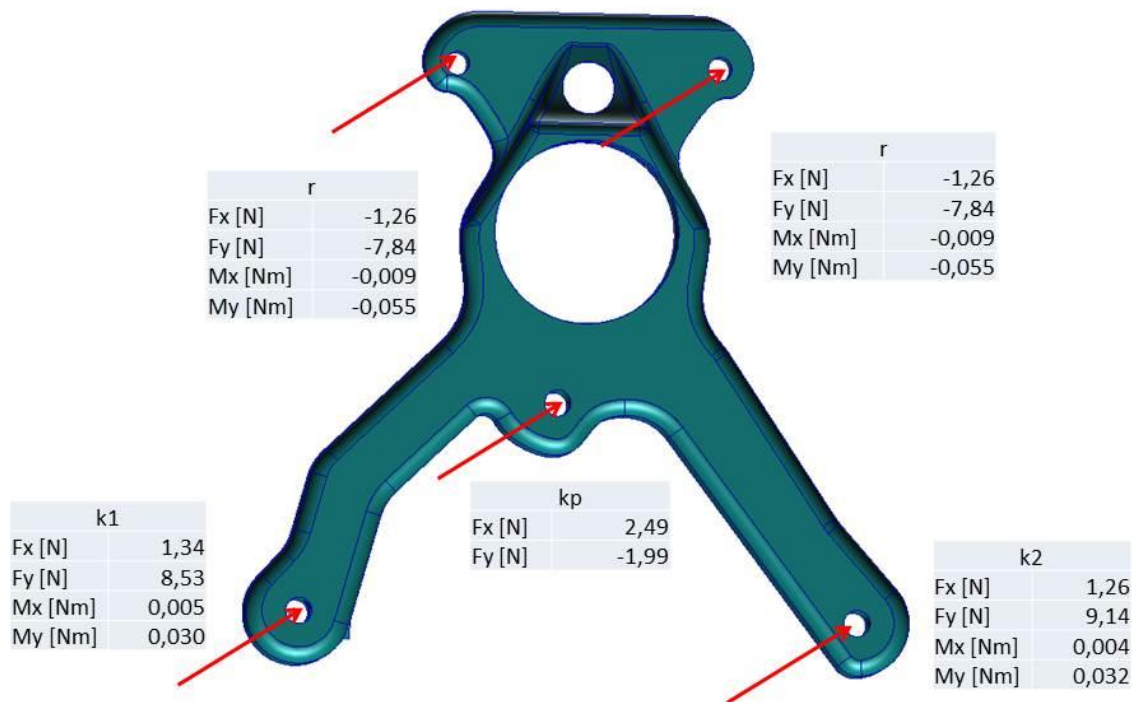
Korpus układu napędowego oraz koło napędowe mają skomplikowane kształty. Tradycyjne metody analityczne nie pozwalają na oszacowanie ich wytrzymałości. Do analizy wykorzystana została metoda elementów skończonych (MES). Jako narzędzie wykorzystany został komercyjny pakiet obliczeniowy MSC Nastran. Rysunek z2-20 przedstawia geometrię elementu z opisem funkcji poszczególnych fragmentów. Siatka obliczeniowa złożona była z 228078 elementów czworokątnych typu tet10. Rysunek z2-22 przedstawia sposób zadania warunków brzegowych. Korpus został utwierdzony w dużym otworze, który jest łożem silnika. Obciążenia pochodzące od kół zębatych oraz ramion przyłożone zostały do odpowiednich otworów. Rysunek z2-23 obrazuje rezultaty obliczeń. Przedstawione zostały naprężenia zastępcze Hubera. W najbardziej wyciężonym miejscu wartości naprężenia osiągają wartość 11MPa. Element będzie wykonany technologią trójwymiarowego drukowania. Materiałem będzie ABS o wytrzymałości 50MPa. Maksymalne naprężenia podczas pracy urządzenia będą ponad 4-krotnie mniejsze od wytrzymałości materiału. Obszary najbardziej wyciężone znajdują się u nasady wsporników kół zębatych.



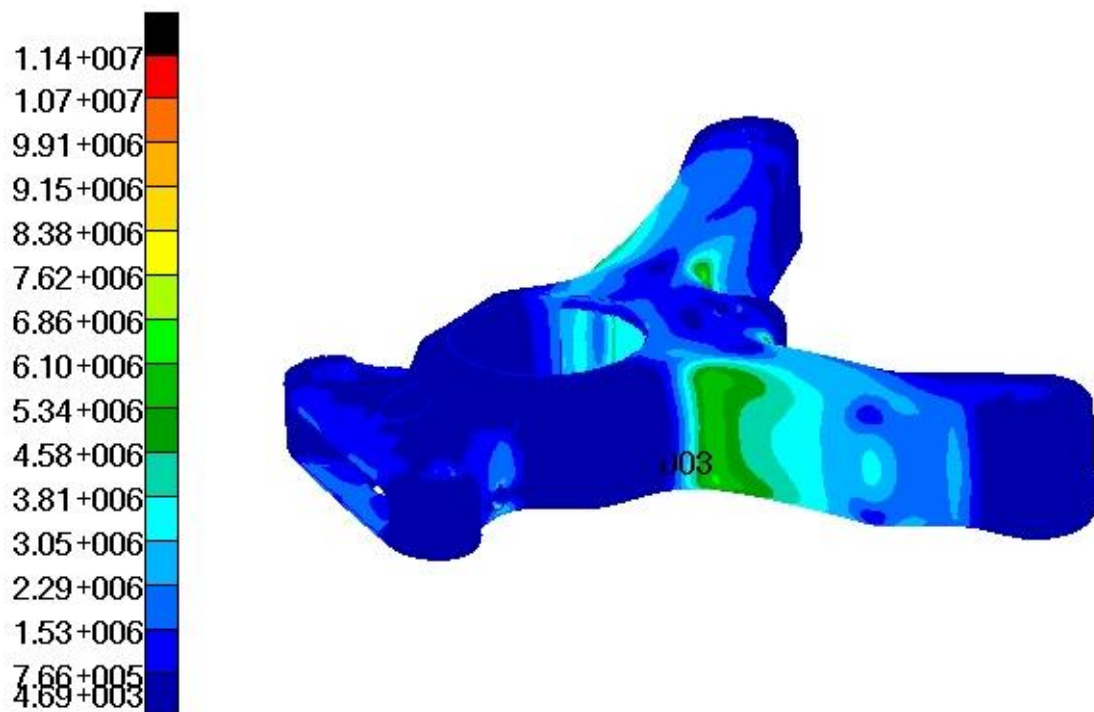
Rysunek z2-20. Geometria CAD korpusu

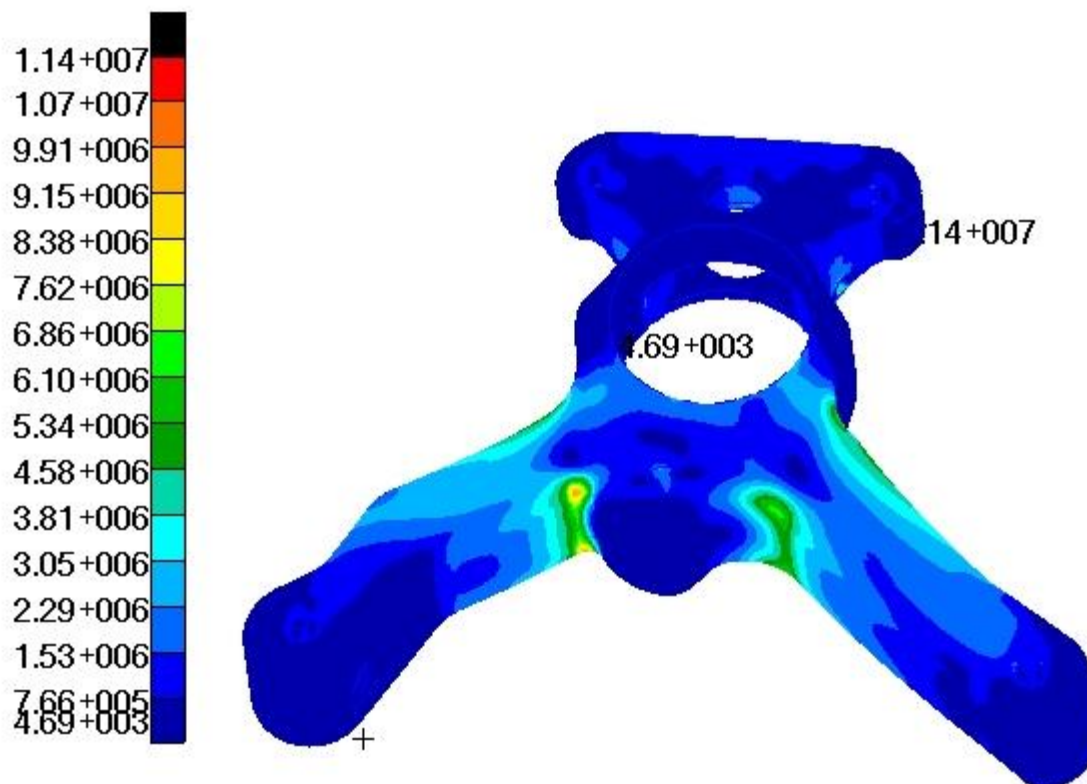


Rysunek z2-21. Siatka obliczeniowa



Rysunek z2-22. Obciążenia



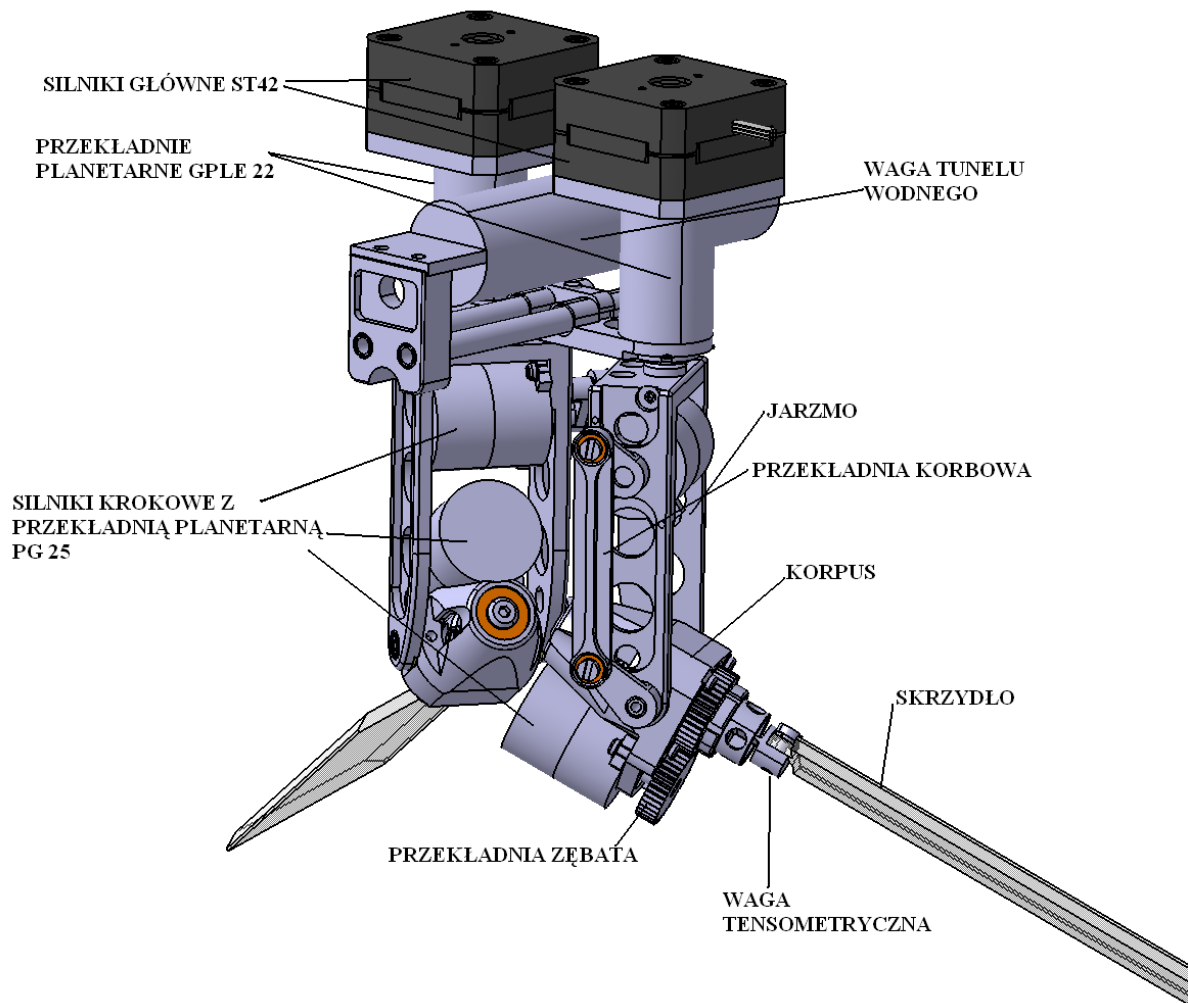


Rysunek z2-23. Naprężenia zastępcze

Załącznik 3 – Mechanizm trzepoczący do badań w tunelu wodnym

- **Koncepcja konstrukcji**

Robot do badań w tunelu wodnym (Rysunek z3-1) złożony jest z dwóch niezależnych ramion, z których każde napędzanie jest trzema silnikami. Ponieważ każde ze skrzydeł ma trzy stopnie swobody, przeniesienie napędu tak, aby każdy z silników był nieruchomy, dzięki czemu uzyskano znaczne uproszczenie konstrukcji całego mechanizmu. Silnik główny, wraz z przekładnią stanowi korpus. Na wale wyjściowym zamontowane jest jarzmo, w którym wahliwie osadzona jest obudowa wagi robota. Ta z kolei stanowi uchwyt skrzydła. Do jarzma zamontowany jest silnik odpowiedzialny za ruch względem kątów dewiacji. W obudowie znajduje się silnik zmieniający kąt nastawienia skrzydła. Do napędu wykorzystane zostały silniki krokowe, które mogą pracować bez sprzężenia zwrotnego. Pozwoliło to wyeliminować z konstrukcji dodatkowego elementu, enkodera, który mógłby stwarzać problemy podczas eksploatacji w środowisku pracy urządzenia. Uprościło to w znaczny sposób konstrukcję urządzenia i tym samym pozwoliło zredukować masę. Wszystkie elementy konstrukcyjne wykonane zostały ze stopu aluminium



Rysunek z3-1. Konstrukcja robota do badań w tunelu wodnym (wersja A)

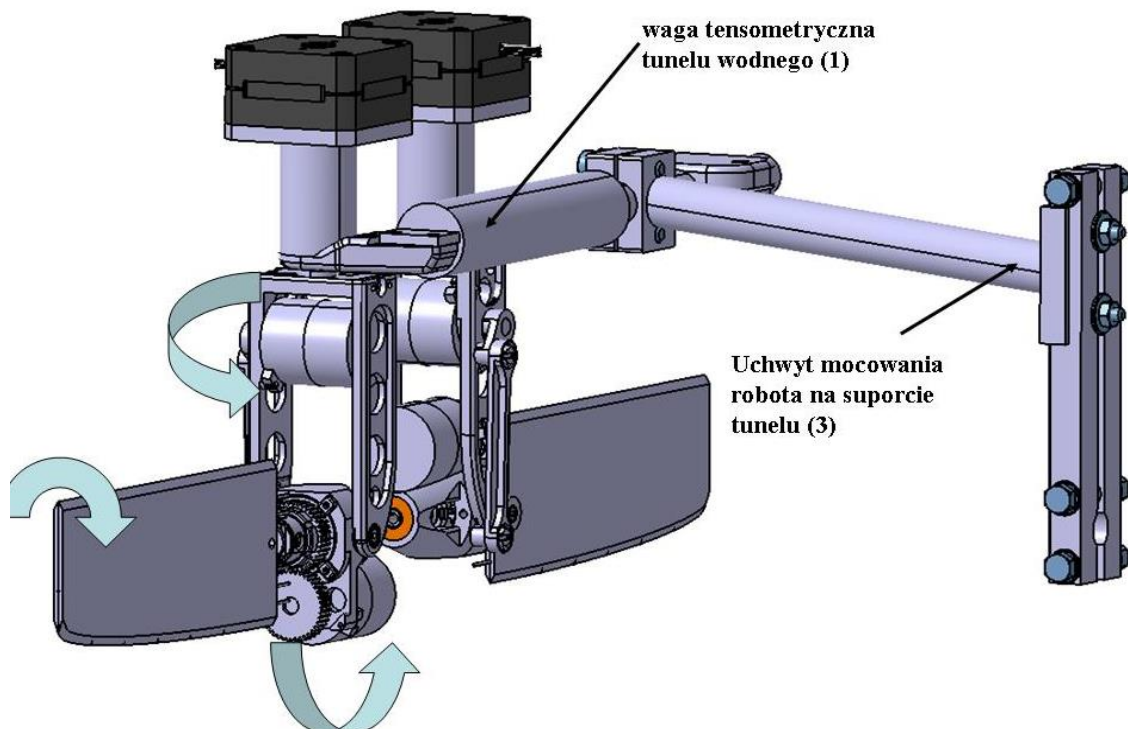
- **Ewolucja konstrukcji**

Konstrukcja urządzenia w przeciągu okresu prowadzenia badań ulegała zmianom i udoskonaleniom. Koncepcja układu konstrukcyjnego pozostała jednak niezmienną. Początkowa (prototypowa) wersja robota była złożona z pojedynczego ramienia (rys. z3-2). Urządzenie to wykorzystane zostało do badań nad wpływem zredukowanej częstotliwości na obciążenia aerodynamiczne (rozdział 6.2). W tej wersji wykorzystana została inna przekładnia głównego zespołu napędowego (o mniejszym przełożeniu)



Rysunek z3-2. Prototyp robota

Ilustracja z3-1 przedstawia docelowe urządzenie w wersji A. Składa się ono z dwóch ramion. Oba zawieszono na wadze. Takie rozwiązanie uniemożliwiało pomiar sił aerodynamicznych w dwóch kierunkach oraz momentu oporowego jednocześnie. Konieczne było przeprowadzenie drugiego pomiaru z przetwornikiem zamontowanym w prostopadłym kierunku. W celu usunięcia tej niedogodności robot przebudowany został do wersji B przedstawionej na ilustracji z3-3. Do wagi przymocowane jest tylko jedno z ramion. Dzięki temu możliwe są jednoczesne pomiary czterech interesujących obciążeń (siły normalnej, stycznej, momentu oporowego oraz pochylającego). Jednocześnie odciążona została waga, co znacznie ułatwiło prowadzenie prac.



Rysunek z3-3. Robot do badań w tunelu wodnym w wersji B

Obliczenia

Celem obliczeń jest sprawdzenie poprawności doboru zespołów napędowych. Zważywszy na bardzo niskie obciążenia aerodynamiczne nie ma potrzeby sprawdzania konstrukcji pod kątem wytrzymałościowym. Wyznaczone zostały przewidywane maksymalne obciążenia przetwornika pomiarowego oraz zakłócające pomiar obciążenia bezwładnościowe.

założenia wstępne

lepkość wody dla 20cels

$$\underline{\underline{\nu}} = 1.08 \cdot 10^{-6}$$

$$\rho = 997$$

zadana liczba Reynoldsa

$$\underline{\underline{Re}} = 14000$$

parametry kinematyki modelu

$$\phi_p = 90\text{deg} \quad \underline{\underline{\Phi}} = 120\text{deg} \quad \Psi = 90\text{deg}$$

wydłużenie skrzydeł

$$\lambda := 6.6$$

odległość końcówki skrzydła od osi obrotu

$$R := 0.15$$

$$R_0 := 0.033$$

częstotliwość trzepotania

$$f = \frac{\operatorname{Re}(v \cdot \lambda)}{4\Phi \cdot R \cdot (R)} f = 0.529$$

kinematyka- trajektoria ruchu

$$\phi(t) = \frac{\Phi}{2} \cdot \sin(2\pi f \cdot t + \phi_p)$$

$$\psi(t) = \frac{\Psi}{2} \cdot \sin(4\pi f \cdot t + \psi_p)$$

$$\gamma(t) = \frac{\Gamma}{2} \cdot \cos(2\pi f \cdot t + \psi_p)$$

$$u1(t,r) = \frac{d}{dt} x(t,r) + u_{xp}$$

$$u2(t,r) = \frac{d}{dt} y(t,r) + u_{yp}$$

$$u3(t,r) = \frac{d}{dt} z(t,r) + u_{zp}$$

$$u(t,r) = \sqrt{u1(t,r)^2 + u2(t,r)^2 + u3(t,r)^2}$$

$$\gamma(t,r) = \begin{cases} \operatorname{atan}\left(\frac{u_\psi(t,r)}{u_\phi(t,r)}\right) & \text{if } u_\phi(t,r) < 0 \\ -\left(\pi - \operatorname{atan}\left(\frac{u_\psi(t,r)}{u_\phi(t,r)}\right)\right) & \text{otherwise} \end{cases}$$

przewidywane siły aerodynamiczne - model quasi-stacjonarny

- współczynniki sił aerodynamicznych

$$Cl(\alpha) = -0.0009 \cdot \left(\alpha \cdot \frac{180}{\pi}\right)^2 + 0.0849 \cdot \left(\alpha \cdot \frac{180}{\pi}\right) - 0.0582$$

$$Cd(\alpha) = -10^{-5} \cdot \left(\alpha \cdot \frac{180}{\pi}\right)^3 + 0.0013 \cdot \left(\alpha \cdot \frac{180}{\pi}\right)^2 + 0.0039 \cdot \left(\alpha \cdot \frac{180}{\pi}\right) + 0.4128$$

- siła nośna oraz oporu

$$pl(\alpha, r, t) = Cl(\alpha) \cdot \rho \cdot \frac{u(t,r)^2}{2} \cdot c(r)$$

$$pd(\alpha, r, t) = Cd(\alpha) \cdot \rho \cdot \frac{u(t, r)^2}{2} \cdot c(r)$$

$$Pl(\alpha, t) = \int_{R_0}^R pl(\alpha, r, t) dr$$

$$Pd(\alpha, t) = \int_{R_0}^R pd(\alpha, r, t) dr$$

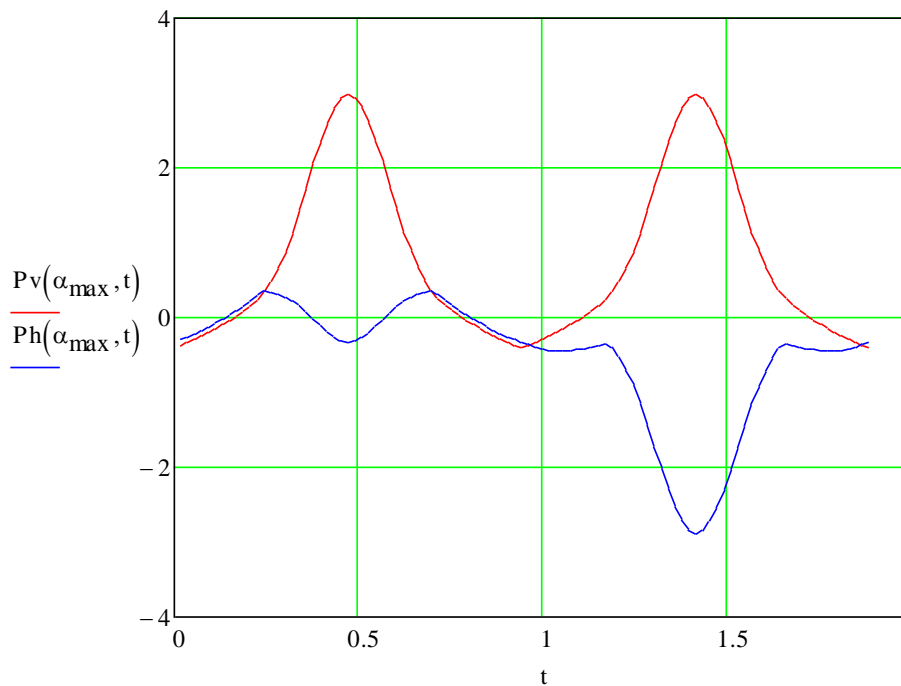
- składowe związane z kartezjańskim układem współrzędnych

$$pv(\alpha, r, t) = |\cos(\gamma(t, r))| \cdot pl(\alpha, r, t) + \sin(\gamma(t, r)) \cdot pd(\alpha, r, t)$$

$$ph(\alpha, r, t) = -|\sin(\gamma(t, r))| \cdot pl(\alpha, r, t) + \cos(\gamma(t, r)) \cdot pd(\alpha, r, t)$$

$$Pv(\alpha, t) = \int_{R_0}^R pv(\alpha, r, t) dr$$

$$Ph(\alpha, t) = \int_{R_0}^R ph(\alpha, r, t) dr$$

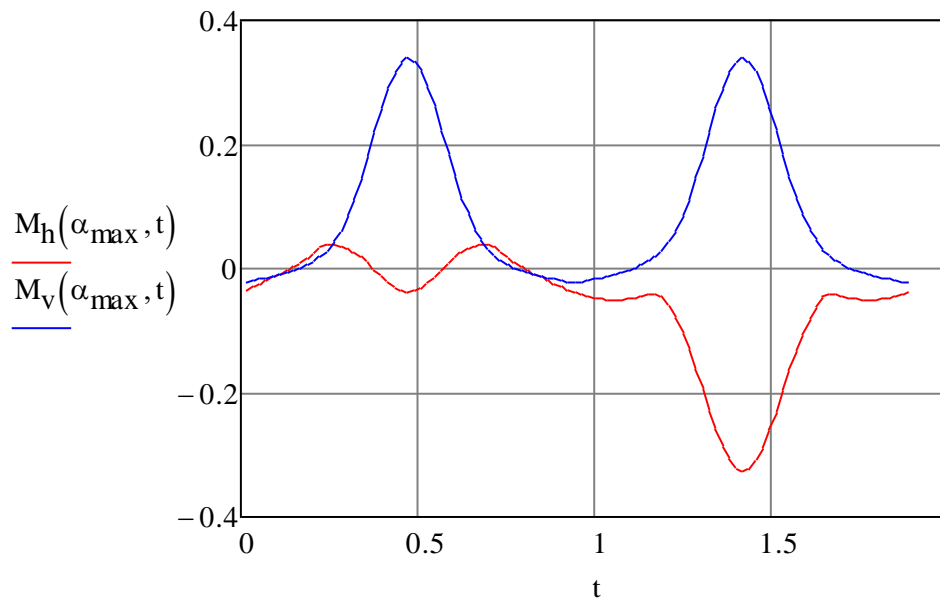


Rysunek z3-4. Zmiana sił aerodynamicznych podczas jednego okresu

- moment oporowy skrzydła

$$M_h(\alpha, t) = \int_{R_0}^R r \cdot ph(\alpha, r, t) dr$$

$$M_v(\alpha, t) = \int_{R_0}^R r \cdot \cos(\phi(t)) \cdot pv(\alpha, r, t) dr$$



Rysunek z3-5. Przebieg momentów oporowych skrzydła

zespół napędowy zmiany kąta nastawienia (zespół I)

- obliczeniowa odległość ogniska aerodynamicznego od osi obrotu

$$c_{p_y} = 0.25 \cdot 0.05\text{m} = 12.5\text{mm}$$

- maksymalna siła aerodynamiczna

$$R_{\text{aero}}(\alpha, t) = \sqrt{P_l(\alpha, t)^2 + P_d(\alpha, t)^2} R_{\text{aeromax}} = 3\text{ N}$$

- maksymalny moment niezbędny do zmiany kąta nastawienia

$$M_\gamma = R_{\text{aeromax}} \cdot c_{p_y} \quad M_\gamma = 0.038\text{N}\cdot\text{m}$$

- moment trzymający silnika PG25

$$M_{\text{PG25}} = \frac{50}{100} \cdot \text{N}\cdot\text{m} = 0.5 \cdot \text{N}\cdot\text{m}$$

- przełożenie przekładni planetarnej silnika

$$i = 76$$

- przełożenie przekładni pośredniczącej

$$i_p = 0.96$$

- krok silnika

$$\text{skok} = 15\text{deg}$$

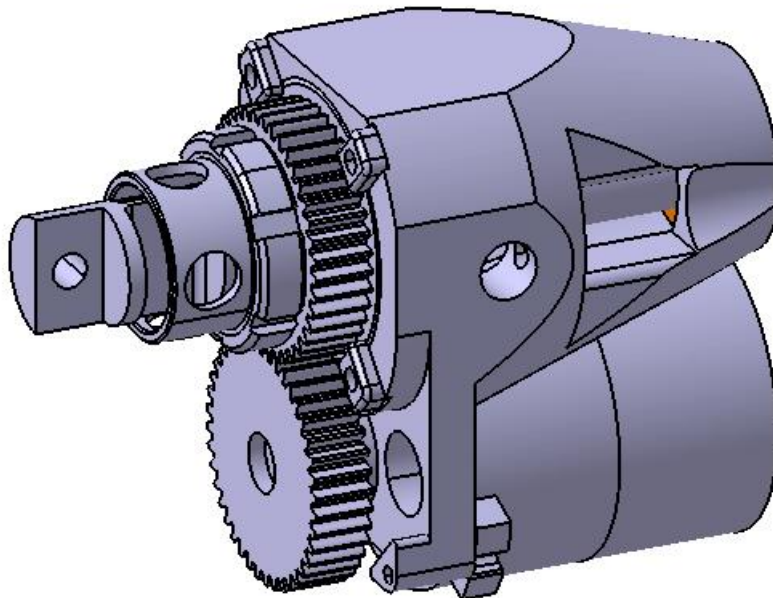
- rozdzielczość ruchu

$$\text{res} = \frac{\text{skok}}{i \cdot i_p} = 0.206 \text{ deg}$$

- częstotliwość taktowania silnika

$$f_s = \frac{1}{\frac{\text{skok}}{i \cdot \omega_{\psi \max}}} = 1.517 \times 10^3 \text{ Hz}$$

zespół zmiany kąta dewiacji (zespół I)



Rysunek z3-6. Zespół I

- środek parcia siły aerodynamicznej (wzdłuż rozpiętości)

$$c_{px} = 0.1 \text{ m}$$

- niezbędny maksymalny moment do ruchu

$$M_{\text{aero}} = R_{\text{aero max}} \cdot c_{px} = 0.3 \text{ N} \cdot \text{m}$$

główny zespół napędowy (zespół II)

- przełożenie przekładni silnika

$$i_{gple22} = 9$$

- moment bezwładności przekładni

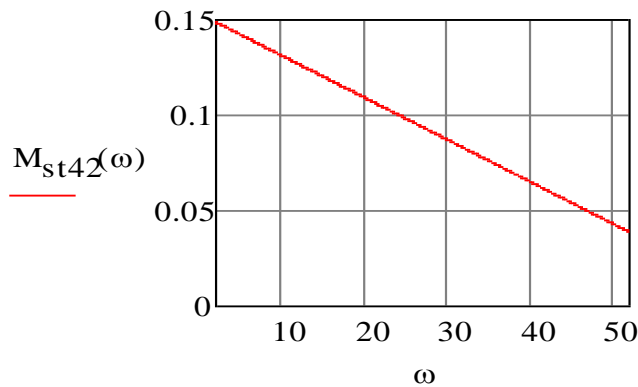
$$I_{gple} := 9 \cdot 10^{-8}$$

- sprawność przekładni

$$\eta_{gple} = 0.94$$

- charakterystyka silnika

$$M_{st42}(\omega) = -0.0022 \cdot \omega + 0.1531$$



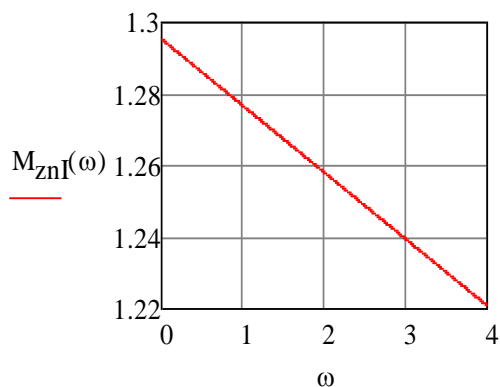
Rysunek z3-7. Charakterystyka mechaniczna silnika głównego

- moment obrotowy zespołu napędowego

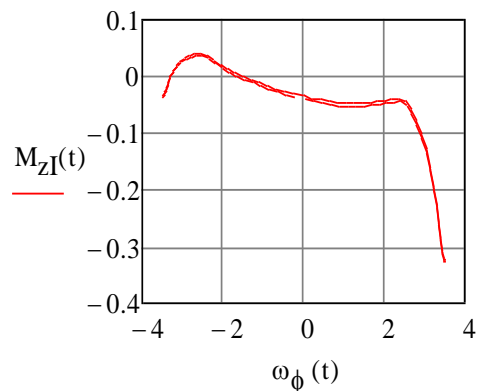
$$M_{znI}(\omega) := M_{st42}(\omega) \cdot i_{gple22} \cdot \eta_{gple}$$

- moment oporowy generowany przez ramie robota

$$M_{zI}(t) = M_h(\alpha_{max}, t) + \varepsilon_\phi(t) \cdot (I_{L2} + I_{gple} \cdot i_{gple22}^2 + I_{ST} \cdot i_{gple22})$$



Rysunek z3-8a. Charakterystyka mechaniczna głównego zespołu napędowego



Rysunek z3-8b. Charakterystyka mechaniczna robota

- krok silnika

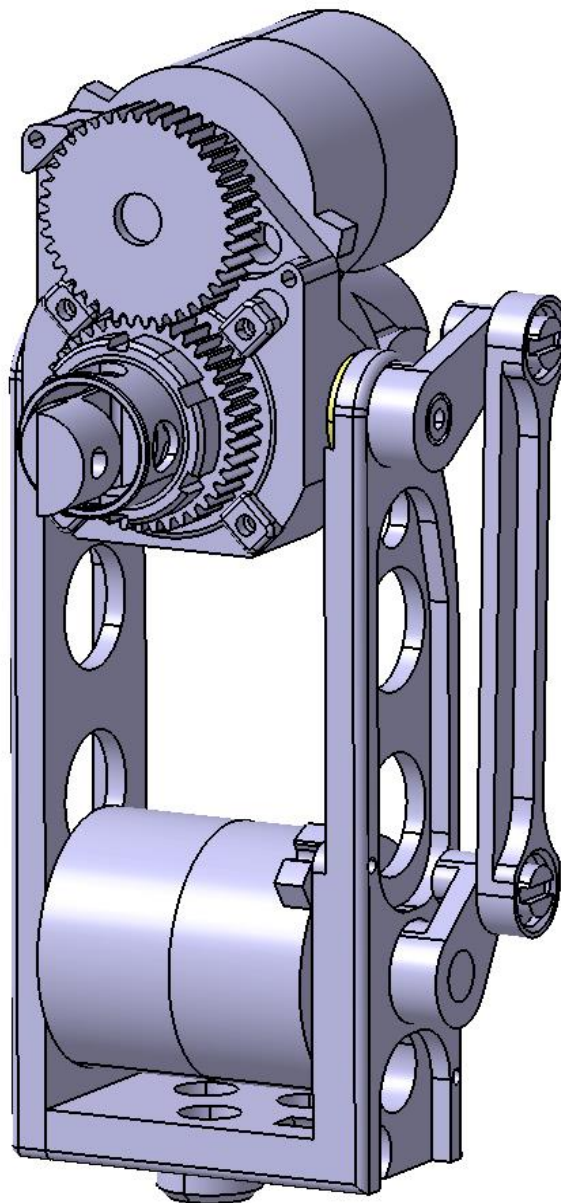
$$\text{skok}_{\text{st42}} = 0.9\text{deg}$$

- rozdzielczość ruchu

$$\text{res}_{\text{st42}} = \frac{\text{skok}_{\text{st42}}}{i_{\text{gpl}e22}} = 0.1 \cdot \text{deg}$$

- częstotliwość taktowania silnika

$$f_{\text{sst}} = \frac{1}{\frac{\text{skok}_{\text{st42}}}{i_{\text{gpl}e22} \omega_{\text{max}}}} \quad f_{\text{sst}} = 1.996 \times 10^3 \cdot \text{Hz}$$



Rysunek z3-9.Ramię robota (zespół II)

przewidywany wpływ obciążeń bezwładnościowych na odczyt wagi pomiarowej

- odległość środka masy zespołów od osi obrotu zespołu zmiany kąta nastawienia (zespół I)

$$R_{Iy} = (36 - 28.2)\text{mm} \quad R_{Iz} = (28.8 - 22.5)\text{mm} \quad R_I = \sqrt{R_{Iy}^2 + R_{Iz}^2} = 10.026\text{mm}$$

masa zespołu (I)

$$m_I = 0.149\text{kg}$$

ramienia (zespół II)

$$R_{IIx} = 2.085\text{mm} \quad R_{IIz} = 4.138\text{mm} \quad R_{II} = \sqrt{R_{IIx}^2 + R_{IIz}^2} = 4.634\text{mm}$$

masa zespołu (II)

$$m_{II} = 0.273\text{kg}$$

- siły odśrodkowe

$$F_{odI} = \omega_{\psi\max}^2 \cdot R_I \cdot m_I = 0.041\text{N}$$

$$F_{odII} = \omega_{\phi\max}^2 \cdot R_{II} \cdot m_{II} = 0.015\text{N}$$

sumaryczna siła odśrodkowa przy założeniu działania ich w jednym kierunku

$$F_{od} = F_{odI} + F_{odII} = 0.056\text{N}$$

- siły styczne do kierunku ruchu

$$F_{obI} = \varepsilon_{\psi\max} \cdot R_I \cdot m_I = 0.052\text{N}$$

$$F_{obII} = \varepsilon_{\phi\max} \cdot R_{II} \cdot m_{II} = 8 \times 10^{-3}\text{N}$$

- sumaryczna siła zakłócająca pomiar

$$F_{zak} = \sqrt{F_{obI}^2 + F_{obII}^2 + F_{od}^2} = 0.077\text{N}$$

- procentowy udział w wyniku pomiaru

$$k_{zak} = \frac{F_{zak}}{R_{aeromax}} = 0.026$$

Załącznik 4 - Porównanie poboru mocy entomoptera i wiroplata

Jakakolwiek ocena efektywności jest mało wartościowa, jeśli nie ma do czego porównać otrzymanych wartości. Aby uzyskać punkt odniesienia wyznaczone zostało zapotrzebowanie na moc do lotu w zawisie dla jednowirnikowego śmigłowca. Założono, że rozpatrywany śmigłowiec posiada takie samo obciążenie tarczy wirnika, a jego łopaty mają takie samo wydłużenie, jak zaproponowany entomopter. Do wyznaczenia mocy posłużono się modelem pasowym omówionym w rozdziale 2. Moc potrzebna do lotu w zawisie równa jest sumie mocy indukowanej oraz traconej na opory profilu:

$$P = P_i + P_{prof}$$

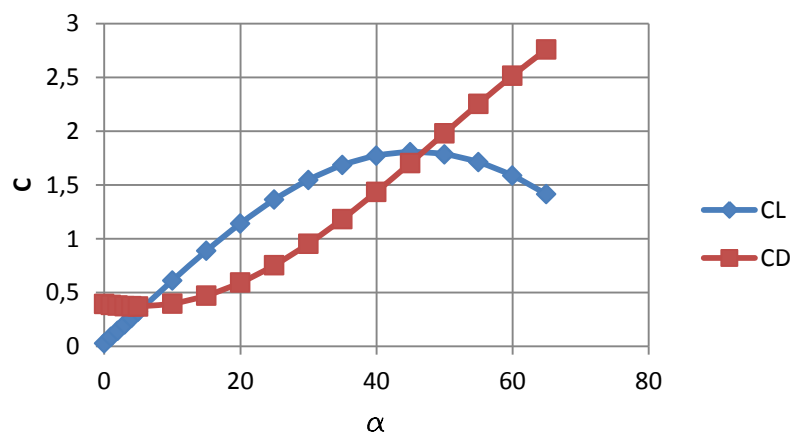
Moc indukowana wyznaczana jest z zależności:

$$P_i = \sqrt{\frac{F_L^3}{2 \cdot \pi \cdot R^2 \cdot \rho}}$$

natomiast opór profilowy:

$$P_i = \frac{1}{4} \rho \cdot c \cdot C_D \cdot \omega^3 \cdot R^4$$

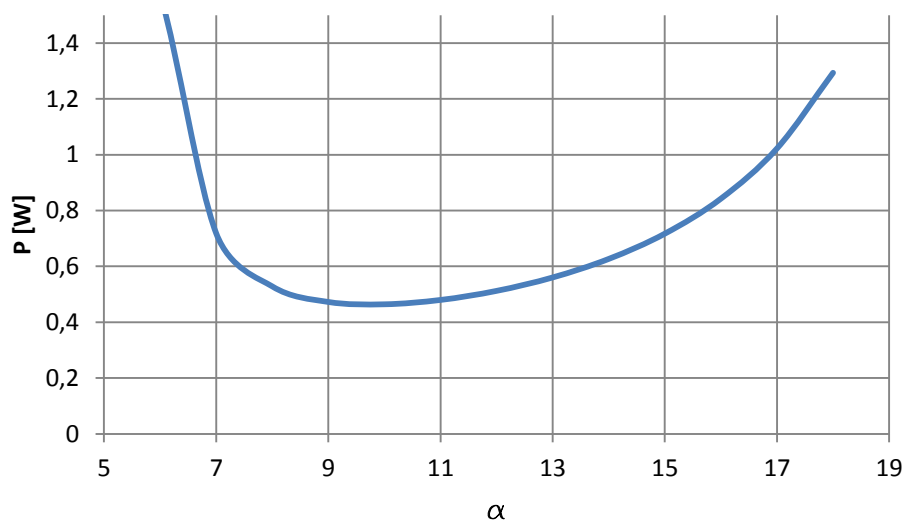
Analiza nie uwzględnia mocy potrzebnej do równoważenia momentu obrotowego wirnika. Charakterystyki aerodynamiczne (rys. z4-1) zostały zaczerpnięte z literatury [Ansari, 2006]. Tego typu porównanie można także odnaleźć w literaturze [Lasek, 2005],[Liu, 2009]



Rysunek z4-1. Charakterystyki aerodynamiczne profilu

Na podstawie tego modelu wyznaczona została moc w funkcji kąta zaklinowania skrzydła (rys. z4-2). Krzywa posiada minimum lokalne dla kąta natarcia 10° . Minimalna wartość osiągniętej mocy wynosi 0,464W. Najmniejsza wartość poboru energii wyznaczona eksperymentalnie dla entomoptera wynosi 0,39W przy założeniu, że siła aerodynamiczna jest wykorzystana optymalnie. Zakładając, że wykorzystywana do unoszenia jest średnia wypadkowa siła, wartość ta wzrasta do 0,59W. Przy optymalnym wykorzystaniu energii

entomopter może być ekonomiczniejszy o prawie 16% . Tabela z4-1 zawiera zestawienie parametrów obu statków powietrznych oraz wyznaczonego zapotrzebowania na moc.



Rysunek z4-2. Pobór mocy dla różnych kątów zaklinowania

Tabela z4-1. Zestawienie poborów mocy

	wiropłat	entomopter	
m [kg]	0,01		
λ	8,7		
R [m]	0,089	0,100	
P [W]	0,464	0,390	0,590
ω [rad/s]	111,5	56,5	87,9