

BADANIA WPŁYWU KINEMATYKI RUCHU SKRZYDEŁ ENTOMOPTERA NA JEGO OSIĄGI – OGÓLNA KONCEPCJA BADAŃ

PAWEŁ CZEKAŁOWSKI

*Zakład Inżynierii Lotniczej; Instytut Inżynierii
Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych;
Politechnika Wrocławska
e-mail: pawel.czekalowski@pwr.wroc.pl*

Streszczenie Tematyka pracy dotyczy badania mechanizmów trzepoczących skrzydeł, realizujących kinematykę ruchu zbliżoną do skrzydła owadziego, w kontekście zastosowania w układach sterowania i napędu miniaturowych obiektów latających mikrosamolotów (mBSL, ang. MAV). Koncepcja badań polega na pomiarze sił aerodynamicznych generowanych przez skrzydła zamocowane do mechanizmu trzepoczącego dla różnych parametrów ich ruchu. Badania zostaną przeprowadzone dla różnych kształtów obrysu skrzydła. Kompletny mechanizm machający zostanie zamocowany w układzie pomiarowym tunelu wodnego firmy Rolling Hill Corp (model 2436)¹

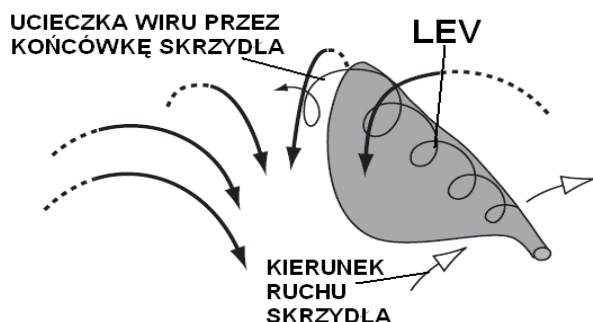
1. ISTOTA POMIARÓW I TŁO PROBLEMU

Setki badań i analiz przeprowadzonych w ciągu ostatnich dwudziestu lat wykazały niezwykle złożoność mechaniki owadziego lotu i bogactwo zjawisk aerodynamicznych. Zagadka nie została jednak jeszcze do końca rozwiązana, konieczne są dalsze badania. Na dzień dzisiejszy wiadomo, w jaki sposób pozyskiwane są dodatkowe, niewytłumaczalne klasyczną aerodynamiką, siły potrzebne do lotu takiego obiektu. Z technicznego punktu widzenia drugą kluczową, oprócz znajomości zjawiska, jest umiejętność jej kontrolowania.

Okazuje się, że najbardziej rozpowszechnionym wśród „lotników” ultramałych liczb Reynoldsa mechanizmem zwiększania sił aerodynamicznych i jednocześnie najbardziej efektywnym jest generowanie wiru krawędziowego nad krawędzią natarcia (LEV- Leading Edge Vortex). Zjawisko to zostało doświadczalnie wykryte przez M. H. Dickinsona i K. Gotza w roku 1992. Dość zbliżona metoda w technice jest znana od lat sześćdziesiątych i szeroko stosowana w samolotach supermanewrowych ze skrzydłem pasmowym. Wir zaczyna się generować przy nadkrytycznych kątach natarcia. Przy takich warunkach opływu, aby został zachowany warunek Kutty, powietrze napływające musi oderwać się od powierzchni skrzydła. W miarę przemieszczania się skrzydła o nieskończonym wydłużeniu na kątach nadkrytycznych, wir powiększa się, czemu towarzyszy wzrost siły aerodynamicznej. Dochodzi jednak do momentu, że twór osiąga wielkość krytyczną i odrywa się od skrzydła, czemu towarzyszy nagłe zmniejszenie się sił. Okazuje się, że kluczową rolę w kwestii

¹ Tunel wodny 2456 został zamówiony przez wydział Mechaniczno Energetyczny PW i jest w tej chwili montowany w firmie Rollig Hills Corp. Dostawa tunelu, jego montaż i kalibracja są przewidywane na koniec maja 2009 roku.

utrzymania takiego pola prędkości wokół skrzydła pełni przepływ wzdłuż jego rozpiętości. W przypadku skrzydła o skończonej długości część płynu wirującego nad krawędzią natarcia odpływa w kierunku końcówki skrzydła. W tej okolicy LEV łączy się z wirami podkowiastym,

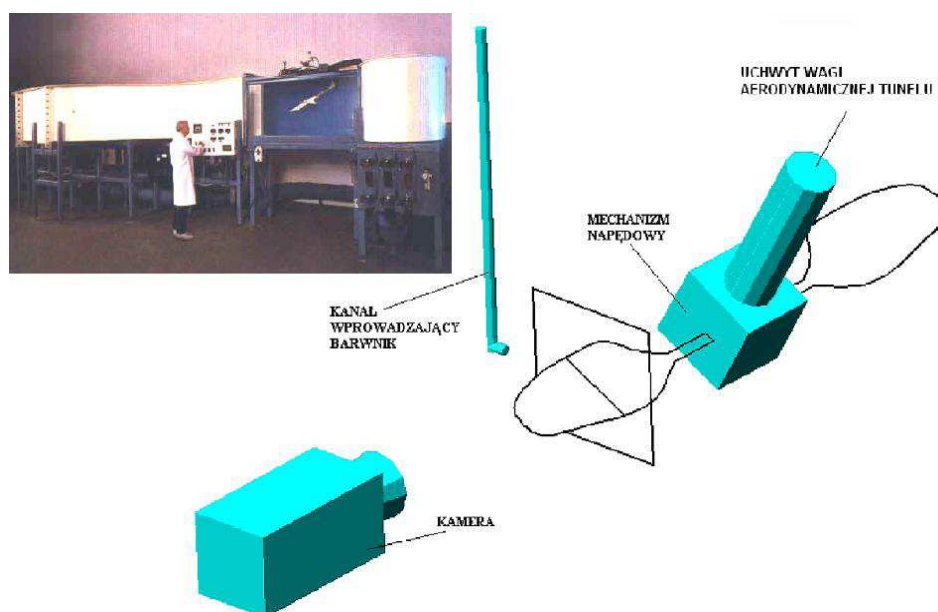


Rysunek1. Struktura wirów [1]

generowanym przez przepływ wzdłuż rozpiętości skrzydła. Ucieczka wiru przez końcówkę skrzydła wpływa stabilizująco, nie pozwala na jego rozwój, który doprowadziłby do oderwania. Rodzi się wobec tego pytanie, w jaki sposób należy wiązać ze sobą parametry kinematyki ruchu skrzydła (amplitudy, częstotliwości) oraz jak kształtować skrzydło, aby uzyskiwać optymalne siły aerodynamiczne. Dodatkowo, w jaki sposób należy modyfikować kinematykę, aby uzyskiwać pożądaną zmianę sił potrzebnych do sterowania.

2. UKŁAD POMIAROWY

Badania będą polegały na serii pomiarów sił aerodynamicznych generowanych przez model zanurzony w kanale tunelu wodnego. Pomiary dokonywane będą za pomocą pięcioskładnikowej wagi aerodynamicznej. Zanurzony mechanizm w trakcie pomiarów będzie poruszał skrzydłami, naśladując ruch skrzydeł owadzych. Osprzęt tunelu pozwala na wprowadzanie obiektu w ruch oscylacyjny, co pozwoli na zamodelowanie różnych faz lotu. Dodatkowo realizowana będzie wizualizacja opływu poprzez wprowadzenie do cieczy przed skrzydłem barwnika. Obraz zostanie zarejestrowany do późniejszej analizy w celu wyznaczenia pola prędkości w danym przekroju. Znając pola prędkości w różnych przekrojach, możliwe będzie wyznaczenie dystrybucji obciążenia siłą aerodynamiczną skrzydła wzdłuż rozpiętości. Schemat obrazujący ideę pomiaru został zamieszczony na rys. 2.



Rys. 2. Schemat ideowy doświadczenia (www.rollinghillsresearch.com)

Ponieważ ośrodkiem w tym przypadku będzie woda, model zostanie odpowiednio wyskalowany dynamicznie, tak aby liczba Reynoldsa cechująca opływ była zbliżona do tej opisującej owadzią aerodynamikę. Za dane wyjściowe do projektu układu zostały przyjęte parametry cechujące trzmiela *Bambus terrestris* (tabela 1), ponieważ istnieje szereg wyników badań przeprowadzonych na tychże owadach. Wyniki pomiarów modelowych można będzie porównać z tymi przeprowadzonymi na żywym stworzeniu. Kolumna tabeli 1, zawierająca zestawienie ważniejszych cech morfologicznych owada, została sporządzona na podstawie [6]. Wartości kolumny zawierające parametry modelu wyznaczono, zakładając, że zostaną spełnione liczby bezwymiarowe:

- Liczba Reynoldsa (na podstawie [6])

$$Re = \frac{4\Phi \cdot f \cdot R^2}{\nu \cdot \lambda} \quad (1)$$

gdzie:

Φ - całkowity kąt ruchu (dwie amplitudy) w średniej płaszczyźnie ruchu

f - częstotliwość trzepotania

R - promień okręgu zataczanego przez końcówkę skrzydła

$\lambda = \frac{(2R^2)}{S}$ - wydłużenie skrzydła

S - pole powierzchni obu skrzydeł

ν - kinematyczny współczynnik lepkości ośrodka

- Zredukowana częstotliwość trzepotania dla zawisu (na podstawie [6])

$$k = \frac{\pi}{\Phi \cdot \lambda} \quad (2)$$

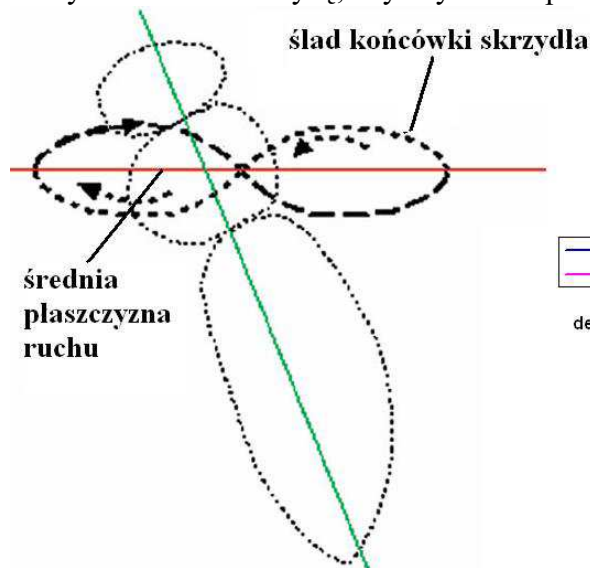
Tabela 1. Parametry morfologiczne owada (na podstawie [6]) oraz modelu

| wielkość | parametry modelu | parametry owada |
|---|------------------|-----------------|
| częstotliwość f, trzepotania Hz | 0,1-0,3 | 144-145 |
| amplituda ruchu w średniej płaszczyźnie F, rad | 1,7-2,7 | 1,7-2,7 |
| Odległość końcówki skrzydła od osi obrotu R, mm | 100 | 13,2 |
| wydłużenie λ | 6,6 | 6,6 |

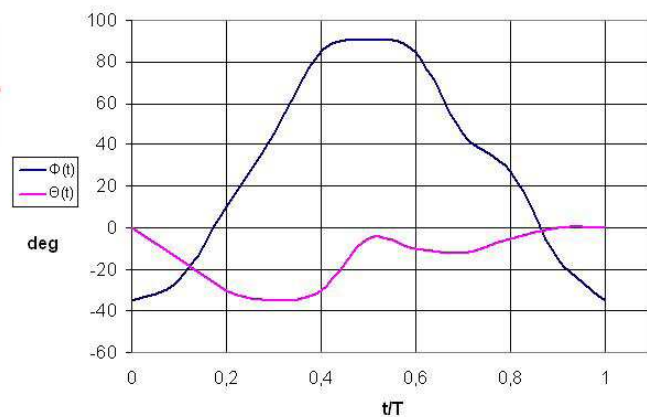
Położenie skrzydła zdefiniowane jest trzema kątami: położeniem kątowym na średniej płaszczyźnie ruchu, kątem dewiacji, czyli położeniem kątowym względem płaszczyzny prostopadłej do średniej płaszczyzny ruchu oraz kątem nastawienia skrzydła. Ogólnie przebiegi wyżej wspomnianych kątów można zapisać jako rozwinięcie w szereg Fouriera:

$$\alpha(t) = \sum_{n=1}^k (\alpha_n \cdot \cos(2\pi \cdot n \cdot f \cdot t)) \quad \Phi(t) = \sum_{n=1}^k (\Phi_n \cdot \cos(2\pi \cdot n \cdot f \cdot t)) \quad \Theta(t) = \sum_{n=1}^k (\Theta_n \cdot \cos(2\pi \cdot n \cdot f \cdot t)) \quad (3)$$

Zmiana kinematyki realizowana będzie poprzez zmianę współczynników szeregu. Analizowane będą różne trajektorie ruchu, począwszy od wyidealizowanej „ósemki” po kształty dokładniej przypominające ruch owadzi. Wśród badanych trajektorii szukana będzie optymalna, zapewniająca najlepsze osiągi. Przeanalizowany także zostanie wpływ fazy lotu, czyli poszukiwana będzie odpowiedź na pytanie, w jaki sposób należy modyfikować kinematykę, aby uzyskiwać pożądane zmiany wypadkowych sił.



Rys. 3. Wyidealizowana trajektoria [3]



Rys. 4. Przykładowy przebieg zmian położenia skrzydła [na podstawie 4]

Poza spełnieniem warunków podobieństwa układ pomiarowy będzie musiał charakteryzować się także innymi cechami, które w istotny sposób wpłyną na konstrukcję mechanizmu i sposób przeprowadzenia doświadczeń. Do ważniejszych wymagań można zaliczyć:

- Odporność na działanie wody - cały mechanizm zostanie zanurzony w wodzie, zatem zarówno sam mechanizm przeniesienia napędu (realizujący kinematykę), jak i silniki muszą być niepodatne na działanie wody lub odpowiednio zabezpieczone
- Możliwość płynnej zmiany parametrów kinematyki - swobodna możliwość zmiany częstotliwości oscylacji, a także ich amplitudy i przesunięcia fazowego
- Niezależny napęd względem każdego ze stopni swobody - możliwość modyfikowania w sposób niezależny każdego kąta (\mathbf{a} , \mathbf{F} , \mathbf{Q})
- Możliwie prosty - skomplikowane przeniesienie napędu może być przyczyną nieprecyzyjnego odtworzenia kinematyki (luzy)
- Duża amplituda ruchu, przekraczająca 120° względem każdego ze stopni swobody
- Możliwie najmniejsza masa elementów ruchomych

3. KONCEPCJE MECHANIZMÓW

- Układ z pojedynczym jarzmem i dwiema przekładniami (Coen van den Berg i Charles P. Ellington) – rys. 6.

Obrót jarzma realizuje przemieszczenie względem średniej płaszczyzny ruchu, zmiana kąta dewiacji realizowana jest poprzez pojedynczą kątową przekładnię zębatą, natomiast zmiana kąta nastawienia poprzez podwójną. W efekcie takiego rozwiązania wszystkie trzy wały napędowe usytuowane zostały w jednej osi. Wadą takiego rozwiązania jest konieczność ciągłej regulacji kąta nastawienia skrzydła

- Układ z podwójnym szkockim jarzmem i sprzęgłem przegubowym (Rafał Żbikowski i Cezary Galiński, Michael J.C. Smith)- rys. 7.

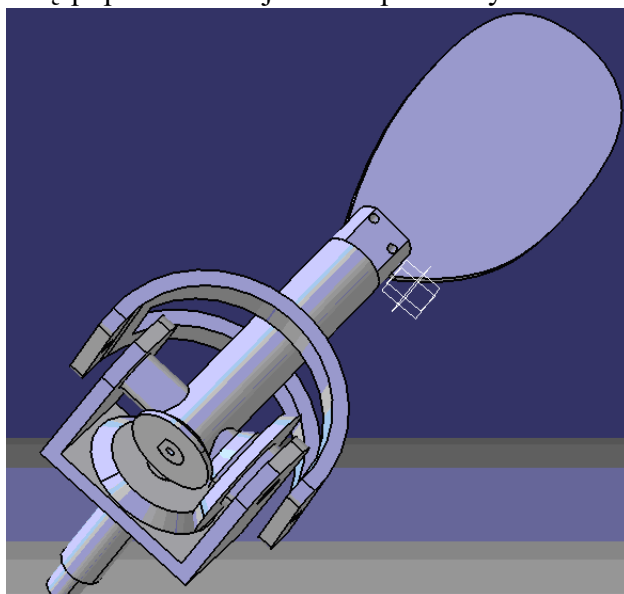
Realizacja ruchu względem średniej płaszczyzny ruchu oraz płaszczyzny do niej prostopadłej odbywa się poprzez przemieszczenie odpowiedniego jarzma. Kąt nastawienia ustawiany jest za pośrednictwem sprzęgła przegubowego. Wadą takiego rozwiązania jest ograniczenie ruchu jarzma ze względu na niewielki zakres odchyłeń sprzęgła przegubowego. Niewątpliwą zaletą jest prostota konstrukcji.

- Układ z dwoma jarzmi oraz podwójną przekładnią zębatą – rys. 5.

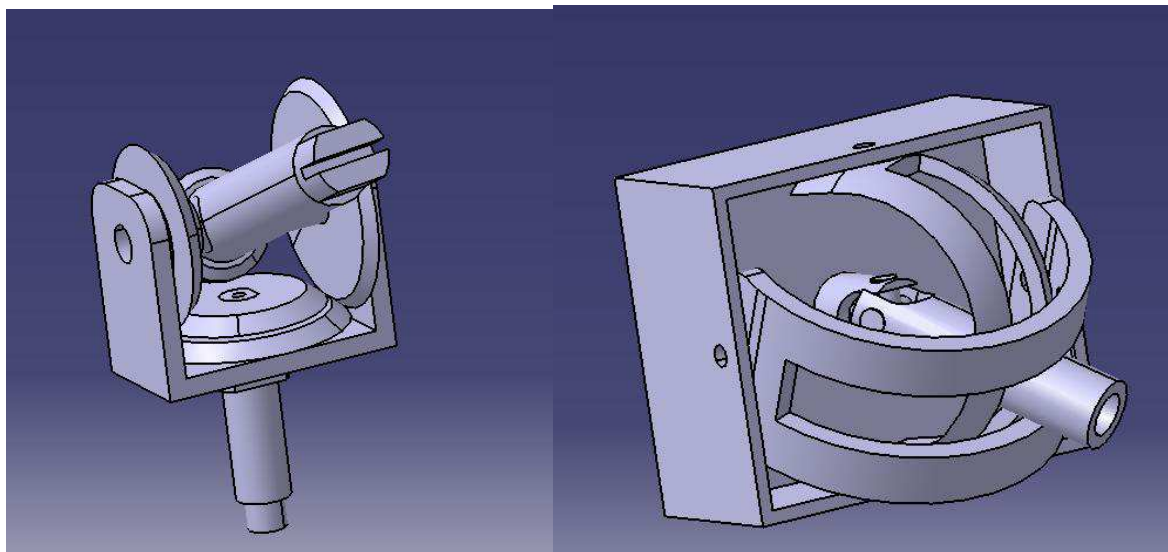
Ruch w średniej płaszczyźnie ruchu odbywa się poprzez obrót jarzma - podstawy. Zmiana kąta dewiacji odbywa się przez obrót jarzma przytwierdzonego do korpusu. Napęd zmiany kąta nastawienia złożony jest z dwóch kątowych przekładni zębatych.

Zastosowanie dodatkowego jarzma pozwoliło zrezygnować z kolejnej przekładni. Brak sprzęgła przegubowego nie ogranicza amplitudy ruchu. Podobnie jak w przypadku mechanizmu z dwiema przekładniami konieczne jest ciągle ustawianie kąta nastawienia.

Niezależnie od wybranej wersji mechanizmu napędowego jako jednostka napędowa posłuży zespół trzech silników krokowych. Każdy z nich odpowiadać będzie za obrót wokół jednej osi.



Rys. 5. Układ z dwoma jarzmi oraz podwójną przekładnią zębatą



Rys. 6. Układ z pojedynczym jarzmem i dwiema przekładniami [5]

Rys. 7. Układ z podwójnym szcockim jarzmem i sprzęgłem przegubowym [3]

LITERATURA

1. S.P. Sane : The aerodynamic of flight. "The Journal of Experimental Biology" 2006, p. 4191-4208.
2. S.N.Fryi, R Sayaman, M.H Dickinson: The aerodynamics of hovering flight in drosophila. (The Journal of Experimental Biology 2008, 2303-2318.
3. C.Galiński, R. Żbikowski : Insect-like flapping wing mechanism based on double spherical scotch yoke. "J. R. Soc. Interface" 2005, 2, p. 223–235.
4. J. M. Wakeling and C. P. Ellington: Dragonfly flight , velocities, accelerations and kinematics of flapping flight. "The Journal of Experimental Biology" 1997, 200, p. 557–582.
5. C.Van Den Berg, C. P. Ellington : The three-dimensional leading-edge vortex of a hovering model hawkmoth. "Phil. Trans. R. Soc. Lond. B" 1997, 352, p. 329-340)
6. W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Vheru, H. Liu: Aerodynamics of low Reynolds number flyers. Ambridge University Press 2008, 109.

INVESTIGATION OF INFLUENCE WING KINEMATICS OF ENTOMOPTER ON PERFORMANCE GENERAL CONCEPTION OF INVESTIGATION

The subject area of this article concerns the research of flapping wings mechanisms (inducing the motion similar to the insect wing movement) in the context of their applying in control and propulsion systems of micro air vehicles (MAVs). The idea of the research consists in measurement of aerodynamic forces generated by wings fastened to the flapping mechanism, measurement which will be made separately for each parameter of wings motion. Diversification of wing velocity and wing trajectory will allow to estimate efficiency of wings, treated as an element of the control system. The measurements will be conducted for different wing shapes. The complete flapper mechanism will be fixed in the measurement system of the water tunnel (model 2436 Rolling Hill Corp), which is equipped with a five-component aerodynamic balance.