

ZAŁĄCZNIK NR 2

AERODYNAMICZNE I OSIĄGOWE OBLICZENIA SAMOLOTU CESSNA 172S WYKONANE W ZWIĄZKU Z BADANIEM WYPADKU 440/09 JAKI ZAISTNIAŁ W KRAKOWIE W DNIU 28.06.2009 R.

W związku z koniecznością określenia osiągow samolotu Cessna 172S w zakresach wychodzących poza dopuszczalne w Instrukcji Użytkowania w Locie przeprowadzono komputerowe obliczenia aerodynamiczne i z zakresu mechaniki lotu.

Dane do obliczeń zostały zaczerpnięte z ogólnie dostępnej literatury wymienionej na końcu opracowania.

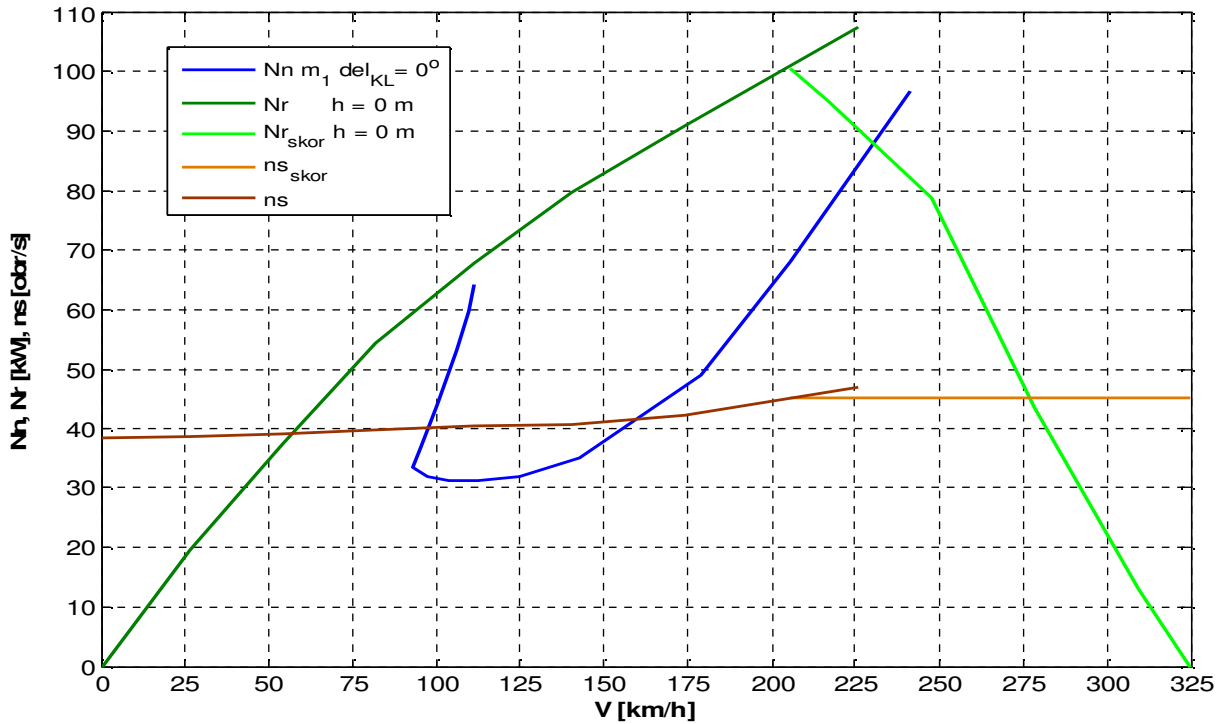
Zastosowano typowy algorytm do obliczeń osiągow samolotów wychodzący od danych profilu aerodynamicznego poprzez wyznaczenie biegunowej całego samolotu i zakończony określeniem mocy niezbędnej do lotu poziomego oraz mocy rozporządzalnej. Wykonano obliczenia równowagi podłużnej samolotu zakończone określeniem zależności kąta wychylenia steru wysokości od prędkości lotu dla zapewnienia równowagi podłużnej. W obliczeniach starano się uwzględnić jak najwięcej czynników mogących mieć wpływ na ich dokładność jednak zastosowana metoda mocy wyznaczania osiągow samolotu z założenia posiada uproszczenia, które dla lotu samolotu na stosunkowo dużych kątach natarcia (około 20°) wprowadza znaczne błędy. Uwzględniono w związku z tym skośny opływ śmigła oraz wpływ strumienia zaśmigłowego na opływ skrzydła. W obliczeniach aerodynamicznych nie uwzględniono skręcenia geometrycznego skrzydła. Ze względu na brak danych profilu aerodynamicznego zastosowanego w samolocie Cessna 172S z wychyloną klapą przyjęto do obliczeń dane ogólne, które następnie w celu zachowania właściwej dokładności porównano z danymi dla innego profilu aerodynamicznego.

Dla skutecznej oceny dokładności przeprowadzonych obliczeń wykonano na wstępie obliczenia osiągow dla konfiguracji samolotu ze schowanymi klapami przy maksymalnym dopuszczalnym ciężarze całkowitym (1156 kg) oznaczonym jako m_1 w warunkach standardowych w celu porównania wyników z danymi zawartymi w IUwL samolotu Cessna 172S.

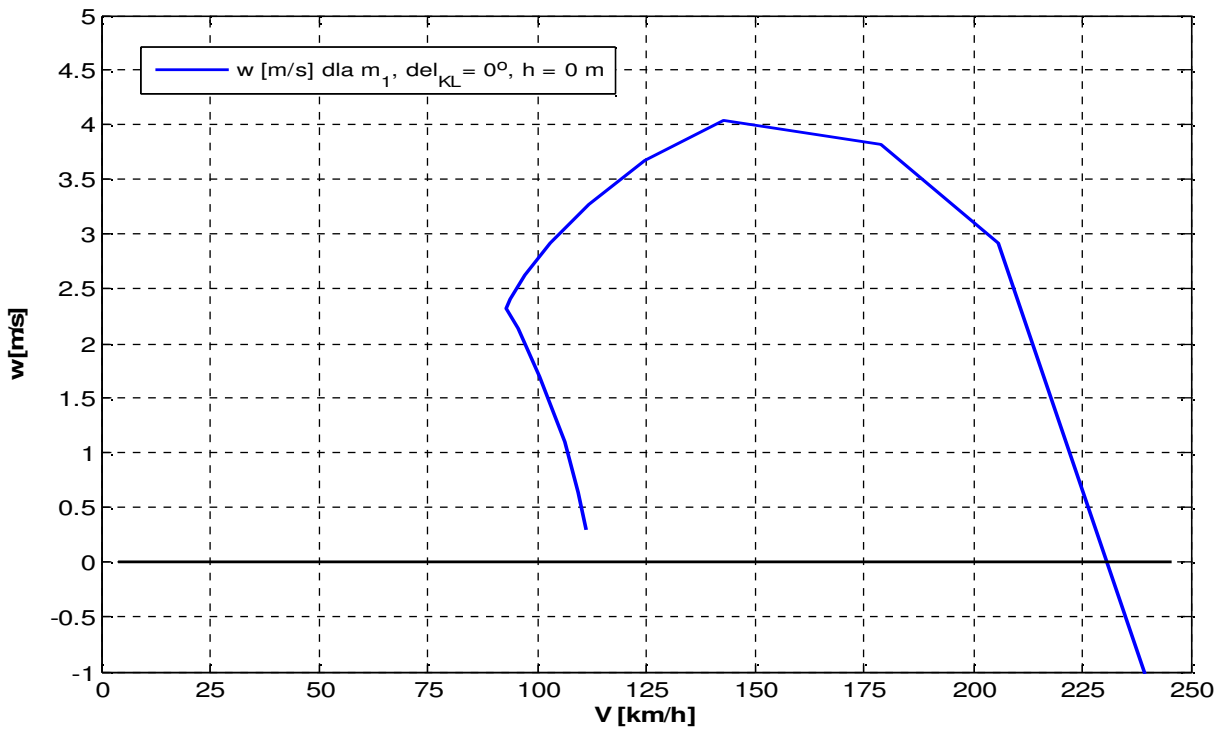
W obliczeniach posłużono się metrycznym układem jednostek. W celu przeliczenia na jednostki używane przy użytkowaniu samolotu Cessna 172 należy posłużyć się następującymi przelicznikami:

1 kt = 1,85 km/h 1 m/s = 196 ft/min 1 kg = 2,2 lb

Poniżej przedstawiono wyniki obliczeń na wykresach: moc w funkcji prędkości i prędkość wznoszenia w funkcji prędkości.



Rys. 1 Moc niezbędna N_n do lotu poziomego, moc rozporządzalna N_r i prędkość obrotowa silnika w funkcji prędkości lotu dla masy 1156 kg, schowanych klap w warunkach standardowych.



Rys. 2 Prędkość wznoszenia w funkcji prędkości po torze dla warunków jak na Rys. 1

W tabeli 1 przedstawiono porównanie charakterystycznych parametrów osiągowych zaczerpniętych z Instrukcji Użytkownika w Locie [7] z obliczonymi.

TABELA 1

Parametr	Wartość z IUwL	Wartość obliczona	Różnica w %	Uwagi
Prędkość minimalna V_S	98,1 km/h	93,2 km/h	-5	1)
Prędkość maksymalna w locie poziomym	233 km/h	230,4 km/h	-1.1	2)
Maksymalna prędkość wznoszenia	3,72 m/s	4,04 m/s	+7,5	-
Prędkość po torze przy maksymalnej prędkości wznoszenia	135 km/h	143 km/h	+5,9	-
Prędkość obrotowa silnika przy prędkości maksymalnej	2700 obr/min (45 obr/sek)	2700 obr/min (45 obr/sek)	0	3)

Uwagi:

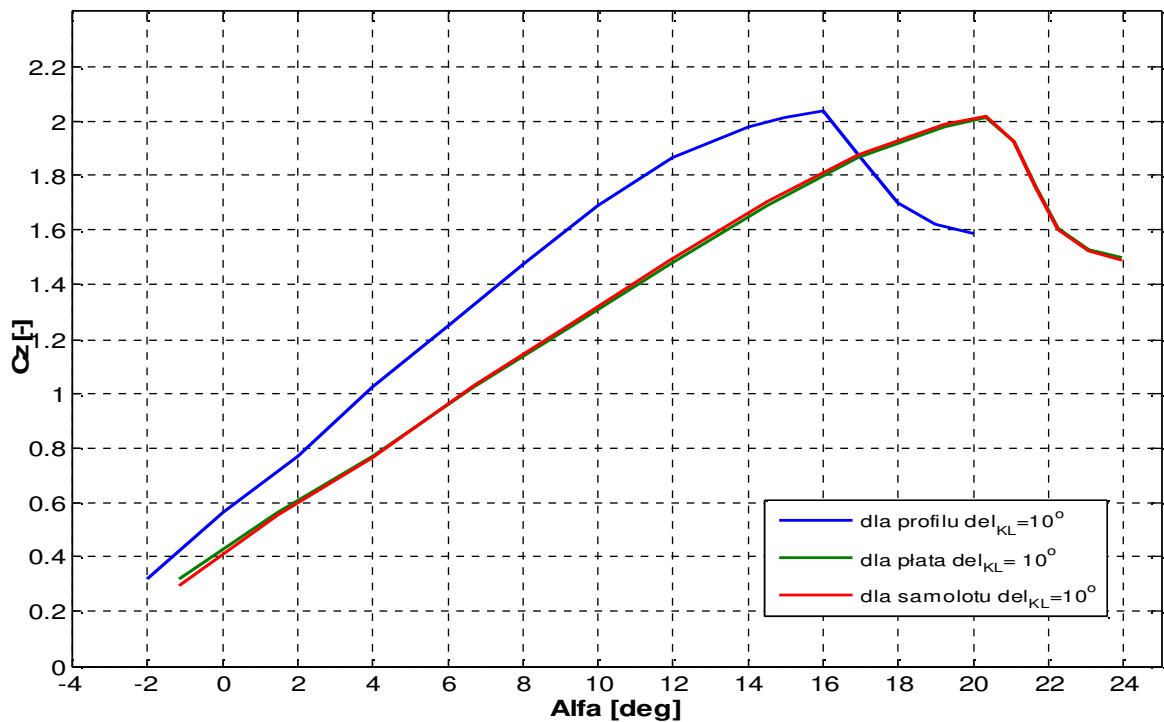
- 1) prędkość minimalna w IUwL podana jest bez mocy a wartość obliczona jest z mocą czyli taka różnica wydaje się być wartością prawdopodobną.
- 2) różnica pomiędzy prędkościami maksymalnymi jest bardzo mała ale jak można zauważyć z wykresu do obliczeń zostało wybrane śmigło optymalne dla warunków doboru jednak różniące się od zastosowanego przez producenta.
- 3) śmigło zastosowane przez producenta praktycznie nie wymaga redukcji mocy w celu zapobieżenia rozkręceniu silnika przy prędkości maksymalnej.

Z analizy powyższej tabeli wynika, że różnice w porównywanych parametrach nie są duże i mieszczą się w akceptowalnym poziomie dokładności. Parametrem obliczeniowym najbardziej odbiegającym od parametru podanego w Instrukcji C 172S jest prędkość wznoszenia, która jest o 7,5 % za duża przy większej prędkości po torze o 5,9 % co świadczy o dobraniu śmigła o nieznacznie innych parametrach.

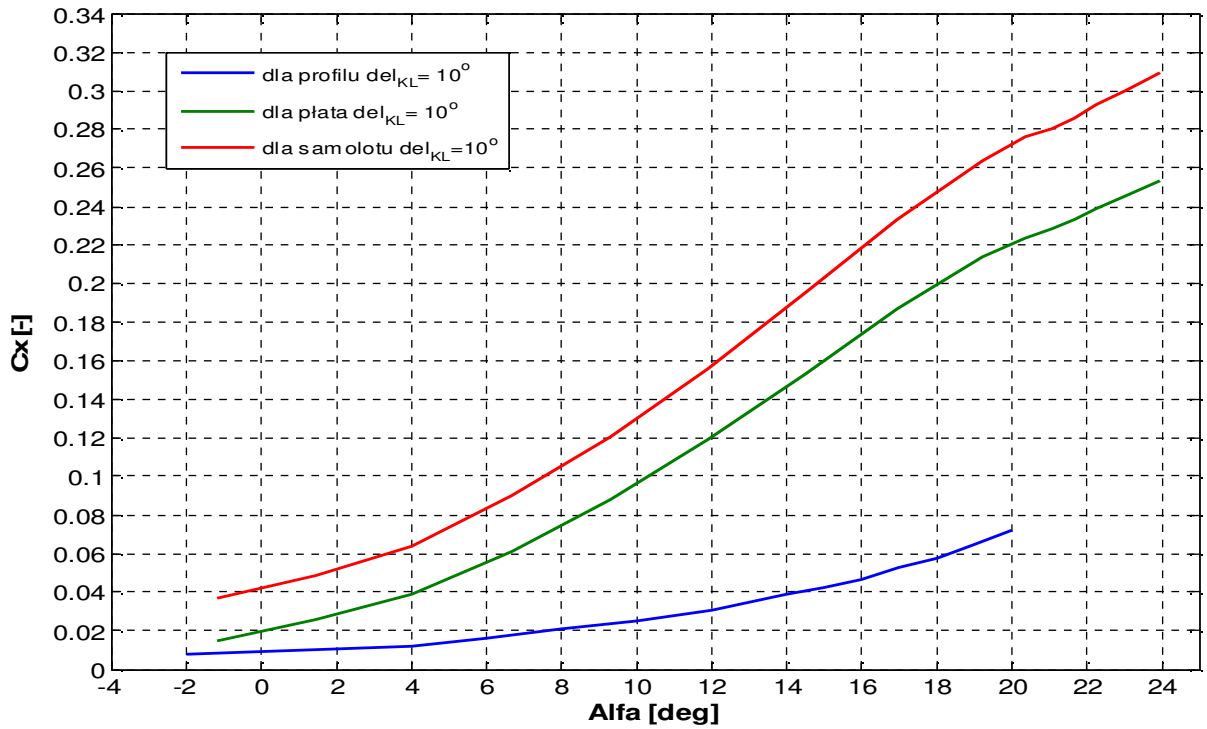
Następnie przeprowadzono obliczenia osiągow dla konfiguracji samolotu na kłapach wychylonych o kąt 10° dla maksymalnej dopuszczalnej masy startowej $m_1=1156$ kg,

środką ciężkości w położeniu skrajnie tylnym oraz dla masy $m_2=1327$ kg i środka ciężkości przekraczającego tylne dopuszczalne położenie a wynikające z obliczeń (przekroczenie o 0.6 cała wynikające z obliczenia przypadku, w którym z powodu dużego kąta natarcia bagaże mogły się przesunąć w najbardziej tylne położenia w przestrzeniach bagażowych).

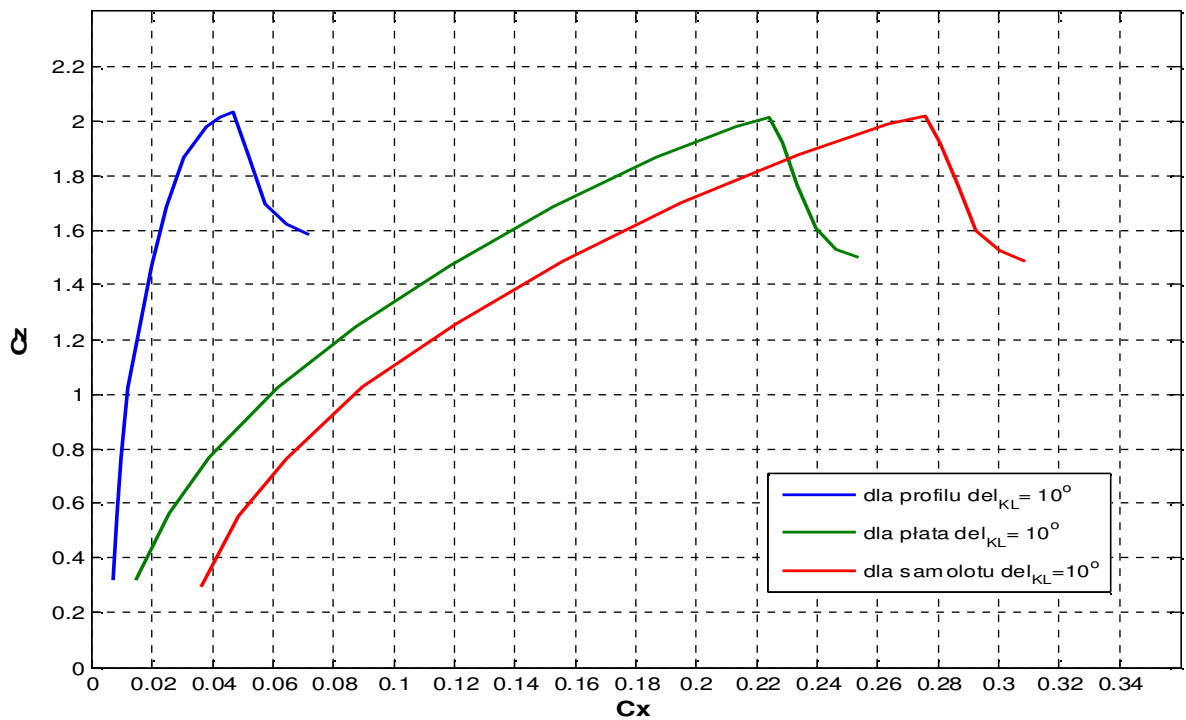
W dalszej części opracowania przedstawiono na wykresach pośrednie i końcowe wyniki obliczeń.



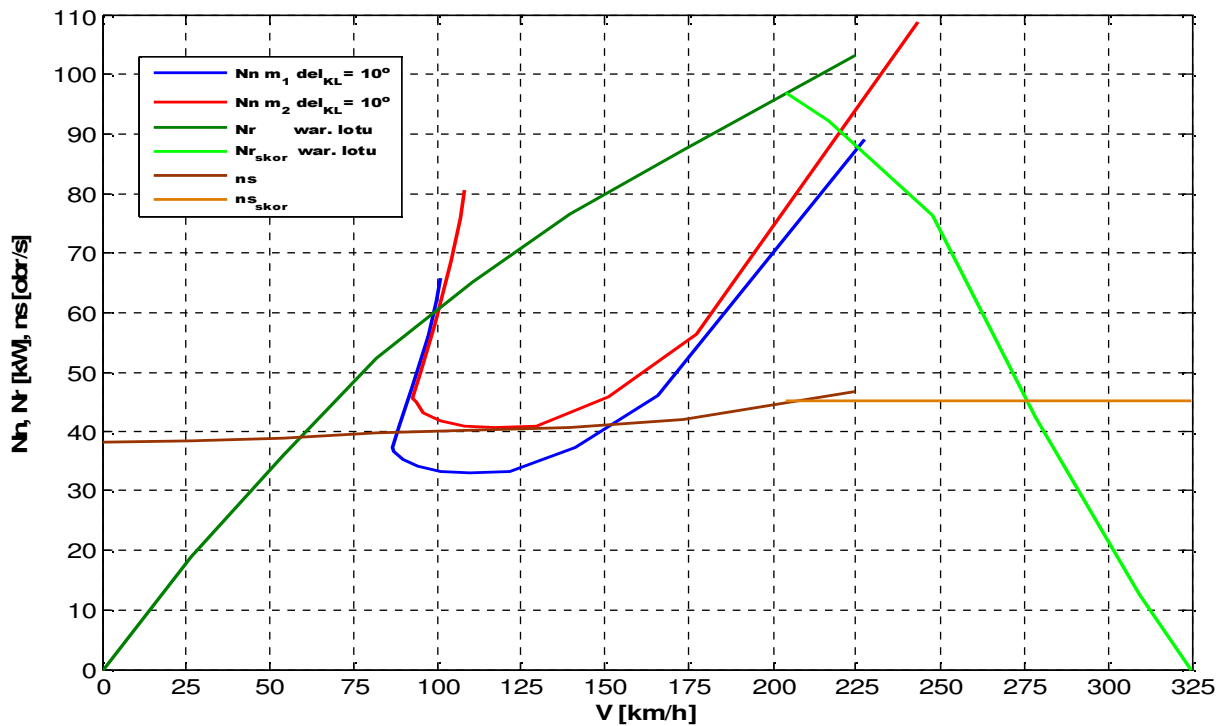
Rys. 3 Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia C172S dla kąta wychylenia klap 10°



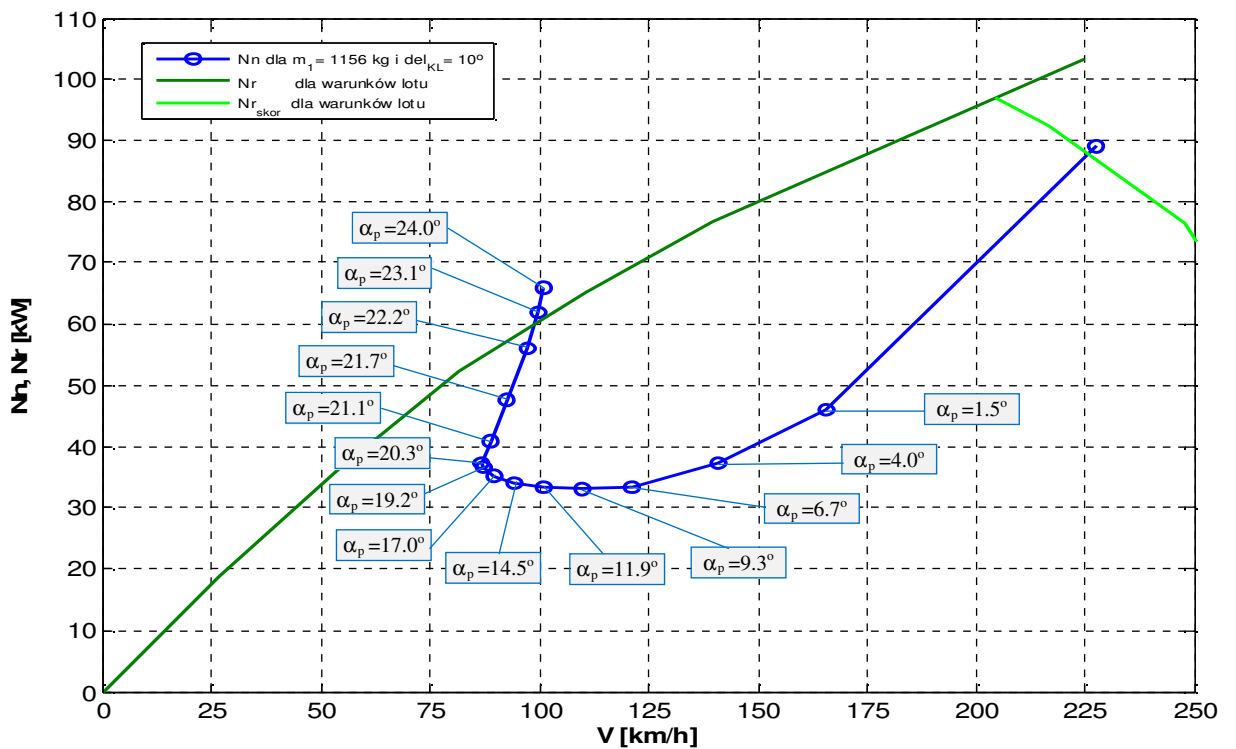
Rys. 4 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla C172S dla kąta wychylenia klap 10°



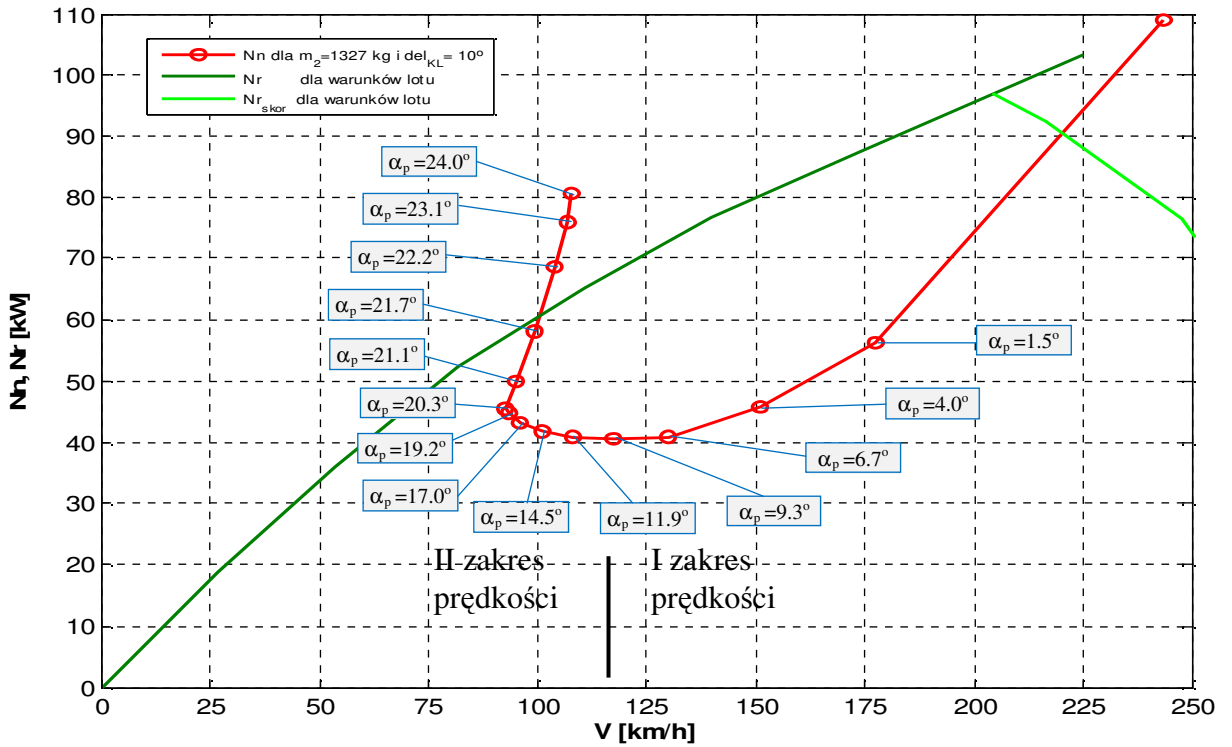
Rys. 5 Zależność współczynnika siły nośnej od współczynnika oporu dla C172S dla kąta wychylenia klap 10°



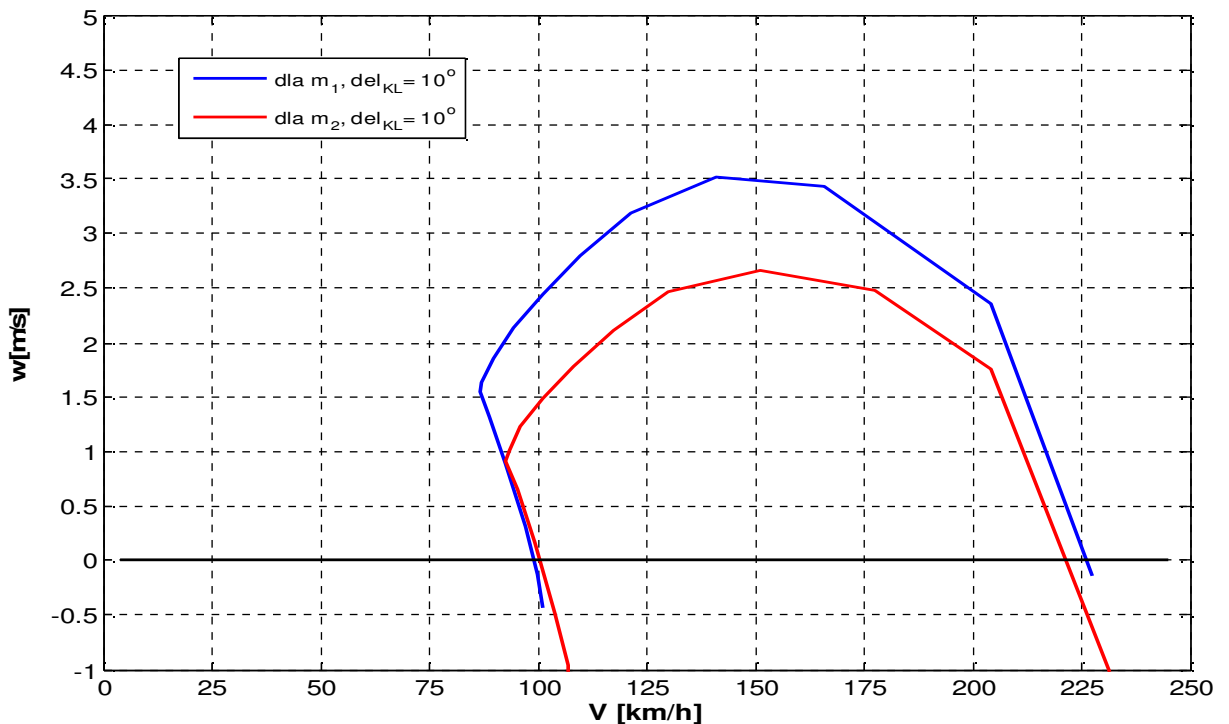
Rys. 6 Moc niezbędna N_n do lotu poziomego, moc rozporządzalna N_r i prędkość obrotowa silnika w funkcji prędkości lotu C172S dla masy $m_1=1156$ kg i $m_2=1327$ kg, klap wychylonych o kąt 10° w warunkach panujących w czasie zaistnienia wypadku.



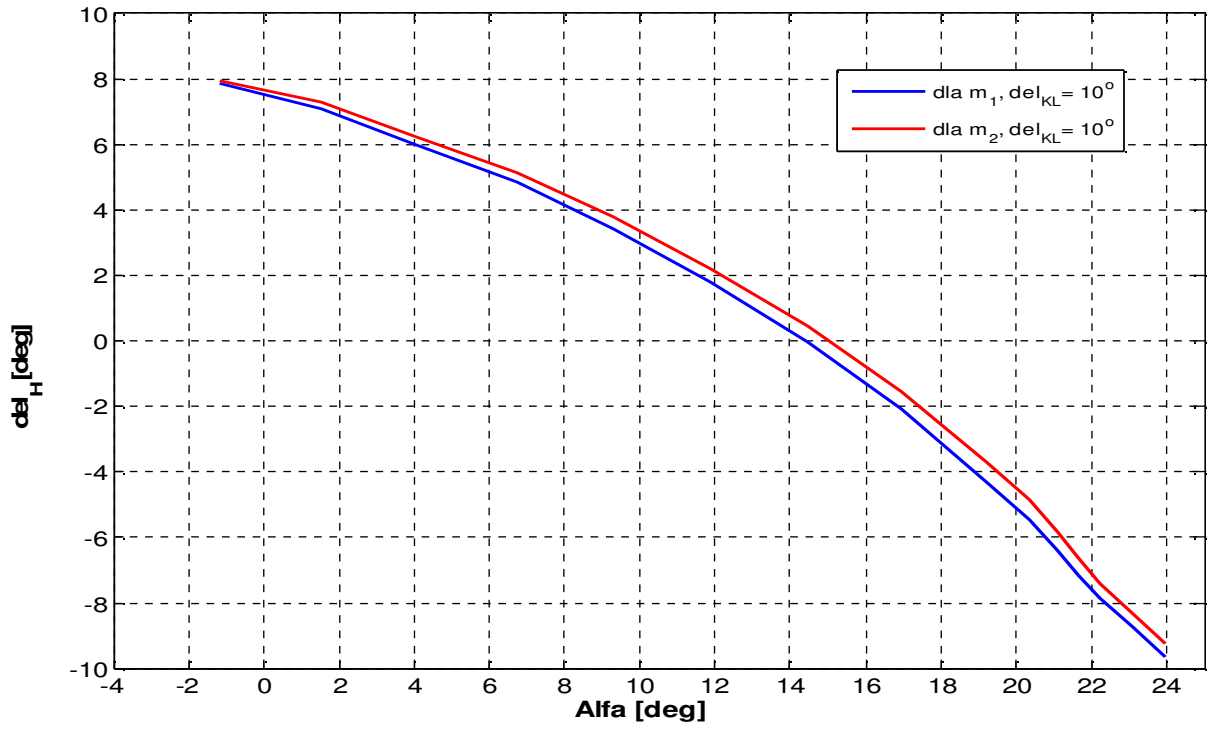
Rys. 7 Moc niezbędna N_n do lotu poziomego, moc rozporządzalna N_r w funkcji prędkości lotu C172S dla masy $m_1=1156$ kg, klap wychylonych o kąt 10° w warunkach panujących w czasie zaistnienia wypadku. Dodatkowo naniesione są wartości kątów natarcia.



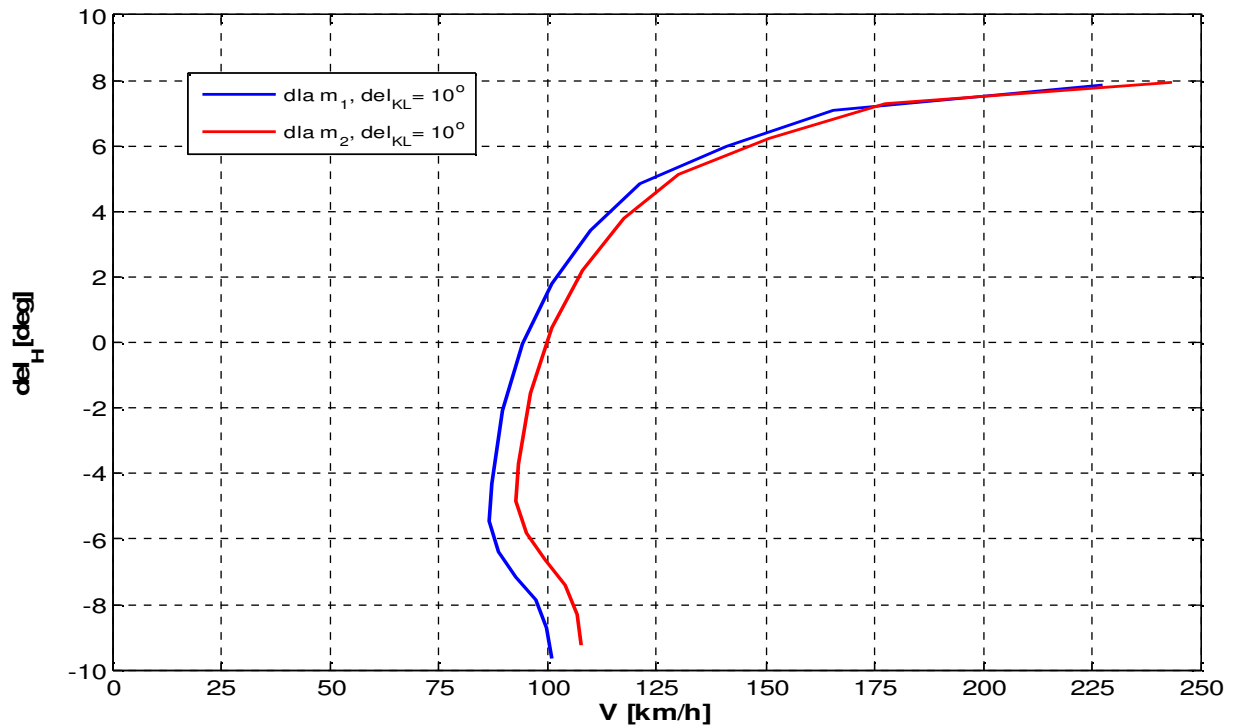
Rys. 8 Moc niezbędna N_n do lotu poziomego, moc rozporządzalna N_r w funkcji prędkości lotu C172S dla masy $m_2=1327$ kg, kłap wychylonych o kąt 10° w warunkach panujących w czasie zaistnienia wypadku. Dodatkowo naniesione są wartości kątów natarcia.



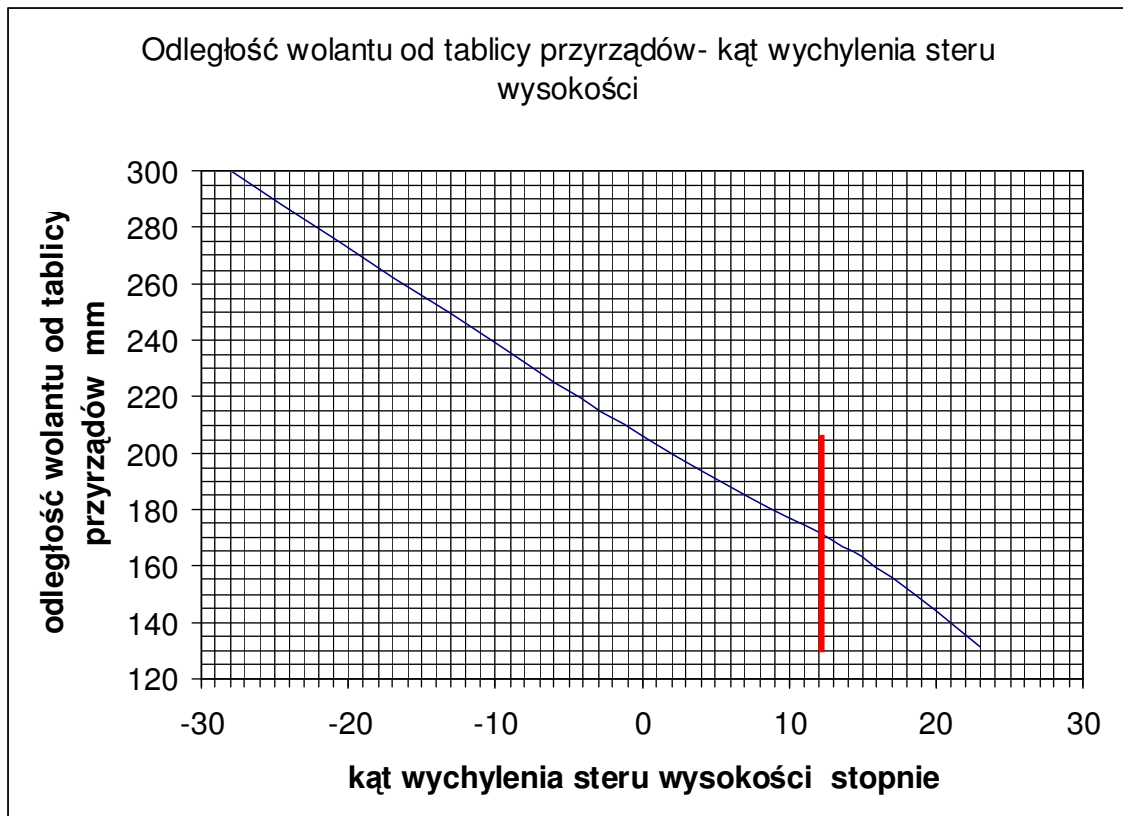
Rys. 9 Prędkość wznoszenia w funkcji prędkości po torze dla warunków jak na Rys. 6



Rys. 10 Kąt wychylenia steru wysokości do równowagi w funkcji kąta natarcia dla obu przypadków



Rys. 11 Kąt wychylenia steru wysokości do równowagi w funkcji prędkości lotu dla obu przypadków



Rys. 12 Zależność kąta wychylenia steru wysokości od odległości wolantu od tablicy przyrządów pomierzona na bliźniaczym samolocie. Czerwoną pionową linią zaznaczono położenie blokady wolantu w samolocie C172S, SP-ZAP podczas zaistnienia wypadku.

Analiza wyników obliczeń.

Blokada sterów

Na rysunkach 10 i 11 przedstawiono wyniki obliczeń kąta wychylenia steru wysokości do zapewnienia równowagi podłużnej samolotu odpowiednio w funkcji kąta natarcia i prędkości lotu. W locie pomiarowym zrealizowanym dla masy m_1 prędkość minimalna została osiągnięta przy wychyleniu steru wysokości o kąt ok. -3° . Odczytany z Rys. 11 (kolor niebieski) wynosi ok. -5° co stanowi niewielką rozbieżność pomiędzy obliczeniami a pomiarem w locie. Z analizy wykresu dla masy m_2 (kolor czerwony) wyraźnie wynika, że w krytycznym locie, założona w nietypowy sposób blokada sterów nie stanowiła przeszkody w sterowaniu podłużnym samolotu, gdyż mogła ona ograniczać wychylenie steru wysokości o kąt większy od $+12^\circ$ (Rys. 12). Jest to wielkość leżąca poza zakresem statycznego sterowania samolotem będącego w konfiguracji podczas zaistnienia wypadku.

Prędkość wznoszenia

Z analizy kątów natarcia na Rys. 8 wynika, że po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia bardzo małym przyrostom kąta odpowiada znaczny przyrost mocy niezbędnej do lotu poziomego, co bezpośrednio przenosi się na znaczne zmniejszenie uzyskiwanej prędkości wznoszenia. Geometryczne pomiary wykonane na obrazie zarejestrowanym przy pomocy kamery wykazały, że w krytycznym locie kąt natarcia cięciwy przykadłubowej skrzydła wynosił ok. 20° . Na Rys. 8 obliczony kąt natarcia przy prędkości minimalnej wynosi 20.3° . Przy uwzględnieniu 5% dokładności obliczeń minimalny błąd wynosi $\pm 1^\circ$ stąd samolot mógł także lecieć na kącie natarcia równym 21° , a jest to kąt powyżej krytycznego. Z obliczeń prędkości wznoszenia w funkcji prędkości lotu przedstawionych na Rys. 9 wynika, że samolot może lecieć przy prędkości większej od minimalnej (92.7 km/h) np. ok. 96 km/h na dwóch kątach natarcia: mniejszym wynoszącym ok. 17° z prędkością wznoszenia wynoszącą ok. 1.2 m/s i na większym kącie natarcia wynoszącym ok. 21.1° z prędkością wznoszenia 0.5 m/s. Z tego samego wykresu można odczytać, że przy prędkości minimalnej wynoszącej 92.7 km/h obliczeniowa prędkość wznoszenia samolotu w konfiguracji i ciężarze jak podczas zaistnienia wypadku wynosi 0.913 m/s. Z porównania dokładności obliczeń zamieszczonych załączniku Nr 2 w tabeli 1 wynika, że obliczona maksymalna prędkość wznoszenia może być większa od rzeczywistej o ok. 0.3 m/s.

Uwzględniając, że samolot prawdopodobnie leciał w powietrzu opadającym z prędkością ok. 0.1 m/s, to sumaryczne maksymalne zmniejszenie prędkości wznoszenia może wynosić ok. 0.4 m/s. Stąd obliczeniowa maksymalna prędkość wznoszenia może wynosić ok. 0.5 m/s. Obliczeniowa średnia prędkość wznoszenia samolotu SP-ZAP na odcinku pomiędzy pierwszym a drugim zakrętem wynosiła 0.6 m/s. Są to bardzo zbliżone wartości.

Przy uwzględnieniu: dokładności obliczeń, lotu samolotu w opadającym powietrzu, być może jeszcze większego załadowania samolotu niż zostało założone do obliczeń oraz nieco mniejszej mocy silnika niż nominalna można stwierdzić, że w takich warunkach lotu samolot mógł osiągnąć prędkość wznoszenia o wartości zbliżonej do 0.5 m/s.

Wnioski z obliczeń

1. Założona blokada na rurze wolantu ograniczała zakres możliwych wychyleń steru wysokości ale nie ograniczała wykorzystywanego podłużnego zakresu sterowania w krytycznym locie samolotu C172S, SP-ZAP.
2. Samolot lecąc w drugim zakresie prędkości na dużym kącie natarcia, równym lub bardzo zbliżonym do kąta krytycznego, mógł uzyskiwać wznoszenie o wartości zbliżonej do 0.5 m/s.

Literatura

1. W. Fiszdron -Mechanika Lotu, część I, PWN, Warszawa, Łódź 1961.
2. MECHANIKA LOTU Pomoce do wykładów i ćwiczeń audytoryjnych Wydanie trzecie Warszawa 1982
3. R. Aleksandrowicz, W. Łucjanek, J. Maryniak -Załącznik do zbioru zadań z Mechaniki Lotu, PWN Warszawa, Łódź 1962.
4. Z. Paturski – Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu. Projekt Nr 2, 3, 5, 6 i 8 Wydział MEiL ITLiMS PW Warszawa
5. Ira H. Abbot, Albert E. von Doenhoff, Louis S. Stivers NACA Technical Report 824 Summary of Airfoil Data, 1945 Langley Field, Va.
6. Jan Roskam, Chuan-Tau Edward Lan – Airplane Aerodynamics and Performance DARcorporation, Lawrence, Kansas USA 1997.
7. Carl J. Wenzinger And Thomas A. Harris WIND-TUNNEL INVESTIGATION OF AN N. A. C. A. 23012 AIRFOIL WITH VARIOUS ARRANGEMENTS OF SLOTTED FLAPS TECHNICAL REPORT No. 664, 1939 Langley Field,
8. Cessna Aircraft Company, Information Manual SKYHAWK SP, Model 172S 2007
9. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual, The Cessna Aircraft Company Model 172S Original Issue 8 July 1998 Revision 5 - 19 July 2004
10. John McIver Cessna Skyhawk II/100 Performance Assessment (ze strony internetowej www.temporal.com.au)
11. Jane's All the World's Aircraft 2007-2008.
12. Bryan David Recktenwald AERODYNAMIC TESTING OF A CIRCULAR PLANFORM CONCEPT AIRCRAFT Auburn, Alabama August 9, 2008
13. Nea Ylilammi Experimental and Computational Study of Two Flapped Airfoils at Low Reynolds Numbers Espoo, March 11, 2009