



Mechanika lotu modelu samolotu

Rozpoczęty przez jarek_aviatik , 17 Oct 2016 18:13

Strona 1 z 2

jarek_aviatik

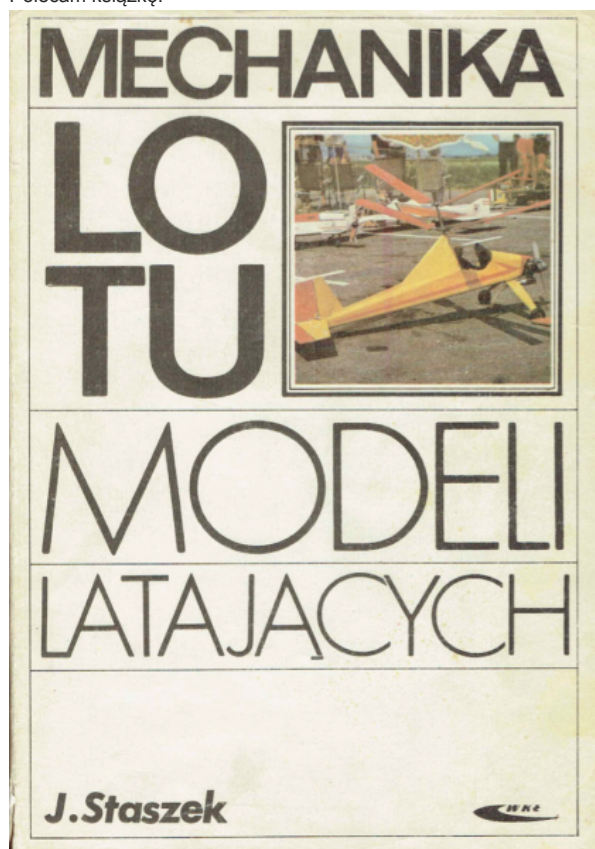
Napisano 17 October 2016 - 18:13

Witam

Chciałem kontynuować wątek „Tajemnice lotu”, widać, że temat jest „chodliwy” – ponad 3000 wyświetleń, ale niestety jest zamknięty i nie można go kontynuować.

Postanowiłem założyć własny wątek.

Polecam książkę:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-01704800-1476723351.png)

Jest naprawdę dobra.

Będę cytował niektóre jej fragmenty (zwłaszcza wykresy). Mam nadzieję, że nie oskarży mnie nikt o łamanie praw autorskich.



Popularny

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Patryk wyjaśnił dość obszernie podstawowe zagadnienia aerodynamiki (wielki szacun dla niego) – zajmijmy się mechaniką lotu.

Zaczynamy

(część tego co opisał Patryk muszę powtórzyć)

Teoretycznie aby samolot leciał poziomo muszą być spełnione dwa równania:

$$P_z = Q, \text{ oraz}$$

$$P_x = T$$

Gdzie:

P_z – siła nośna

Q – ciężar samolotu

P_x – siła oporu

T – siła ciągu

Zajmijmy się najpierw siłą nośną – jak mamy model gotowy, to wiemy ile waży, a jeśli go projektujemy, to zakładamy i/lub wyliczamy.

Wzór na siłę nośną wygląda jak poniżej:

$$P_z = 0,5 * \rho * V^2 * S * C_z$$

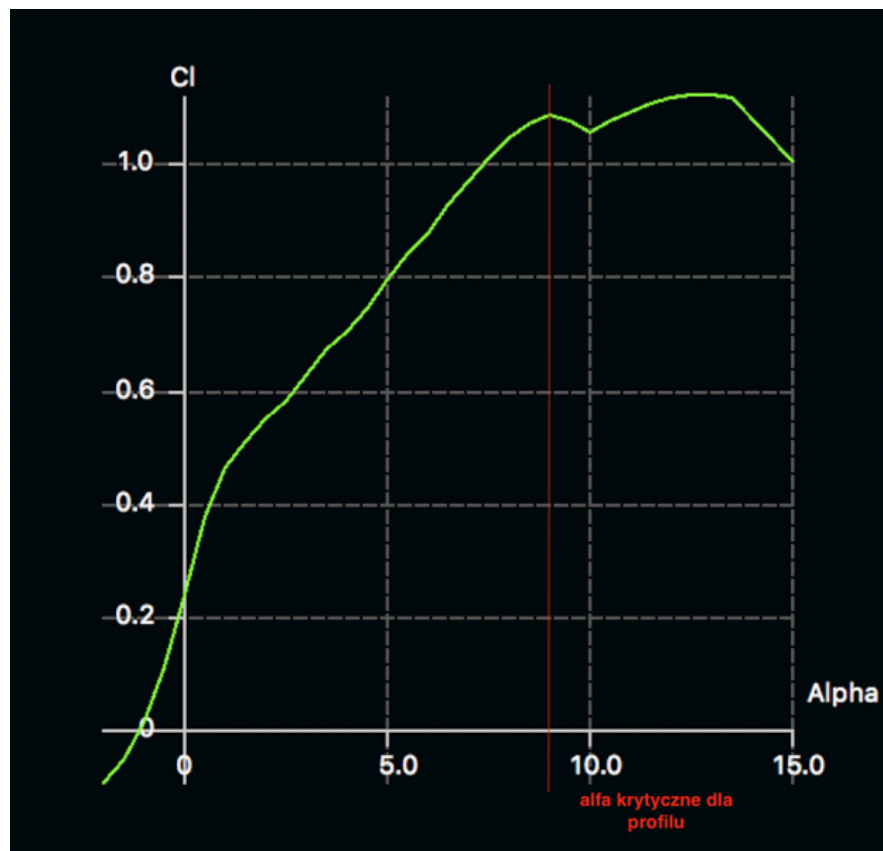
ρ – gęstość powietrza;

V – prędkość (przyjmijmy, że lotu)

S – powierzchnia nośna (powierzchnia rzutu pionowego np. skrzydła)

C_z - współczynnik siły nośnej (w programie XFLR5 - oznaczany jako C_L)

Przykładowy wykres współczynnika siły nośnej od kąta natarcia



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-90269500-1476723872.png)

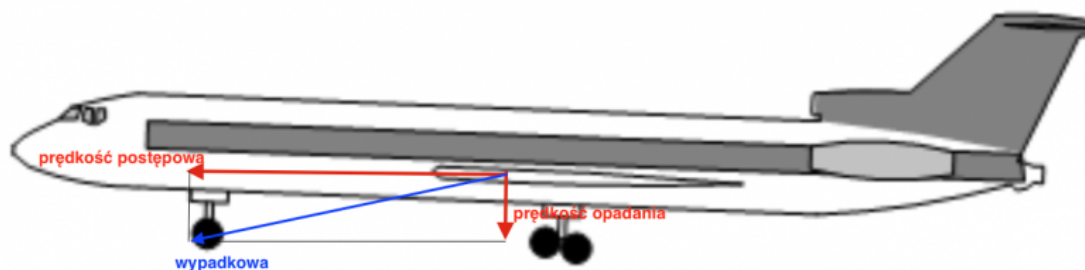
Na wykresie zaznaczyłem krytyczny kąt natarcia. (mnie uczono aby jako kąt krytyczny przyjmować pierwsze zakrzywienie). Po przekroczeniu tego kąta może i najczęściej następuje oderwanie warstwy przyściennej i przeciągnięcie.

Kiedy to może nastąpić:

- najczęściej przy lądowaniu. Przy lądowaniu podchodzimy na dużych kątach natarcia. Dlaczego – wyjaśni to rysunek poniżej;
- przy figurach akrobacyjnych;

- jeśli się zagapimy i nie pilnujemy prędkości

Zajmijmy się lądowaniem. Wyjaśnijmy najpierw, że lądowanie to nie to samo co zniżanie. Dlaczego przy lądowaniu mamy duże kąty natarcia:



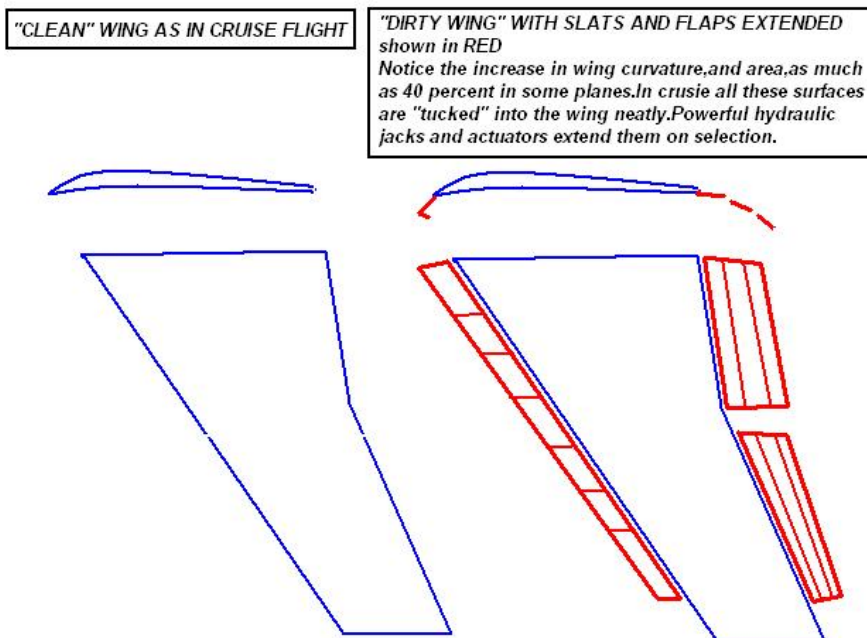
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-94946500-1476723597.png)

Kąt natarcia to kąt pomiędzy cięciwą profilu a kierunkiem wektora prędkości powierza. W tym wypadku kierunku wypadkowej prędkości. Rysunek jest przesadzony celowo aby uzmysłowić zagadnienie.

Jak już jesteśmy przy lądowaniu, to omówmy mechanizację skrzydła pomagającą przy lądowaniu. Prawie wszyscy wiedzą, że przy lądowaniu duże samoloty wypuszczają kłapy, po co, głównie po to aby zminimalizować prędkość lądowania (aby wystarczyło pasa na dobieg)

We wzorze na siłę nośną prędkość jest w kwadracie, czyli jej zmiana znacznie zmienia siłę nośną. Co zatem możemy zrobić?

1. Zwiększyć C_z – jak? Ano np. przez wychylenie kłap, i/lub wysunięcie slotów (dawniej mówiło się skrzela)
2. Zwiększyć powierzchnię – podobnie, przez wychylenie kłap, i/lub wysunięcie slotów



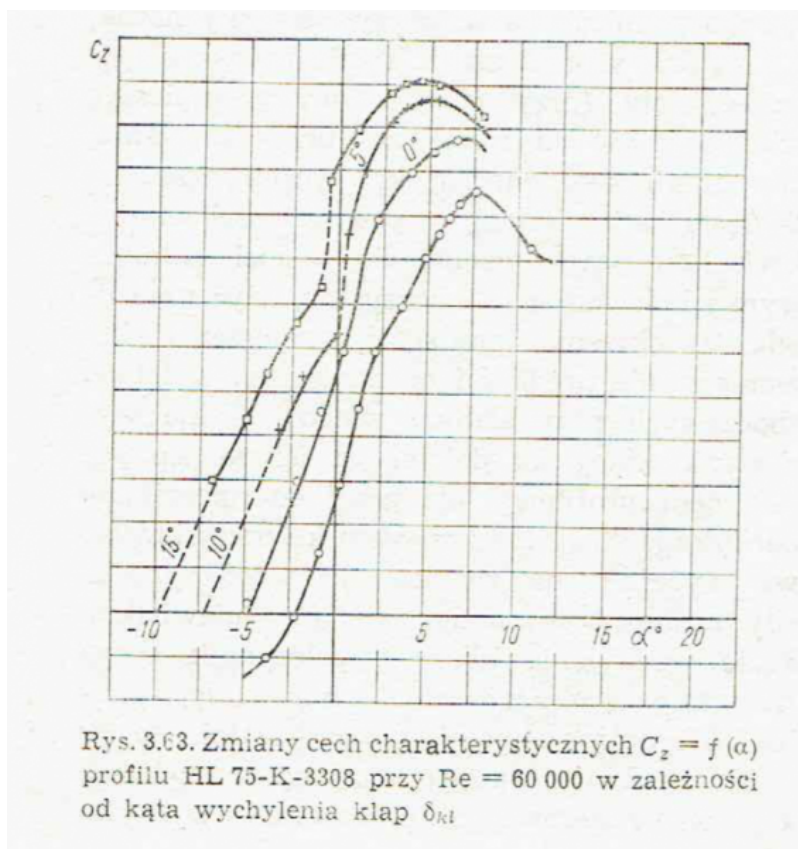
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-78731000-1476723699.jpg)

Widać na rysunku jak zwiększa się powierzchnia nośna.

Zajmijmy się najpierw kłapami. Jakie zmiany powodują wysunięte kłapy?

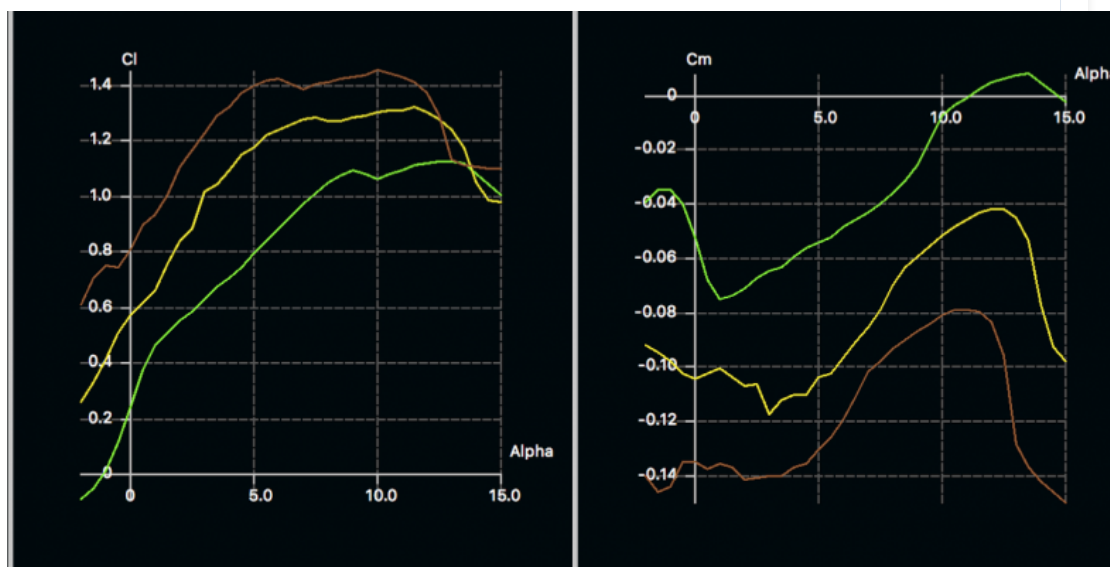
Jak je wysuwają, to zwiększają współczynnik siły nośnej – prawda, ale wychylone kłapy powodują też efekt niepożądany a mianowicie zmniejszają krytyczny kąt natarcia (w większości przypadków).

W książce, której okładkę pokazałem jest taki wykres:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-54569400-1476723777.png)

A tak można zobaczyć to w XFLR5



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-89765100-1476723958.png)

Jest to symulacja dla profilu często stosowanego w tzw. Warbird'ach: NACA 2415 dla $Re = 100000$

Zielony – kłapy 0

Żółty – kłapy 10°

Czerwony – kłapy 20°

Kłapy – 25% cięciwy, zawias w połowie grubości profilu.

Widać, że krytyczny kąt natarcia dla profilu bez kłapy to ok. 8-9 stopni, a dla kłap 20 to już ok. 6 stopni.

Celowo dałem dwa wykresy – drugi zmiana współczynnika momentu pochylającego przy wychylaniu kłap. Widać, że się zwiększa, czyli wychylenie kłap trzeba kompensować sterem wysokości (w tym wypadku podnosimy nos)

Stosowanie kłap w modelach:

1. Małe i wolne modele – nie ma sensu;

2. Duże i szybkie modele – tak;
3. Makiety – chcemy aby wyglądał jak najbliższej oryginału.

Klapy wychylamy do startu i do lądowania.

Start – zależy nam aby zwiększyć siłę nośną, aby model jak najszybciej wzbił się w powietrze, ale nie chcemy zwiększać oporu – dlatego nie wychylać klap do startu na duże kąty – max. 10° .

Klapy do lądowania – na pewno więcej, ale pamiętajmy o zmniejszaniu się krytycznego kąta natarcia.

Na dziś koniec. Następna część będzie dalej o klapach tylnych np. o ich rodzajach i wysuwaniu a nie wychylaniu (niektórzy może zauważyli, że stosuję to naprzemiennie). O wysuwaniu klap pisałem już krótko w poście Tomka (TeBe) odnośnie Piaggio.

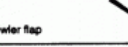
Potem będą: sloty (skrzela), różne rodzaje skrzydeł, stateczność, statecznik poziomy (różne jego wariacje), środek ciężkości a pochylenie silnika.

EDIT

Kontynuując temat klap. Warto powiedzieć coś o rodzaju klap i o tym jak wpływają na zmianę współczynnika siły nośnej i kąta natarcia.

Wg <http://www.cheffers.co.uk/cl1des.html>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://www.cheffers.co.uk/cl1des.html>).

High-lift devices	Increase of maximum lift	Angle of basic aerofoil at max. lift	Remarks
 Basic aerofoil	–	15°	Effects of all high-lift devices depend on shape of basic aerofoil.
 Plain or camber flap	50%	12°	Increase camber. Much drag when fully lowered. Nose-down pitching moment.
 Split flap	60%	14°	Increase camber. Even more drag than plain flap. Nose-down pitching moment.
 Zap flap	90%	13°	Increase camber and wing area. Much drag. Nose-down pitching moment.
 Slotted flap	65%	16°	Control of boundary layer. Increase camber. Stalling delayed. Not so much drag.
 Double-slotted flap	70%	18°	Same as single-slotted flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Fowler flap	90%	15°	Increase camber and wing area. Best flaps for lift. Complicated mechanism. Nose-down pitching moment.

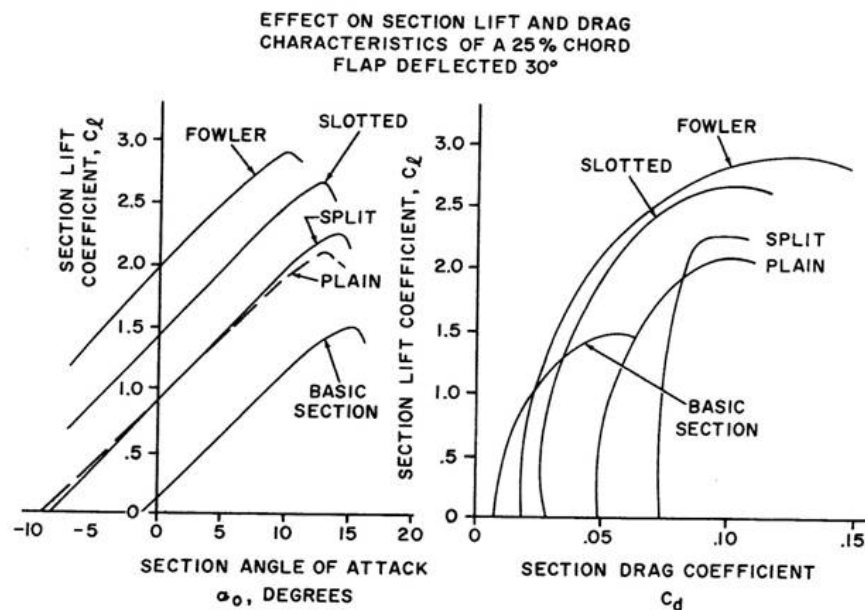
High lift devices

Note. Since the effects of these devices depend upon the shape of the basic aerofoil, and the exact design of the devices themselves, the values given can only be considered as approximations. To simplify the diagram the aerofoils and the flaps have been set at small angles, and not at the angles giving maximum lift.

(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-28001100-1476767216.gif)

A tak to widać na wykresach wg <http://www.ballyshan...aoaflapbias.html>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://www.ballyshannon.com/aoaflapbias.html>).

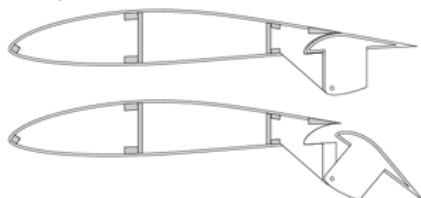


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-21872700-1476767301.jpg)

Wg powyższych widać, że największy efekt wzrostu współczynnika siły nośnej mają kłapy szczelinowe lub typu Fowler'a,

Jednoszczelinowa nie jest trudna do wykonania w modelu, gorzej z klapą Fowler'a. Dość dobrze spisuje się kłapa krokodylowa (split), stosowana dość powszechnie w Warbird'ach.

Kłapa jednoszczelinowa w modelach:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-80332000-1476768194.gif)

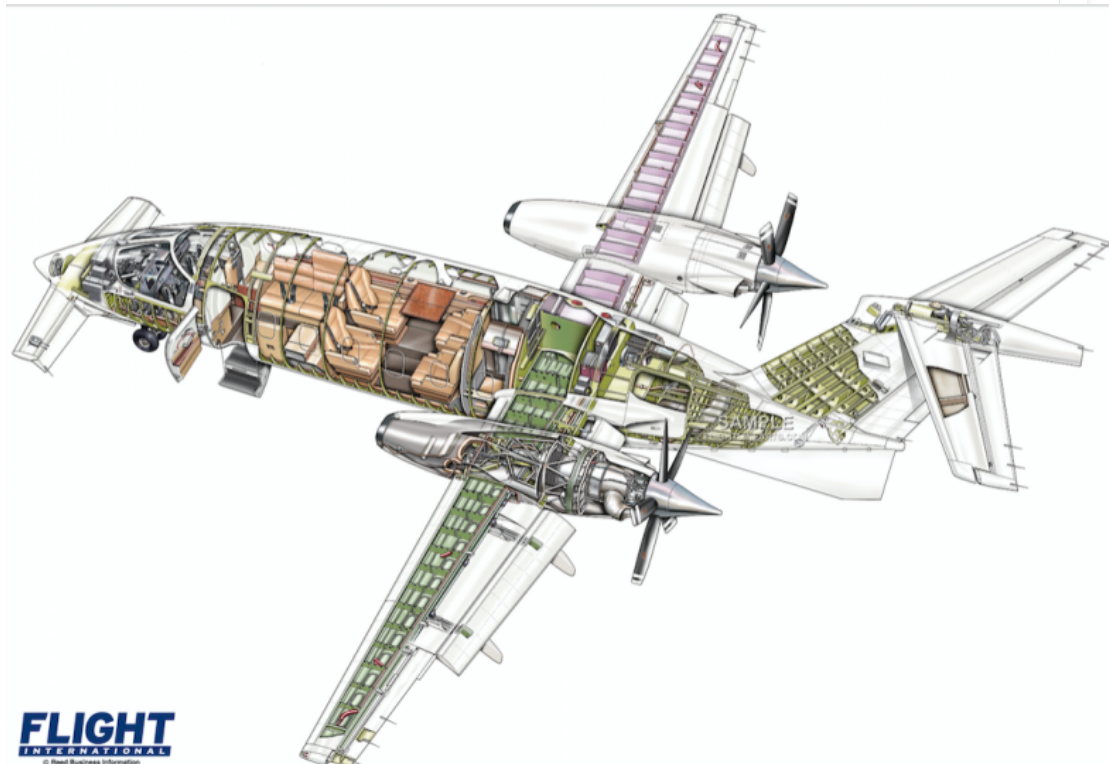
Teraz trochę o wysuwaniu/wychylaniu kłap.

Pisałem, że przy starcie zależy nam na zwiększeniu siły nośnej, ale nie chcemy zwiększać mocno oporu. Dlatego np. samolotach dużych do startu kłapy bardziej są wysuwane niż wychylane. (zwiększają powierzchnię nośną, i w małym stopniu współczynnik siły nośnej, ale i w bardzo małym stopniu współczynnik siły oporu)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-1476767385.jpg)

Z 1 wybranymi postami:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-70327100-1476767452.png)

To Piaggio - samolot o układzie 3SLSC, ze skrzydłem o dużym wydłużeniu (o wydłużeniu skrzydła będzie później)

W modelach takie mechanizmy nie są proste do wykonania.

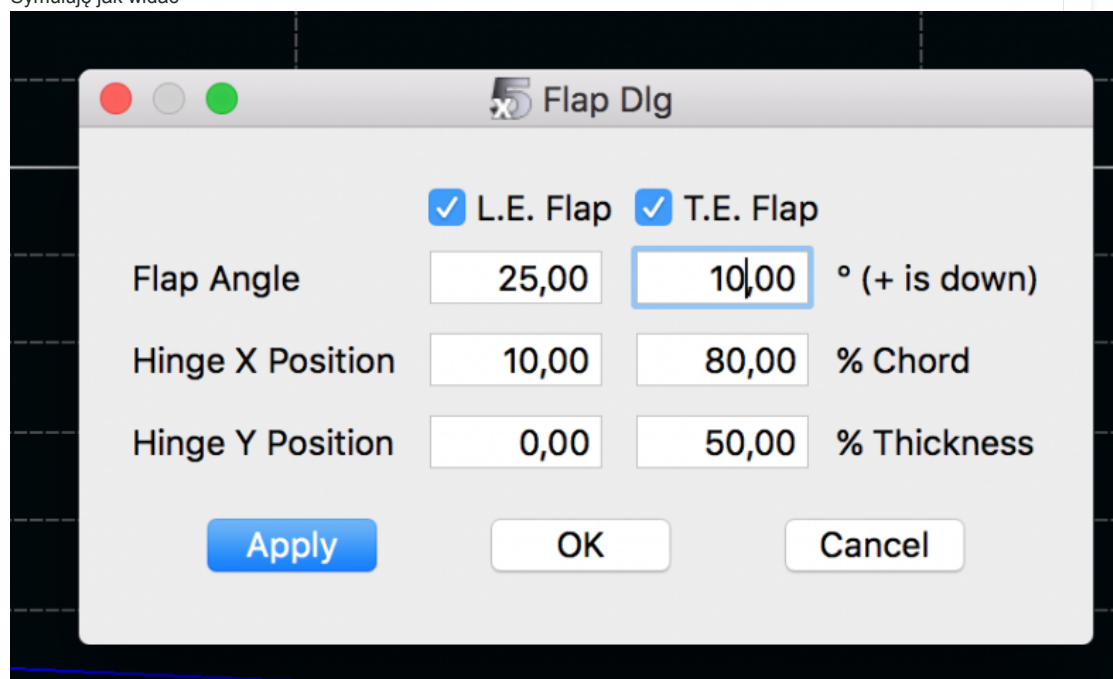
Teraz trochę o klapach przednich.

Najczęściej spotykane to kłapy Krugera – można zobaczyć w Internecie jak wyglądają.

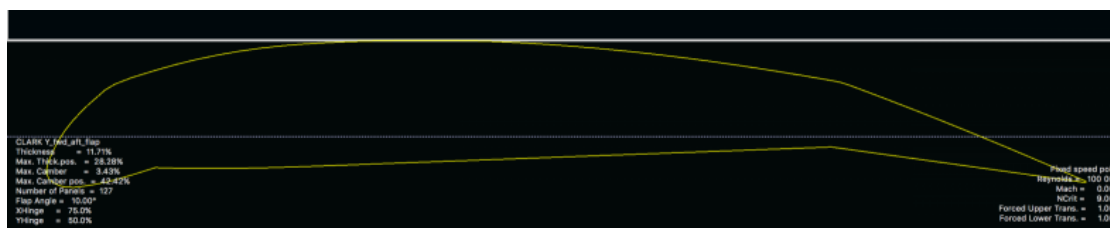
Ja chciałbym pokazać, jak można w modelu zrobić prostą klapę przednią i jak ona wpływa na charakterystykę profilu.

Dla znanego profilu CLARK Y – symulacja w XFLR5

Symuluję jak widać



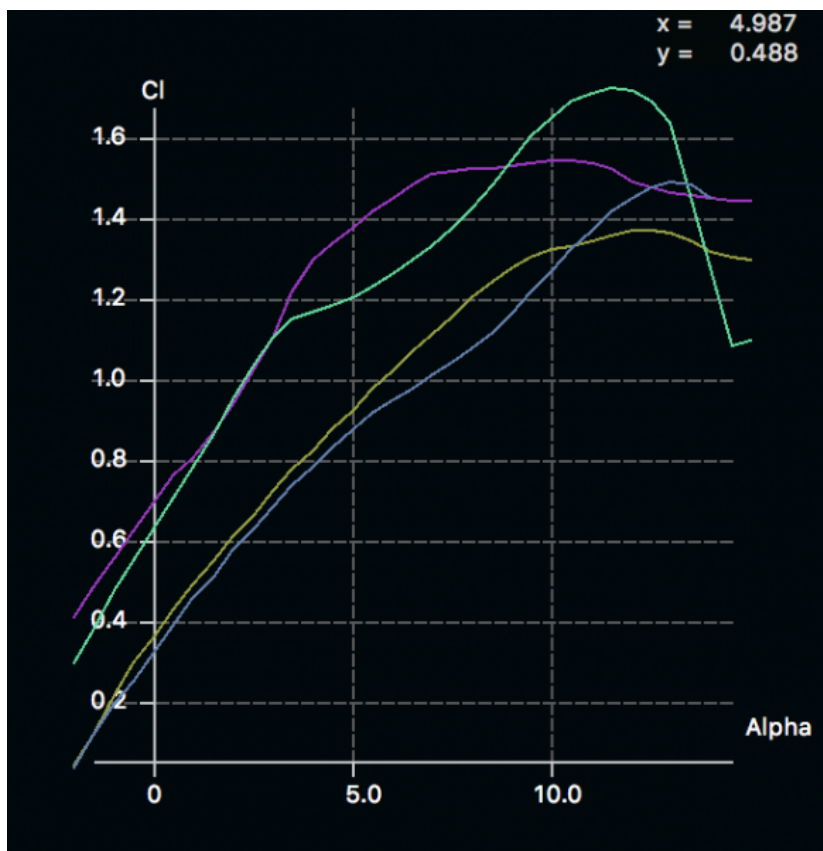
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-75476200-1476767689.png)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-24407000-1476767716.png)

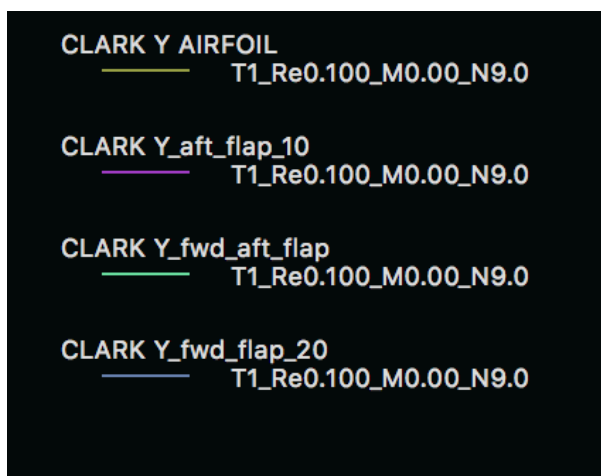
Kolor obrysu profilu nie odpowiada kolorom wykresów!

Otrzymujemy wykresy współczynników siły nośnej od kąta natarcia:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-44540500-1476767778.png)

- żółty – „czysty” profil
- fioletowy – tylna kłapa 10° w dół – widać, że alfa kr maleje
- niebieski – przednia kłapa 25° w dół, widać mały wzrost współczynnika siły nośnej i mały wzrost alfa kr
- zielony – obie kłapy wychylone o kąty jak powyżej, znaczny wzrost współczynnika siły nośnej i niewielki wzrost alfa kr w stosunku do „czystego” profilu.



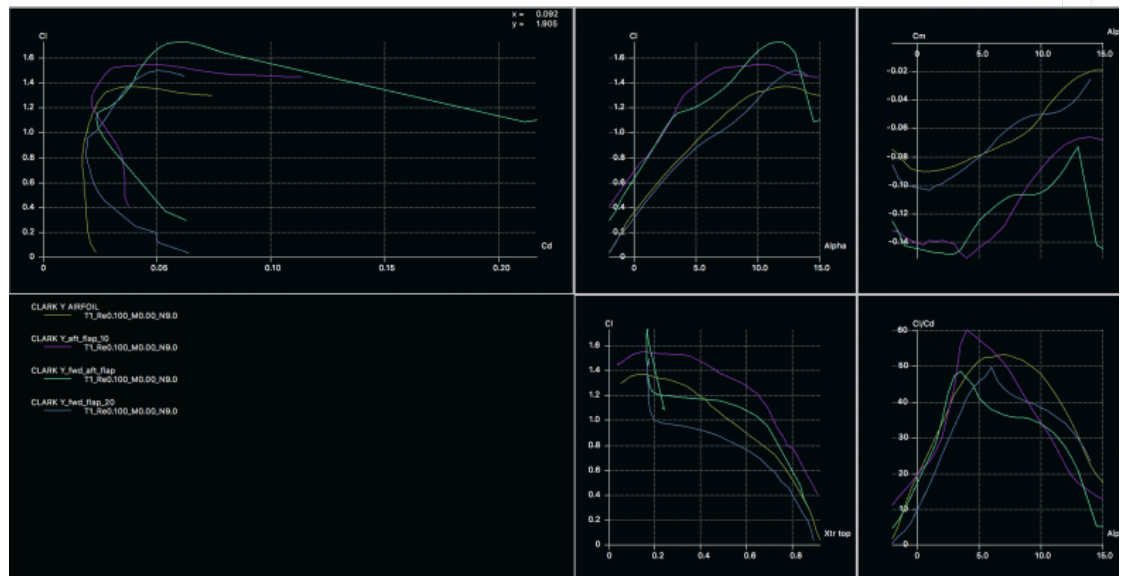
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-22298300-1476767864.png)

Z 1 wybranymi postami:



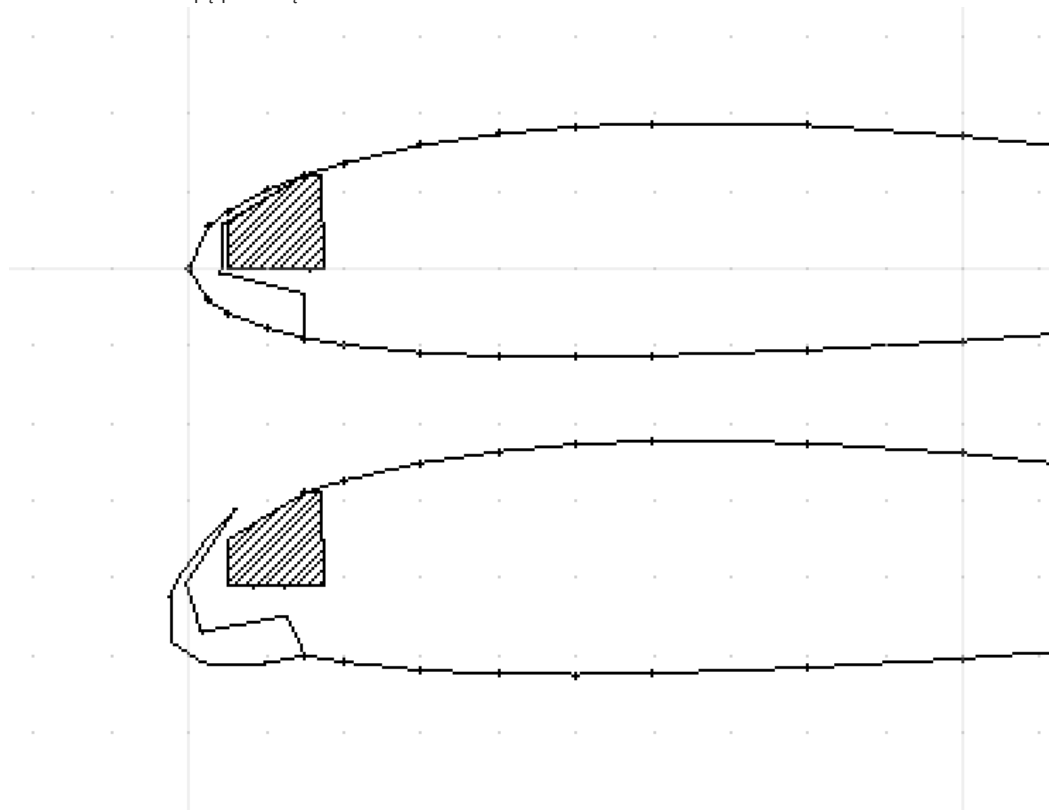
Idź

wszystkie wykresy



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-05397500-1476767909.png)

Tak można zrobić klapę przednią w modelu

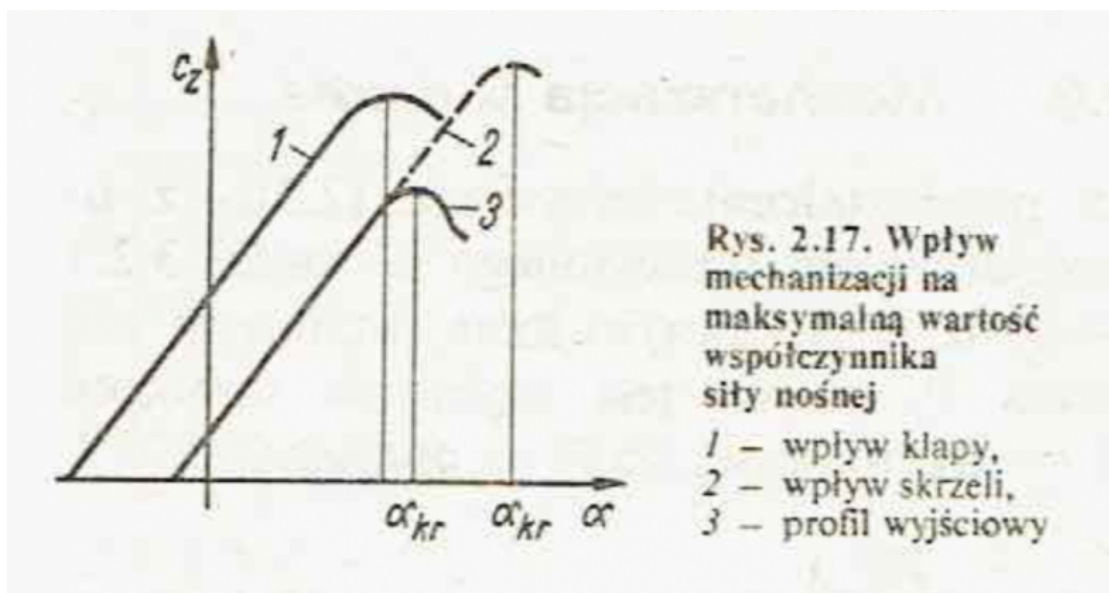


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-77448300-1476768041.png)

Czasem można się pokusić o zrobienie czegoś takiego w gigancie na kawałku rozpiętości, najlepiej na takim samym jak kłapy tylne.

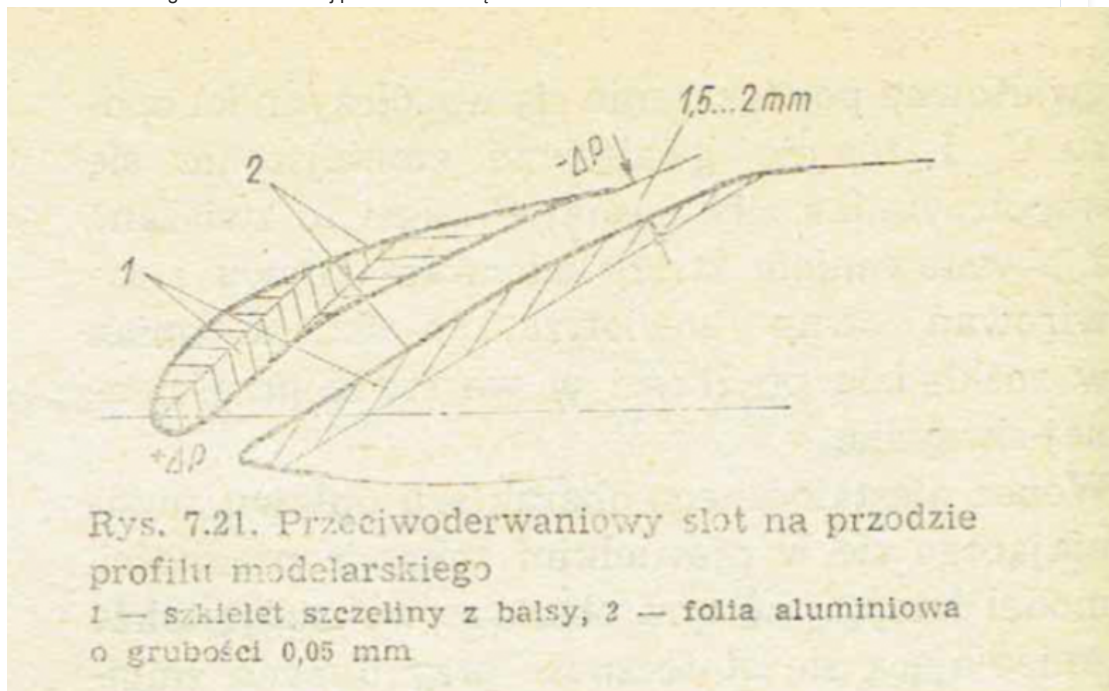
Sloty (skrzela)

Nie wiem czy w XFLR5 można zasymulować skrzela – ja nie potrafię, dlatego pokażę tylko co piszą w literaturze: Wg „Technika lotnicza i kosmonautyczna”



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-60915800-1476768283.png)

Slot w modelu – wg rekomendowanej przeze mnie książki



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-86285200-1476768315.png)

O tym, że sloty pomagają niech świadczy fakt automatycznego wysuwania samych slotów w samolocie B737. W konfiguracji do startu, klapy tylne są wysunięte (mało wychylone) a sloty w położeniu pośrednim (extend) – w przypadku wyłączenia się jednego z silników podczas startu, automat wysuwa sloty do położenia w pełni wysunięte (full extend). Jest to układ awaryjny zabezpieczający samolot przed przeciągnięciem.

Są tacy, którzy twierdzą, że porównywanie modeli z dużymi samolotami jest nie na miejscu - ale przecież niektórzy modelarze budują makiety, chcą je zrobić jak najbardziej wiernie. Poza tym nie wszystko robimy w modelach, a może są osoby ciekawe - po co to?

Tyle o klapach i slotach, następne będą różne rodzaje skrzydeł i zagadnienia z tym związane.

EDIT (przerwa w pracy 😊)

Rada praktyczna jak ustawiać miksery serw.

Ruch serwa wychylenia klap ustawiamy na bardzo wolny. Miksy ze sterem wysokości opisane są w internecie dość dobrze)

Można też tak jak proponuje kolega Vesla w wątku <http://pfmrc.eu/index.php?topic=52974-mig-23-edf-z-planami/page-8#entry639618>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?topic=52974-mig-23-edf-z-planami/page-8#entry639618>)

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Mając wychylenie klap na pokrętle, możemy trzymować model podczas wychylania klap, a potem ustawić własny mikser.

Patryk Sokol

Napisano 18 October 2016 - 17:17

jarek_aviatik, dnia 17 Paź 2016 - 12:16, napisał:

Sloty (skrzela)

Nie wiem czy w XFLR5 można zasymulować skrzela – ja nie potrafię, dlatego pokażę tylko co piszą w literaturze:

Niestety- nie mam dobrych wiadomości - profil dla XFoil (a więc i dla XFLR5) musi być linią ciągłą, więc zwyczajnie będzie się krzaczyl, a nie dawał wyniki.

Ale myślę, że jak wybiorę się na uczelnię to z chęcią zmuszę Fluent do wypłucia czegoś co pokaże nam wpływ slotu



jarek_aviatik

Napisano 18 October 2016 - 18:03

Patryk Sokol, dnia 18 Paź 2016 - 11:20, napisał:

Niestety- nie mam dobrych wiadomości - profil dla XFoil (a więc i dla XFLR5) musi być linią ciągłą, więc zwyczajnie będzie się krzaczyl, a nie dawał wyniki.

Ale myślę, że jak wybiorę się na uczelnię to z chęcią zmuszę Fluent do wypłucia czegoś co pokaże nam wpływ slotu 😊

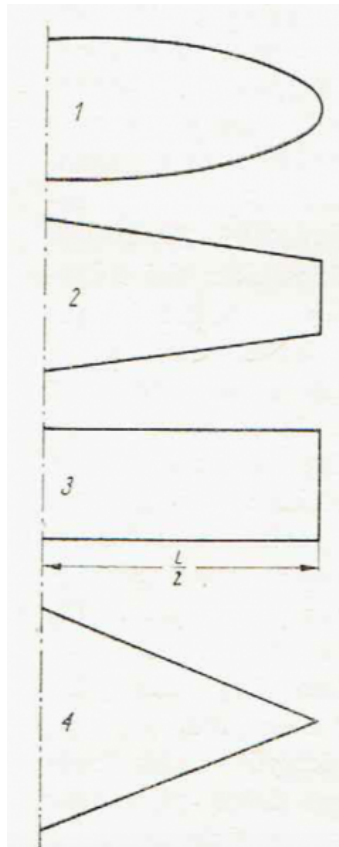
Dzięki Patryk

Ciąg dalszy mechaniki lotu - teraz:

Skrzydła

O skrzydłach samolotów można napisać bardzo grubą książkę, postaram się skupić na najistotniejszych tematach, ale tak aby osoby, które pierwszy raz mają z tym styczność coś zrozumiały. (mam nadzieję)

Rodzaje skrzydeł – wg rekomendowanej książki



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_1078539900-1476809140.png)

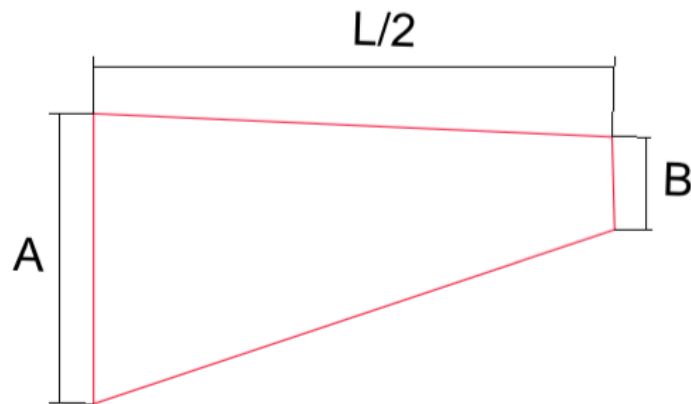
Z 1 wybranymi postami:



Idź

1 – eliptyczne , 2 – trapezowe, 3 – prostokątne, 4 – trójkątne
Można je jeszcze wymieszać.

Najpierw kilka podstawowych pojęć



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-89657200-1476809187.png)

A – długość cięciwy przy nasadzie skrzydła (w osi podłużnej samolotu)

B – długość cięciwy na końcówce

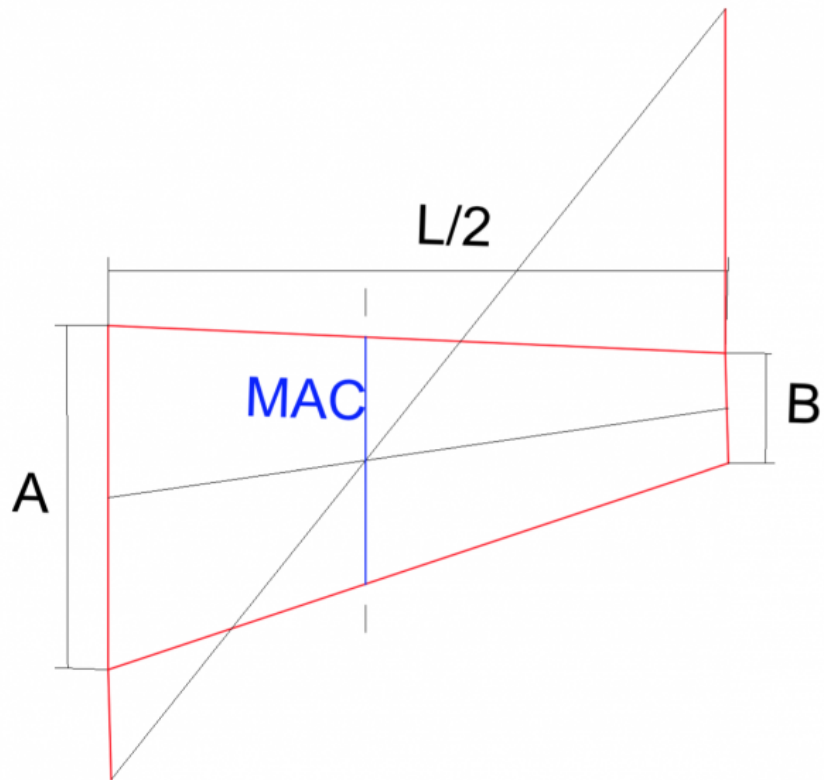
$L/2$ – połowa rozpiętości skrzydła

Do budowy i analiz potrzebne nam jeszcze kilka innych wielkości , takich jak:

- średnia cięciwa aerodynamiczna (z j. ang. MAC)
- wydłużenie skrzydła (dawniej w literaturze oznaczane grecką literą lambda) – a my oznaczmy literą: **W**
- wznios skrzydła
- skos skrzydła
- kąt zaklinowania
- zwichrzenie geometryczne
- zwichrzenie aerodynamiczne
- zbieżność skrzydła

Dla potrzeb modelarstwa wystarczy

Poniżej geometryczne wyznaczanie MAC (niektórzy twierdzą, że to średnia cięciwa geometryczna)

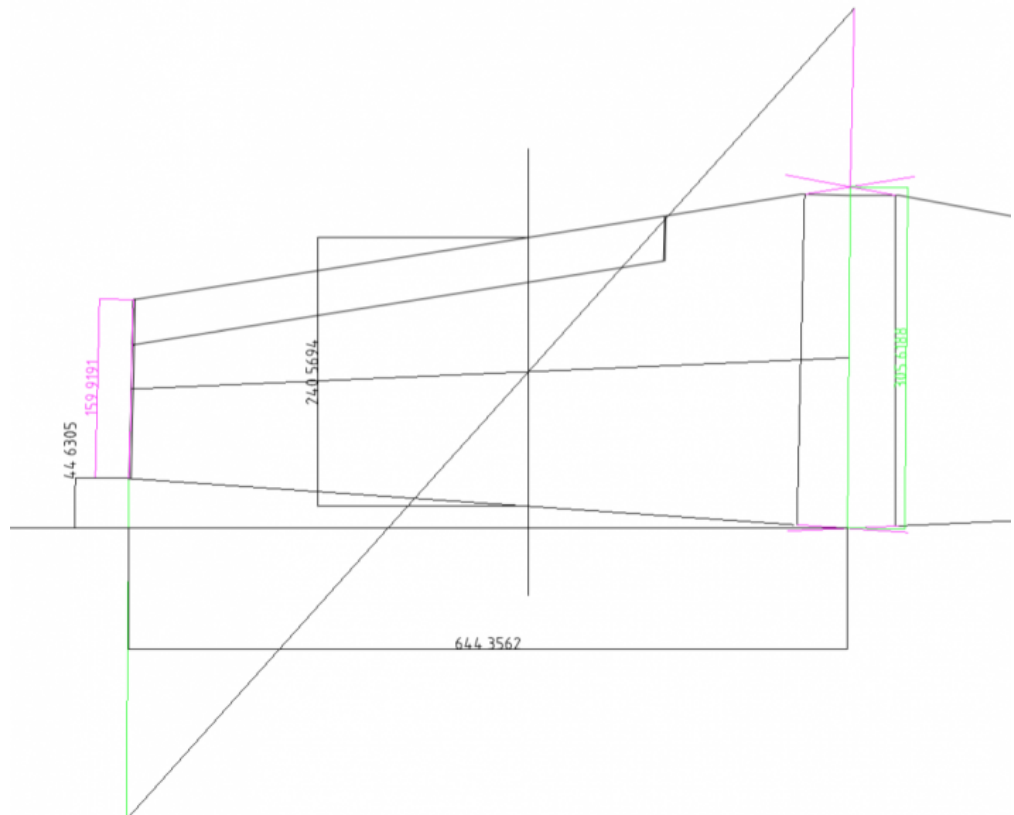


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-38937000-1476809265.png)

Trochę krzywo - przepraszam.

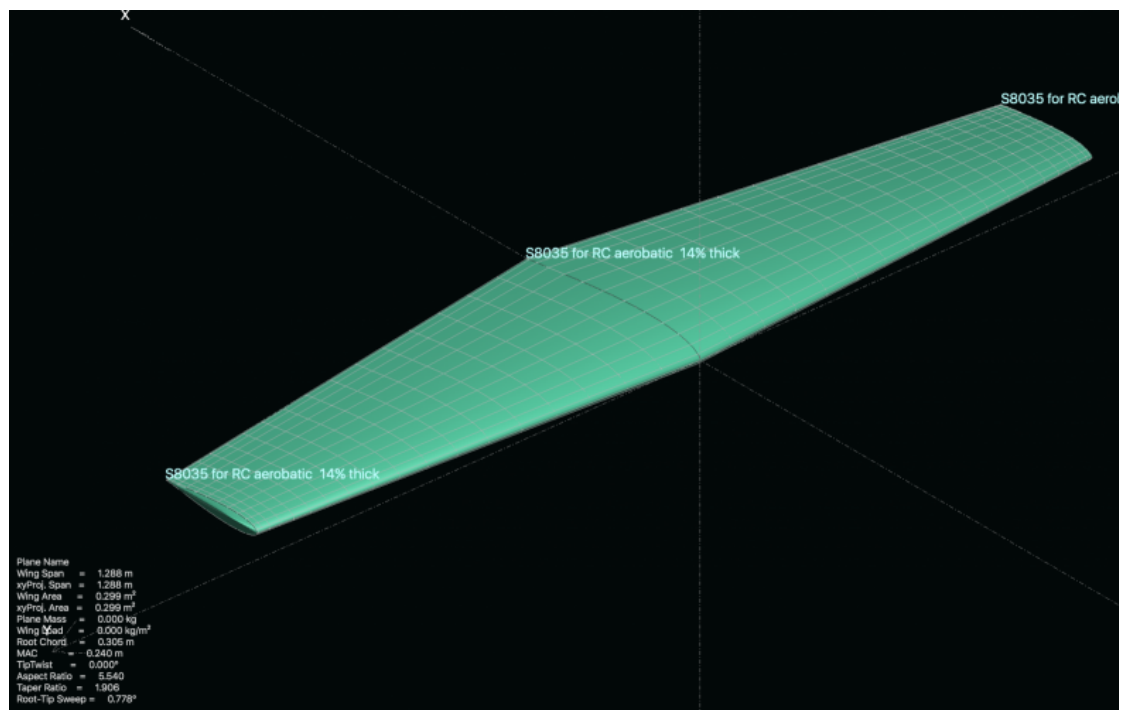
Porównanie geometrycznego wyznaczania MAC vs XFLR5

Geometryczne:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-64119400-1476809305.png)

XFLR5



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-62783500-1476809341.png)

Geometrycznie $MAC = 240,5 \text{ mm}$

$XFLR5 \text{ MAC} = 0,240 \text{ m} = 240 \text{ mm}$

Geometrycznie wiem gdzie się znajduje wzdłuż rozpiętości

Po co nam średnia cięciwa aerodynamiczna – krótko:

- wg niej ustalane jest położenie środka ciężkości (o tym później)
- pomaga w obliczeniach

Do obliczeń potrzebna nam powierzchnia skrzydła, jeśli znamy długość MAC , to powierzchnia skrzydła wyraża się wzorem:

$$S = MAC * L$$

S – powierzchnia

MAC – długość średniej cięciwy aerodynamicznej

L – rozpiętość skrzydła

Ktoś powie, po co liczyć kiedy mam kalkulator w internecie lub $XFLR5$ – wybór pozostawiam.

Co to takiego wydłużenie i po co nam ono?

Wydłużenie to stosunek kwadratu rozpiętości do powierzchni (skrzydła)

$$W = L^2 / S$$

Wydłużenie skrzydła jest bardzo ważne w szybownictwie.

Jeśli podają jakieś charakterystyki skrzydła, to podaje się przy jakich Re i przy jakim wydłużeniu skrzydła było badanie dla porównania wyników, czy osiągnięto.

Wydłużenie potrzebne nam również do obliczania oporu indukowanego.

Co to takiego opór indukowany?

Opór indukowany powstaje na końcówce skrzydła i najprościej - spowodowany jest przechodzeniem strumienia z dolnej powierzchni skrzydła gdzie panuje nadciśnienie na górną powierzchnię skrzydła gdzie panuje podciśnienie.

Badając skrzydło w tunelu stosuje się tzw. płyty brzegowe aby uniknąć tego oporu podczas badania, ale wówczas mamy inny opór przy zastosowaniu tych płyt, tzw. opór interferencyjny. (np. połączenie skrzydło – kadłub)

Wzór na opór indukowany:

$$C_{xi} = C_z^{2/3,14} * W$$

Jak widać opór ten zależy od współczynnika siły nośnej i od wydłużenia skrzydła.

Im większy C_z tym większy opór indukowany (C_z w kwadracie)

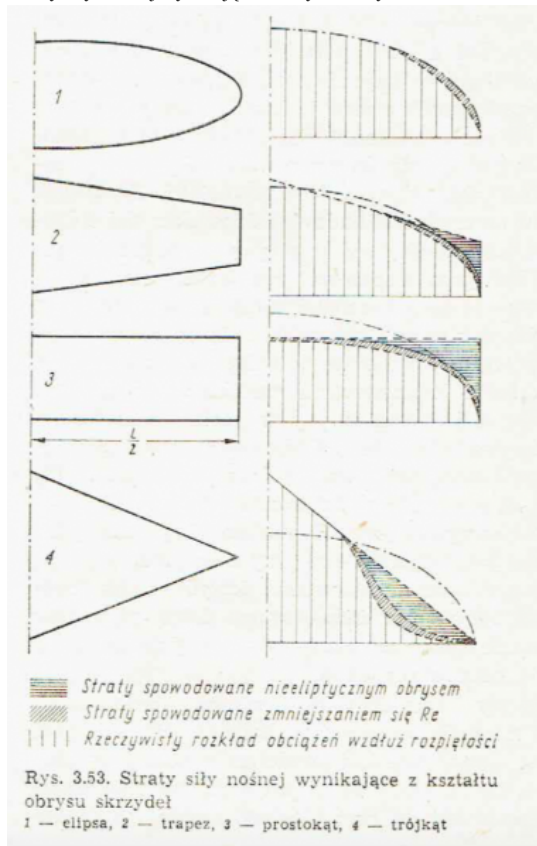
Im większe wydłużenie – tym mniejszy opór indukowany

Teraz trochę o tym jak układy skrzydeł wpływają na opór indukowany

Wg rekomendowanej książki (od najmniejszego do największego)

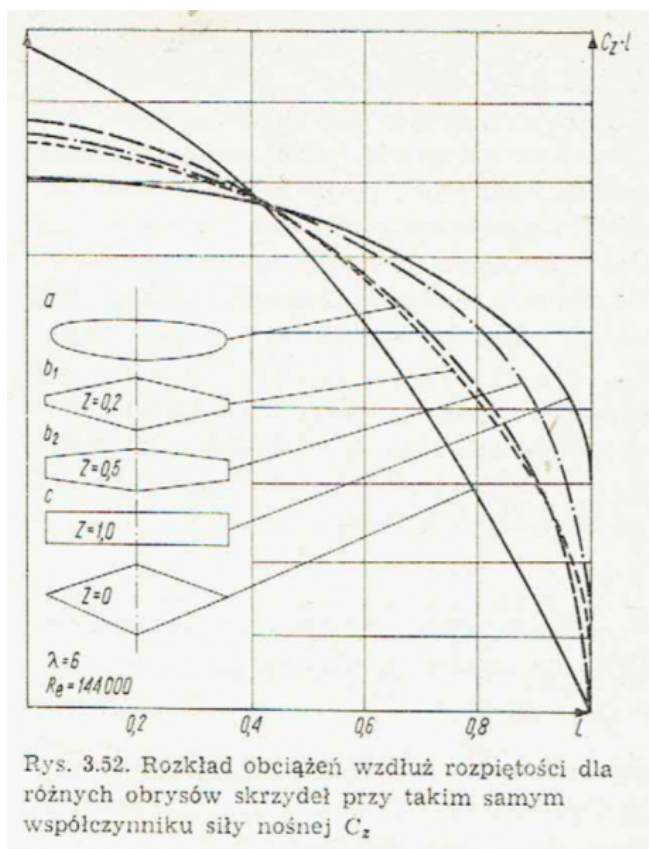
- eliptyczne
- wielotrapezowe wpisujące się w elipsę
- trapezowe
- prostokątne

Straty siły nośnej wynikające z obrysu skrzydła



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-69954600-1476809601.png)

Rozkład obciążeń wzdłuż rozpiętości



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-11210100-1476809654.png)

Ostatni wykres – $C_z \cdot L$ to moment zginający (Siła nośna * Rozpiętość)

Widać, że skrzydło trapezowe ma zbliżone obciążenia do eliptycznego.

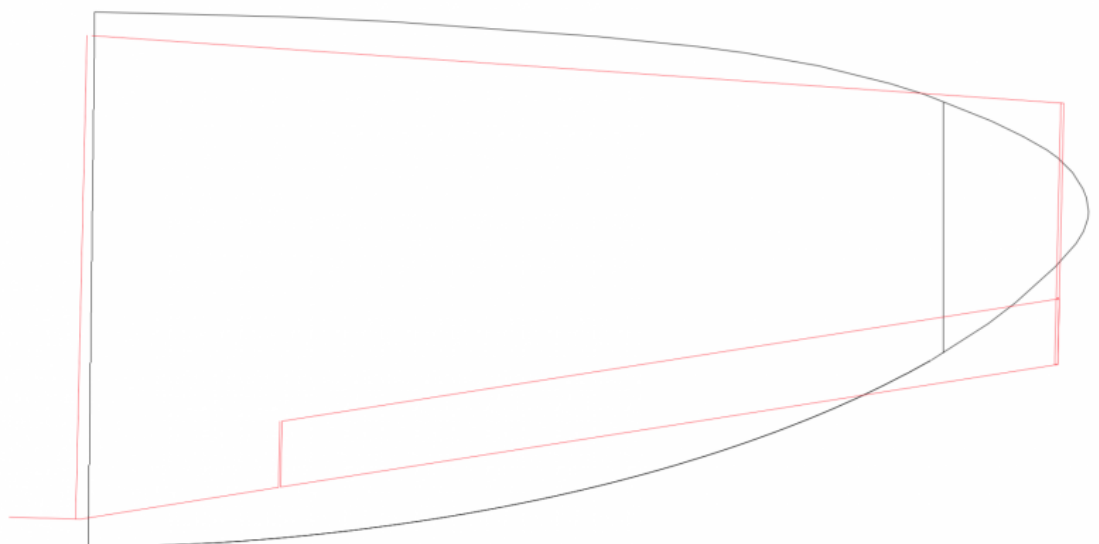
Do czego to wykorzystać w praktyce – w modelarstwie ?

- Pierwszy wykres (straty siły nośnej) – do optymalizacji aerodynamicznej skrzydła modelu
- Drugi – pewnie ma zastosowanie w projektowaniu modeli szybowców, lub gigantów.

Ale dzięki niemu można zrozumieć dlaczego skrzydło trapezowe jest w samolocie akrobacyjnym np. Extra 300

Jeżeli zmniejszają się obciążenia wzdłuż rozpiętości, to możemy zaprojektować lżejsze skrzydło o stosownej wytrzymałości. Wiadomo, że w akrobatyce dochodzą jeszcze obciążenia spowodowane dużą bezwładnością. A im większa masa tym większa bezwładność i tym większe obciążenia.

Popatrzmy jak skrzydło Extra 300 wpisuje się w skrzydło Spitfire.

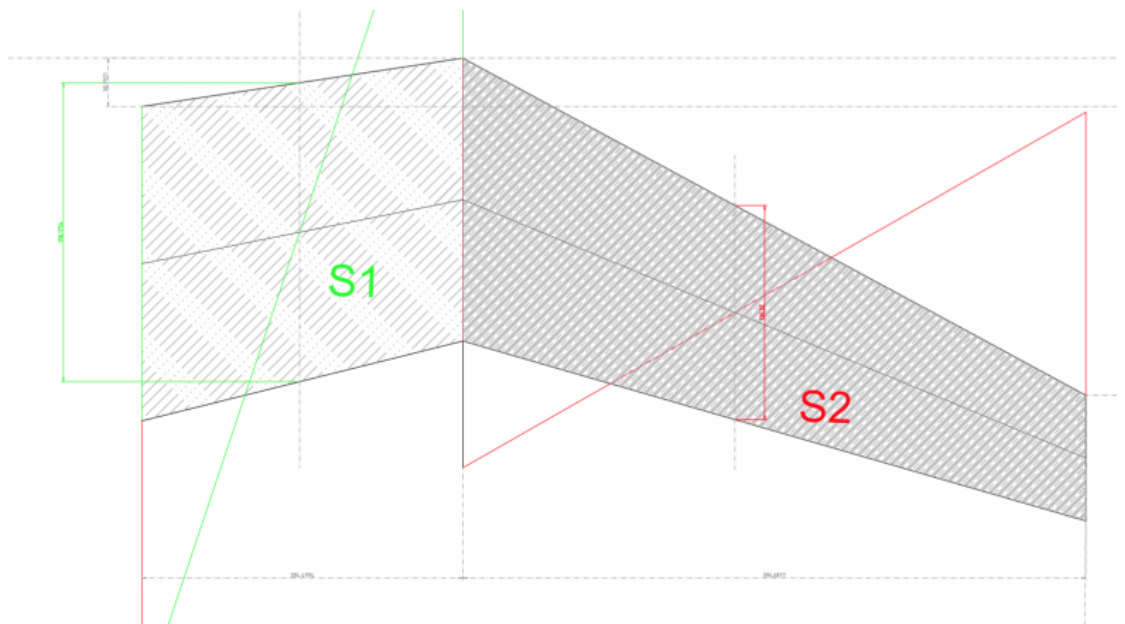


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-04205500-1476809675.png)

EDIT

Jako ciekawostkę wrzucam metodę geometryczno-obliczeniową wyznaczania MAC skrzydła

Z 1 wybranymi postami:



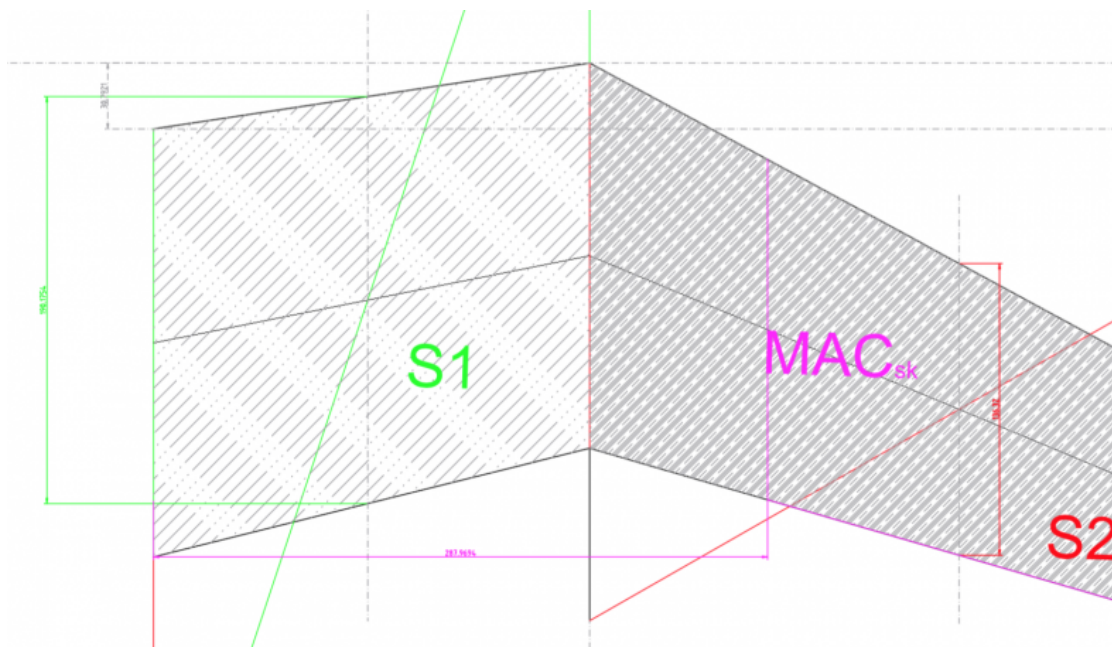
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-50726200-1476824989.png)

Wymiary, których nie widać na rysunku - poniżej:

☒ Symetric ☒ Right Side ☐ Left Side Insert before section 1 Insert after section 1 Delete section 1										
	y (m)	chord (m)	offset (m)	dihedral(°)	twist(°)	foil	X-panels	X-dist	Y-panels	Y-dist
1	0,000	0,200	0,000	0,0	0,00		13 Cosine		19 -Sine	
2	0,204	0,180	-0,030	0,0	0,00		13 Cosine		3 Uniform	
3	0,601	0,080	0,184		0,00					

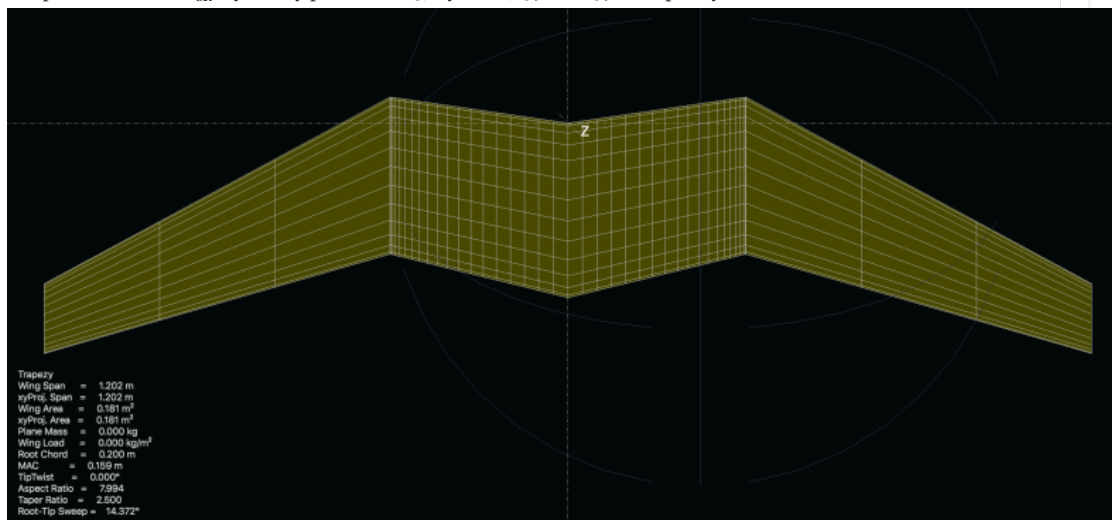
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-07815200-1476823433.png)

1. Dzielimy skrzydło na dwa trapezy;
2. wyznaczamy MAC dla każdego - metoda już znana
3. obliczamy pole powierzchni każdego trapezu (MAC x długość trapezu wzdłuż rozpiętości)
4. Obliczamy MAC skrzydła dwutrapezowego ze wzoru: $MAC_{sk} = (S1 \cdot L1 + S2 \cdot L2) / (S1 + S2)$ - wg mojego rysunku wyszło 158,56 mm
5. widać z obliczeń, że MAC_{sk} znajduje się w zewnętrznym trapezie
6. z twierdzenia Talesa obliczamy położenie $MAC_{sk} = 287,9$ mm, ~288 mm od osi samolotu



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-24889900-1476827273.png)

Dla porównania MAC_{sk} wyliczony przez XFLR5, wyszło 0,159m = 159 mm (praktycznie to samo)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-98555600-1476823380.png)

XFLR5 liczy MAC_{sk} - ale nie podaje jego położenia wzdłuż rozpiętości. Gdzieś w moich notatkach mam tylko geometryczny sposób wyznaczania MAC_{sk} dla skrzydeł wielotrapezowych. Jak znajdę, to zamieszcze.

Już kiedyś pisałem, że kalkulatory położenia SC, czasem oszukują, lub nie mogą wyliczyć naszego skrzydła - dlatego potrzebujemy MAC skrzydła.

Na dzisiaj koniec – niedługo c.d.n.

Kontynuujemy temat skrzydeł – ale już mniej szczegółowo

Wznios ogólnie

Jest to kąt odchylenia płaszczyzny cięciwy skrzydła lub statecznika poziomego od płaszczyzny poziomej. Dodatni (gdy koniec skrzydła jest powyżej nasady) powoduje wzrost stateczności poprzecznej, ujemny stosowany jest przy skrzydłach skośnych i górnopłatach charakteryzujących się zbyt dużą statecznością.

Myślę, że rysunków nie trzeba

Dlaczego dodatni wznios powoduje wzrost stateczności poprzecznej?

Prosta zasada aerodynamiki i mechaniki lotu – w przypadku przechyłu np. w lewo, lewa płaszczyzna pozioma i profil skrzydła ma opływ najbardziej zbliżony do teoretycznego

nośnej na tym skrzydle. Prawe natomiast, ustawia się bardziej pionowo i na nim następuje spadek siły nośnej, i dlatego samolot automatycznie przechyla się w prawo.

Dodatni wznios pogarsza również sterowność poprzeczną, dlatego nie jest stosowany w akrobatach.

Ujemny wznios – jak pisałem w górnopłatach charakteryzujących się zbyt dużą statecznością (z reguły górnopłaty są najbardziej stateczne)

Poza tym w samolotach i dużych modelach w trakcie lotu a szczególnie przy starcie, skrzydło zmienia wznios z ujemnego czasem na zero. Gdyby nie ujemny wznios, w trakcie lotu samolot stawał by się bardziej stateczny niż potrzeba.

<https://www.youtube.com/watch?v=5jALTAcHLbQ>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/https://www.youtube.com/watch?v=5jALTAcHLbQ>).

<https://www.youtube.com/watch?v=WRI2yocwHdo>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/https://www.youtube.com/watch?v=WRI2yocwHdo>).

Górnopłat – modele szkolne, makiety - praktycznie cała przestrzeń kadłuba do wykorzystania.

Średniopłat – szkolne, wojskowe, akrobacyjne

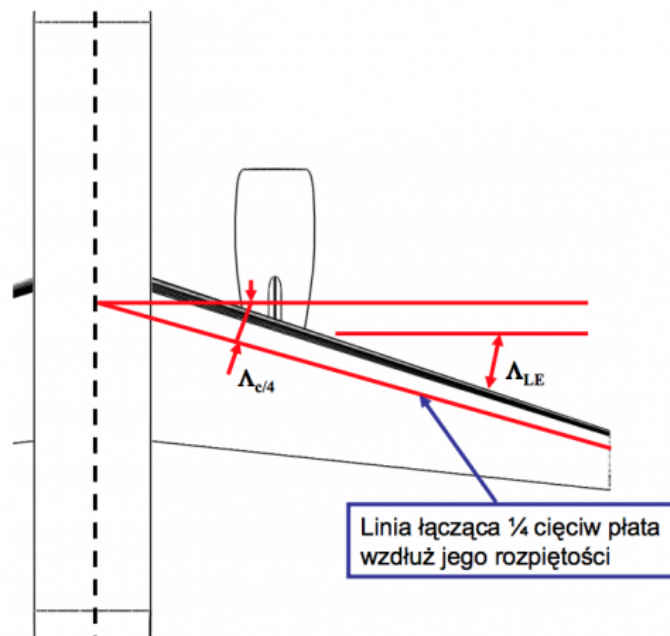
Dolnopłat – pozostawiam bez komentarza.

Skos skrzydła

Jest to kąt zawarty **między prostopadłą do osi podłużnej samolotu a linią leżącą w odległości 25%**

cięciwy skrzydła od krawędzi natarcia. Może być ujemny (skrzydła skośne do przodu) lub dodatni (skośne do tyłu).

Często jest podawane, że jest to kąt zawarty między prostopadłą do osi podłużnej samolotu a krawędzią natarcia – w dużym uproszczeniu można tak przyjąć, ale nie do projektowania i analiz aerodynamicznych. (nie chcę na ten temat toczyć dyskusji – szkoda mi czasu)

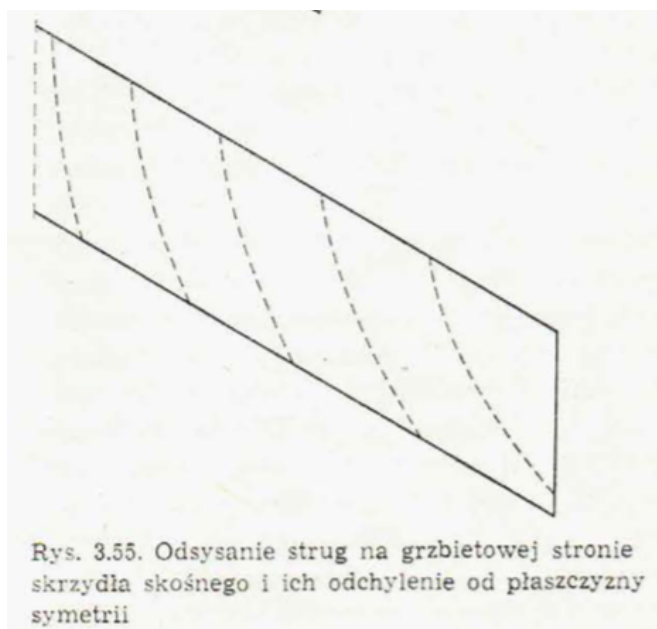


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-59698900-1476883812.png)

Skrzydło skośne jest stosowane często w samolotach latających z prędkościami bliskimi prędkości dźwięku lub też przekraczającymi ją. W modelarstwie natomiast zastosowanie takich skrzydeł ma inny cel. Zastosowanie zwichrzenia geometrycznego na końcach (mniejsze kąty natarcia na końcówce) powodują korzystniejsze charakterystyki pod względem stateczności podłużnej – szczególnie przydatne w bezogonowcach.

Natomiast należy pamiętać o problemie odchyłania strug od płaszczyzny symetrii. W samolotach Lim stosowano specjalne „grzebienie/płetwy” na górnej powierzchni skrzydła aby ukierunkować strumień wzdłuż cięciwy, aby poprawić skuteczność działania mechanizacji skrzydła.

Wg rekomendowanej książki:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-36826800-1476883858.png)

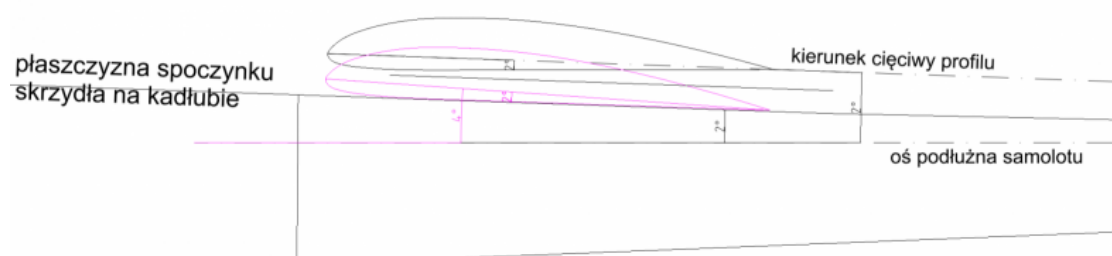


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-95257600-1476883870.png)

Kąt zaklinowania skrzydła

Jest to kąt zawarty pomiędzy osią podłużną samolotu a kierunkiem cięciwy skrzydła

Młodzi modelarze często popełniają tu błąd przyjmując dolną płaszczyznę skrzydła (profilu) jako zero.



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-84827700-1476883899.png)

Pokazuje to powyższy rysunek (mam nadzieję, że nie za bardzo zagmatwany)

Profil Clark Y – widać, że kąt pomiędzy cięciwą a dolną krawędzią profilu (od tyłu) to 2° ,

Chcemy mieć kąt zaklinowania 2° , to jeżeli w modelu kadłuba zrobimy płaszczyznę spoczynku skrzydła pod kątem 2° do osi podłużnej, to kąt zaklinowania mamy 4° , a nie 2° .

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Polecam kątomierz Motylastego!

I bardzo proszę zapamiętać, że nie zawsze kąt zaklinowania jest równy kątowi natarcia!!!

Opór czołowy skrzydła – różnicowe wychylenie lotek

Zajmujemy się mechaniką lotu, no to trzeba coś wspomnieć o zakręcie prawidłowym. Pominę wzory i wykresy, które można znaleźć w internecie lub w książkach. Aby zakręt odbywał się bez ześlizgów czy wyślizgów wychylenie lotek powinno być wspomagane wychyleniem steru kierunku (lub na odwrót jak kto woli). Wiem, że większość modelarzy zwłaszcza na początku robi zakręty samymi lotkami. Pamiętam zdziwienie mojego kolegi, który stwierdził, że jego model Fokkera DR. I „nie zakręca tylko robi beczi”, spytałem czy używa steru kierunku, powiedział, że nie. Od momentu jak z lotkami zaczął używać steru kierunku model zaczął zakręcać.

Aby zakręt przy pomocy lotek i steru kierunku był prawidłowy musimy zadbać o różnicowe wychylenie lotek, aby wyrównać opory czołowe skrzydła w miejscu lotek. Ma to związek z krzywizną profilu. Pytanie – o jakie kąty? Odpowiedź – zależy od profilu.

Dla CLARK Y – jak na rysunku. Wymiary A i B muszą być jednakowe. (w tym przypadku: 15 w dół, 45 w górę)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-46630400-1476883938.png)

Rysować, rysować, jeszcze raz rysować.

Niektórzy robią mix lotki – ster kierunku, kwestia gustu, ja nie. Robiłem, ale przeszkadza w likwidowaniu trawersów i w opadaniu liściem (Fakt można wyłączyć)

Na dziś koniec.

Do końca tematu skrzydeł pozostaje:

- zwichrzenie geometryczne
- zwichrzenie aerodynamiczne
- i trochę dla osób budujących makiety (jak najbardziej wierne oryginałom)

EDIT - c.d.

zwichrzenie geometryczne

z takim zwichrzeniem mamy do czynienia gdy cięciwy wzdłuż rozpiętości skrzydła nie leżą w jednej płaszczyźnie. Stosuje się głównie po to aby zmniejszyć siłę nośną na końcówce skrzydła oraz zmniejszyć opór

zwichrzenie aerodynamiczne

jest to zmiana rodzaju profilu i/lub jego wielkości wzdłuż rozpiętości skrzydła. Najczęściej stosuje się po to aby oderwanie strug było mniej intensywne (zmniejszenie oporu, zwiększenie prędkości)

Zwichrzenie powinniśmy obowiązkowo stosować w bezogonowcach aby poprawić ich stateczność.

Dla potrzeb modelarstwa wystarczy - można znaleźć dużo obszernych opisów w sieci.

trochę dla osób budujących makiety (jak najbardziej wierne oryginałom)

W projektowaniu samolotów, które badane są na etapie wstępnym jako modele w tunelach do przełożenia obliczeń na samolot rzeczywisty stosuje się podobieństwa (kinematyczne, dynamiczne i geometryczne)

Zajmijmy się podobieństwem kinematycznym – w mechanice płynów można znaleźć wiele teorii na ten temat.

Mówimy tu o podobieństwie prędkości w przepływie wokół modelu i samolotu rzeczywistego.

Wykorzystujemy się albo liczbę Froude'a albo liczbę Reynoldsa.

Zachowanie kryteriów podobieństwa Froude'a i Reynoldsa jednocześnie jest niemożliwe.

Aby zachować podobieństwa Reynoldsa model musiał by osiągać bardzo duże prędkości.

W modelarstwie makietowym przechodzimy odwrotnie (z samolotu rzeczywistego na model)

I dla tego stosujemy wzór Froude'a: $v = 0,316 \cdot V$

V – prędkość samolotu

v – prędkość modelu

Np. samolot miał prędkość przelotową $V = 400 \text{ km/h} = 111 \text{ m/s}$

Z 1 wybranymi postami:



Idź

$$v = 0,316 * 111 = 35 \text{ m/s}$$

Czyli nasz model powinien latać z prędkością przelotową 35 m/s = 126 km/h

Teraz bierzemy podobieństwo geometryczne i obliczamy MAC modelu – np. MAC samolotu to 1,5m – jeśli robimy w skali 1:4, to MAC = 0,375 m

Wyliczamy Re dla naszego MAC i prędkości modelu $Re = 923\,840$

Velocity	35	m/s	78.293	mph	126	kph
Chord width	0.375	m	1.2303	ft	14.764	in
Kinematic Viscosity	1.4207E-5	m ² /s	1.529e-4	ft ² /s		
Reynolds Number	923,840					
Calculate						

Reynolds number calculation

The Reynolds number is a dimensionless value that measures the ratio of inertial forces to viscous forces and describes the degree of laminar or turbulent flow. Systems that operate at the same Reynolds number will have the same flow characteristics even if the fluid, speed and characteristic lengths vary.

The Reynolds number is calculated from:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu}$$

Where:

v = Velocity of the fluid

l = The characteristics length, the chord width of an airfoil

ρ = The density of the fluid

μ = The dynamic viscosity of the fluid

ν = The kinematic viscosity of the fluid

Kinematic Viscosity

Example kinematic viscosity values for air and water at 1 atm and various temperatures.

Air

Kinematic Viscosity m ² /s	°C	°F	
1.2462E-5	-10	14	Use
1.3324E-5	0	32	Use
1.4207E-5	10	50	Use
1.5111E-5	20	68	Use

Water

Kinematic Viscosity m ² /s	°C	°F	
1.6438E-6	1	33.8	Use
1.267E-6	10	50	Use
9.7937E-7	20	68	Use

(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-97701700-1476969745.png)

Mając wyliczone Re możemy zrobić analizę które profile najbardziej zbliżone do oryginału dla Re modelu i co możemy zastosować w naszej makiecie.

EDIT

No i nikt nie protestował odnośnie wzoru Froude'a - to co napisałem jest prawdą dla modelu w skali 1:10.

Chcąc zrobić makietę w skali 1:1 prędkości muszą być równe.

Równanie ma postać:

$$v = \sqrt{X * V^2} = \sqrt{X} * V$$

(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_11_2016/post-16754-0-84928100-1478156650.png)

X - współczynnik skali dla 1:10 = 0,1, dla 1:4,5 = 0,22, itd.

Podobieństwo dynamiczne

Jak dynamika to siły, czyli możemy zapisać równanie podobieństwa:

$$q/Q = p_z/P_z \text{ itd.}$$

q - ciężar modelu = $m * g$

Q - Ciężar samolotu = $M * g$

p_z - siła nośna modelu

P_z - siła nośna samolotu

gdzie C_z modelu jest równe C_z samolotu

Stosując tą metodę możemy zrobić makietę w której nie musimy zwiększać powierzchni statecznika poziomego aby model był stateczny podłużnie.

Wróć do tego jeszcze w omawianiu stateczności i stateczników poziomych.

Tyle o skrzydłach. Następnie stateczność podłużna – wyznaczanie położenia S.C.

jarek_aviatik, dnia 19 Paź 2016 - 08:37, napisał:

Opór czołowy skrzydła – różnicowe wychylenie lotek

Zajmujemy się mechaniką lotu, no to trzeba coś wspomnieć o zakręcie prawidłowym. Pominę wzory i wykresy, które można znaleźć w internecie lub w książkach. Aby zakręt odbywał się bez ześlizgów czy wyslizgów wychylenie lotek powinno być wspomagane wychyleniem steru kierunku (lub na odwrót jak kto woli). Wiem, że większość modelarzy zwłaszcza na początku robi zakręty samymi lotkami. Pamiętam zdziwienie mojego kolegi, który stwierdził, że jego model Fokkera DR. I „nie zakręca tylko robi beczi”, spytałem czy używa steru kierunku, powiedział, że nie. Od momentu jak z lotkami zaczął używać steru kierunku model zaczął zakręcać. Aby zakręt przy pomocy lotek i steru kierunku był prawidłowy musimy zadbać o różnicowe wychylenie lotek, aby wyrównać opory czołowe skrzydła w miejscu lotek. Ma to związek z krzywizną profilu.

Może tak a może nie. Jeśli chodzi o modele to nie musi być to prawda (że się powinno). Bo zależy co chemy osiągnąć. W F3K coraz więcej pilotów nie używa steru kierunku a wręcz go nie ma w modelu, a w F3F wielu czołowych pilotów również nie używa onego wcale lub używa bardzo sporadycznie. A w obu przypadkach model jest prawie ciągle w zakręcie. Taka mała dygresja - małe nie musi być tożsame z dużym.

A jeśli chodzi o różnicowość różnych wychyleń - jest to jedna z ważniejszych rzeczy, dzięki której model lata dobrze, a na którą wielu modelarzy nie zwraca żadnej uwagi.

jarek_aviatik

Napisano 19 October 2016 - 15:03

cZyNo, dnia 19 Paź 2016 - 08:54, napisał:

Może tak a może nie. Jeśli chodzi o modele to nie musi być to prawda (że się powinno). Bo zależy co chemy osiągnąć. W F3K coraz więcej pilotów nie używa steru kierunku a wręcz go nie ma w modelu, a w F3F wielu czołowych pilotów również nie używa onego wcale lub używa bardzo sporadycznie. A w obu przypadkach model jest prawie ciągle w zakręcie. Taka mała dygresja - małe nie musi być tożsame z dużym.

A jeśli chodzi o różnicowość różnych wychyleń - jest to jedna z ważniejszych rzeczy, dzięki której model lata dobrze, a na którą wielu modelarzy nie zwraca żadnej uwagi.

Pisałem już, że 3D i tym bardziej F3K, to nie moja bajka. Napisałem, że zależy od rodzaju profilu. Jeśli zastosujesz symetryczny i zerowy kąt zaklinowania, to nie ma potrzeby różnicować wychyleń lotek.

Małe nie jest tożsame z dużym, ale jest coś takiego co się nazywa podobieństwo kinematyczne, dynamiczne i liczba Reynoldsa i to pomaga przełożyć duże na małe i odwrotnie.

Nie odbieram przyjemności zwolennikom empiryzmu zwłaszcza tym, którzy gardzą nauką aby się bawili swoimi zabawkami. 😊

EDIT

Zamysłem tego posta jest zebranie podstawowych informacji na temat mechaniki lotu, tak aby mogli z tego korzystać młodzi modelarze, którzy zwykli szukać wszelkich informacji w internecie.

Nie mam zamiaru zyskać na popularności, czy inne takie - realizuję się gdzie indziej.

Dlatego proszę o merytoryczne komentarze a nie wymądrzanie się, które będzie to zaśmieszać.

Korzystam z faktu, że jestem poza domem, nudzę się w hotelu, i chcę spożytkować ten czas.

cZyNo

Napisano 19 October 2016 - 19:44

Jarku, nie ma się czym denerwować. Napisz "modeli makiet samolotów" i będzie sprawa jasna.

Ja napisałem jak jest w rzeczywistym lataniu modelami szybowców. Merytorycznie. I to było uzupełnienie Twojej informacji nt. używania steru kierunku. Mimo tego co napisałem, ja steru kierunku używam. Choć nie wiem czy czasami nie przeszkadza.

Jeśli chodzi o różnicowość lotek w modelach szybowców, to zależy ona od profilu, ale i od tego jak chcemy pokonać zakręt. I może być zmieniana. Inaczej powinno się ustawić gdy słabo wieje, inaczej gdy mocno, inaczej gdy się lata w termice, inaczej gdy na zboczu. I to też jest mechanika lotu modeli samolotów (tu szybowców). I to też jest uzupełnienie tego co napisałeś.

jarek_aviatik

Napisano 20 October 2016 - 14:56

Stateczność podłużna – wyznaczanie położenia S.C.

Wiem, że większość modelarzy korzysta z kalkulatorów – ja korzystam z kalkulatorów i

XFLR5 – odpowiedź poniżej;

Zakładam model Extra 300 z wymiarami jak poniżej:

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Aircraft Center of Gravity Calculator

Aerodynamic Center (AC), Mean Aerodynamic Chord (MAC), Center of Gravity (CG), Neutral Point (NP) and Wing Area

Wing Root Chord (A):	300
Wing Tip Chord (B):	160
Wing Sweep Distance (S):	45
Wing Half Span (Y):	644

Stabiliser Root Chord (AA):	160
Stabiliser Tip Chord (BB):	100
Stabiliser Sweep Distance (SS):	37
Stabiliser Half Span (YY):	246
Distance between both LE's (D):	570
Stabiliser Efficiency:	Std.

Enter Static Margin, then %

Mean Aerodynamic Chord MAC =	237.1
Sweep Distance at MAC (C) =	20.22
From Root Chord to MAC (d) =	289.33
From Wing Root LE to AC =	79.49
From Wing Root LE to NP =	118.93
From Wing Root LE to CG =	107.07
Wing Area =	296240
Stabiliser Area =	63960
Wing Aspect Ratio =	5.6
Tail Volume Ratio, Vbar =	0.49

Enter the variables at left using the same units for all entries.
 For an aircraft to be stable in pitch, its **CG** must be forward of the Neutral Point **NP** by a safety factor called the **Static Margin**, which is a percentage of the **MAC** (Mean Aerodynamic Chord).
 Static Margin should be between 5% and 15% for a good stability.

Low Static Margin gives less static stability but greater elevator authority, whereas a higher Static Margin results in greater static stability but reduces elevator authority.
 Too much Static Margin makes the aircraft nose-heavy, which may result in elevator stall at take-off and/or landing.
 Whereas a low Static Margin makes the aircraft tail-heavy and susceptible to stall at low speed, e. g. during the landing approach.

(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-19760800-1476970103.png)

Widzimy, że program wyliczył $X_{NP} = 0,119\text{m}$

X_{NP} – położenie punktu neutralnego, punkt neutralny jest to miejsce gdzie współczynnik momentu „pochylającego” jest stały (nie zmienia się przy zmianie kąta natarcia).

Program sugeruje nam margines X_{SC} w granicach 5% do 15% MAC

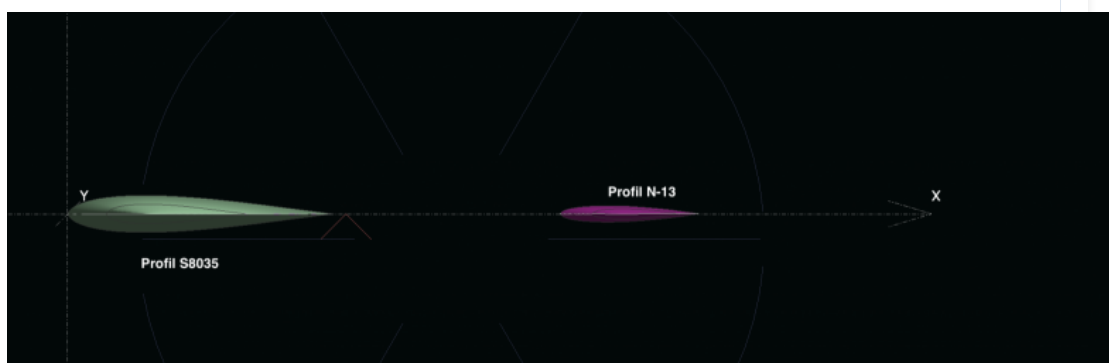
Czyli położenie S.C. powinno być w przód od $X_{NP} = 0,119\text{m}$ o odległość z zakresu od 12 do 36 mm.

Sprawdźmy co na to XFLR5

w mojej wersji XFLR5 wartości + podłużnie, są od początku układu współrzędnych w kierunku ogona.

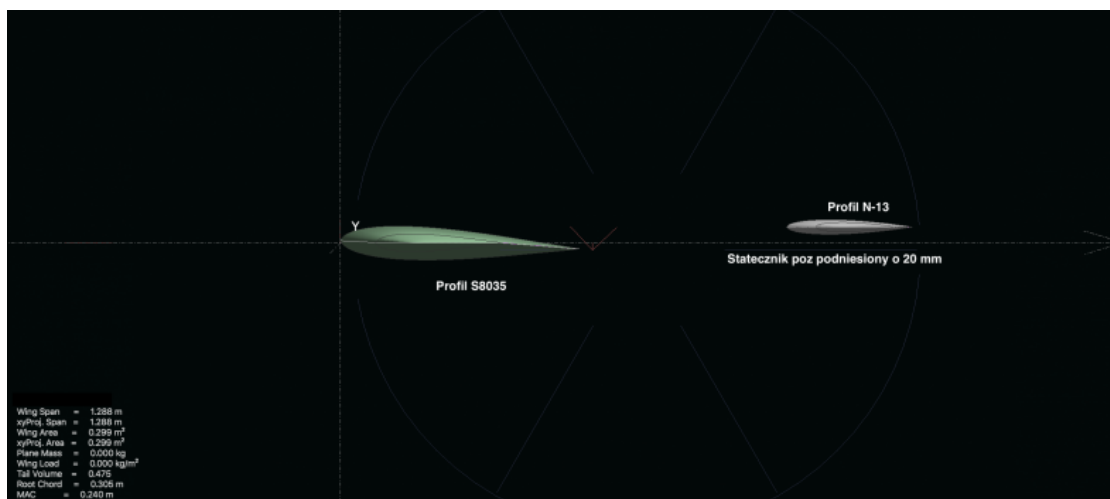
Wymiary te same - wyznaczamy punkt neutralny – czyli zakładamy $X_{SC} = X_{NP}$

Najpierw układ gdy statecznik poziomy jest na tym samym poziomie co skrzydło – wersja: A



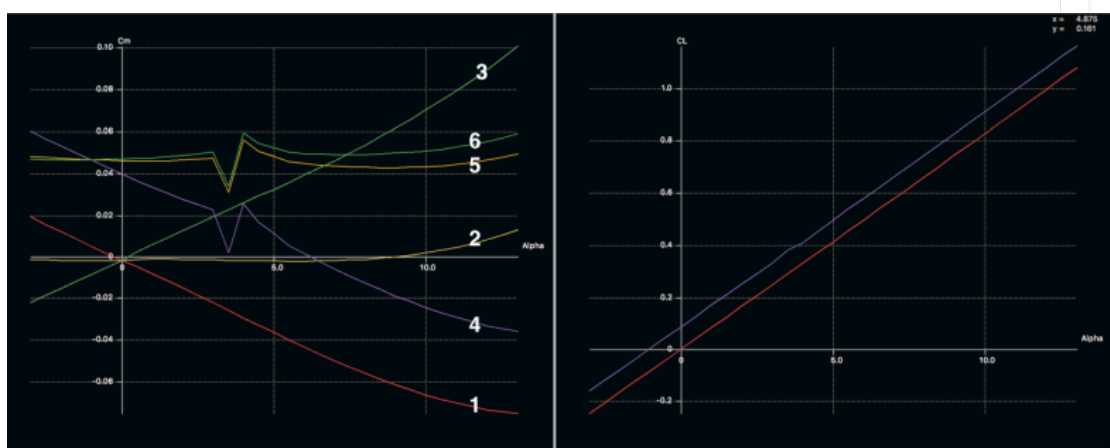
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-88683700-1476970189.png)

Drugi – statecznik podniesiony o 20 mm – wersja: B



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-27573500-1476970228.png)

I mamy wykresy:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-55723100-1476970321.png)

krzywa 1 – dla wersji A: $X_{SC} = 0,100$ m – moment jest pochylający i zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia

krzywa 3 – dla wersji A: $X_{SC} = 0,140$ m – no to nie jest to o co nam chodzi.

krzywa 2 – dla wersji A: $X_{SC} = 0,120$ m – można powiedzieć, że OK, no i tak samo jak kalkulator, ale

weźmy wersję B

krzywa 4 – dla wersji B: $X_{SC} = 0,100$ m – widać, że od alfa 0° do ok. $6,5^\circ$ jest to moment odchylający (nose up), a dopiero od alfa ok. $6,5^\circ$ wzwyż jest to moment pochylający (nose down). Widać, że coś się dzieje po drodze przy alfa ok. 4° – co? Pokażę później.

krzywa 5 – dla wersji B: $X_{SC} = 0,110$ m

krzywa 6 – dla wersji B: $X_{SC} = 0,120$ m – czyli też podobnie – ale jest ale.

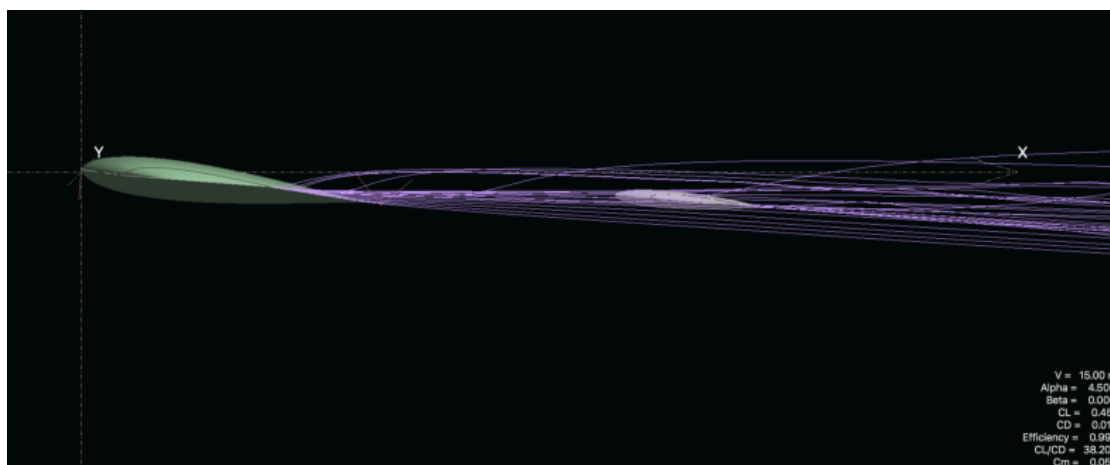
Bo gdy ustawimy X_{SC} wyprzedzone o 10% MAC od X-NP, czyli o 24 mm. To mamy $X_{SC} = 120$ mm – 24 mm = 96 mm

Będzie to krzywa trochę bardziej pochylona niż krzywa 4.

Ale w lotach na kątach natarcia od 0 do powiedzmy $+5$ model będzie zadzierał, dopiero na wyższych kątach model będzie pochylał.

Tego nie pokaże nam kalkulator.

Co się dzieje po drodze przy alfa ok. 4° ?, ano jest to wpływ strumienia zaskrzydłowego (jeszcze nie cień aerodynamiczny) na statecznik poziomy.



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-61335400-1476970462.png)

Rysunek dla alfa 4,5 stopnia.

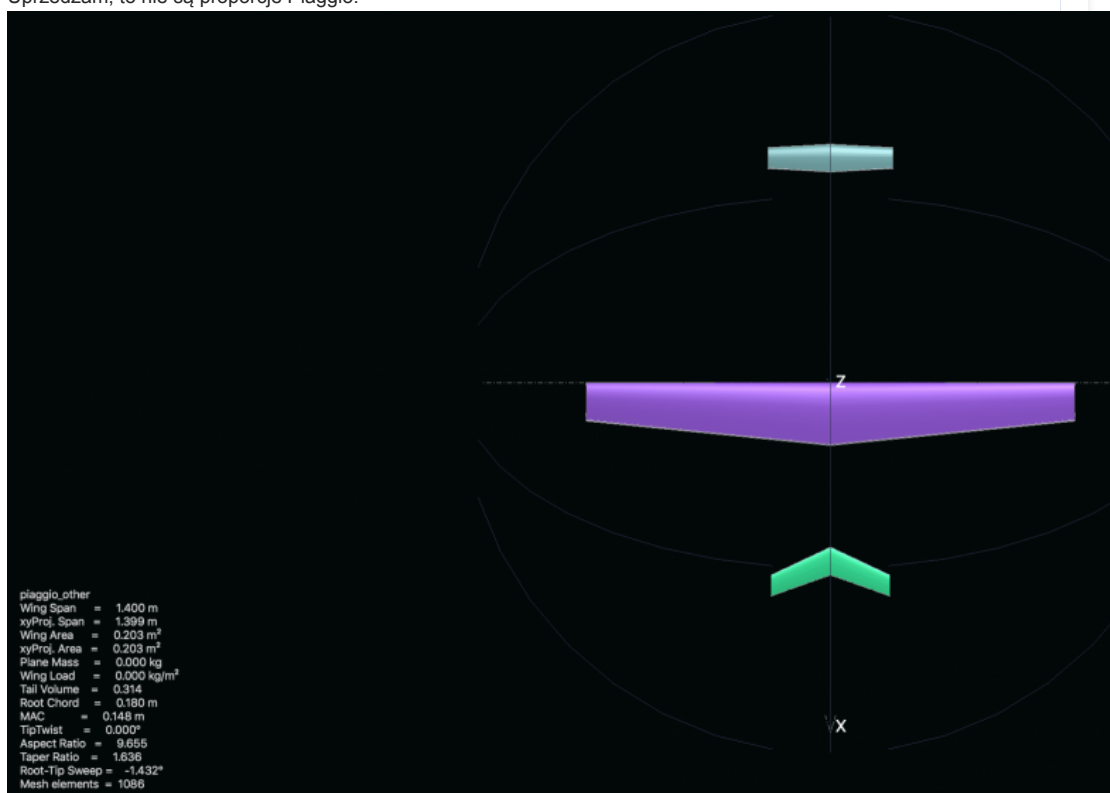
A co by się działo, gdyby przy lądowaniu skrzydło zacieniło ster? Jak to niektórzy piszą „krecik”

No dobrze, praktycy powiedzą nic odkrywczego, a cień aerodynamiczny to tylko w samolotach nie w modelach.

No to weźmy coś nietypowego.

Jeden z naszych kolegów z Forum robi model samolotu 3LSC – i twierdzi, że na dużych kątach natarcia odrywają się strugi na przednim skrzydle.

Upprzedzam, to nie są proporcje Piaggio.



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-21092600-1476970529.png)

MAC = 0,148 m = 148 mm

Main Wing
☒ Main wing

Define

x= 0,00 m

z= 0,08 m

Tilt Angle= 0,00 °

Elevator
☒ Elevator

Define

x= 0,47 m

z= 0,22 m

Tilt Angle= 0,00 °

Wing Area = 0.20 m²

Wing Span = 1.40 m

Elev. Area = 0.02 m²

Elev. Lever Arm = 0.45 m

Wing 2
☒ Biplane

Define

x= -0,68 m

z= 0,00 m

Tilt Angle= 0,00 °

Fin
☐ Fin

Define

x= 0,38 m

y= 0,00 m

z= 0,08 m

Tilt Angle= 0,00 °

Fin Area = m²

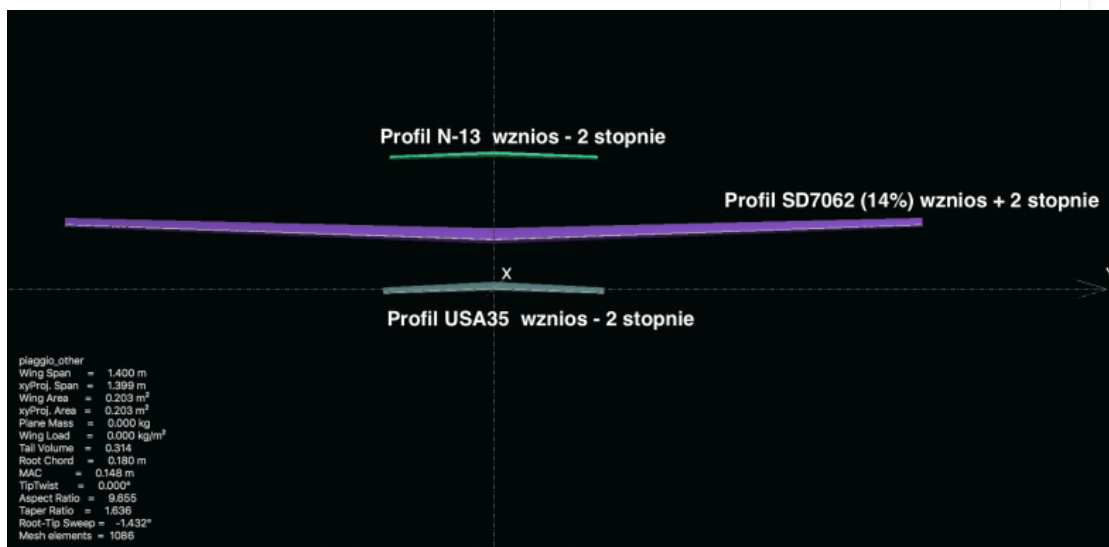
Tail Volume = 0.31

Total Panels = 1086

OK

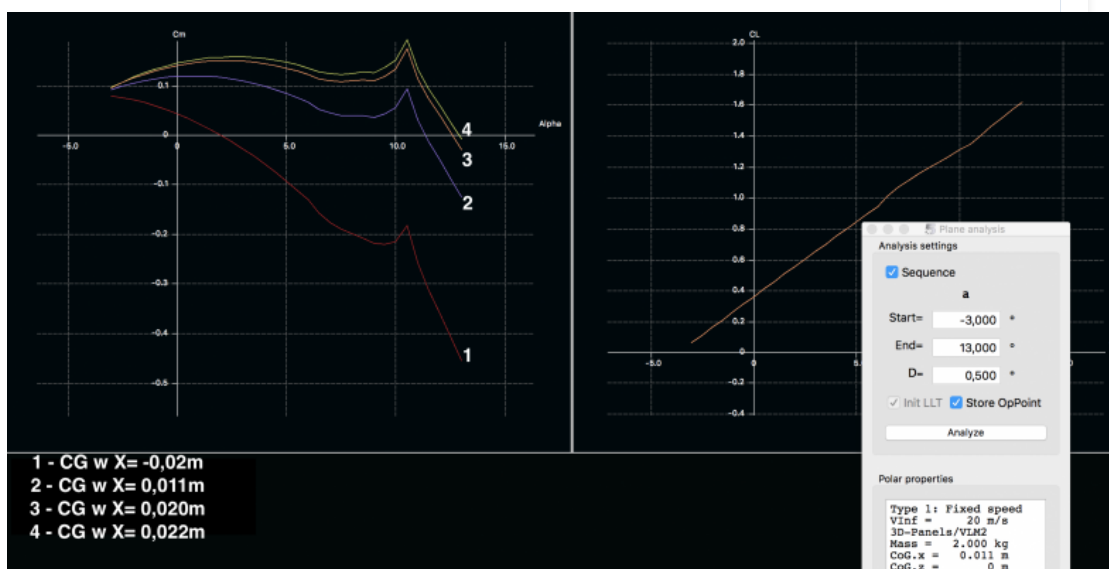
Cancel

(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-55322400-1476970561.png)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-92746400-1476970575.png)

A tak wyglądają wykresy:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-94057400-1476970641.png)

No i problem, bo wykres momentu nie jest linią prostą. Ale to modelarstwo i nie będziemy robić interpolacji, czy innej aproksymacji

Założmy, że X_{NP} (moment jest stały w granicach od alfa 0 do +10) – najbardziej poziomą krzywą 4, czyli punkt neutralny leży 22 mm wewnątrz skrzydła głównego.

Z 1 wybranymi postami:

Ustawiamy static margin na 10%MAC w przód od X_NP

10% MAC to 14,8 mm, czyli X_S.C. to 7,2 mm „w głąb” skrzydła do krawędzi natarcia. Jak widać nie koniecznie przed skrzydłem, choć mamy przednie skrzydło, które wg teorii niektórych w 3LSC - przesuwają SC przed główne skrzydło. Tak jest na pewno w układzie kaczka, gdzie nie mamy klasycznego statecznika poziomego, a nie w 3LSC.

Ale popatrzmy co się dzieje z momentem powyżej alfa +10 stopni?

Rośnie bardzo gwałtownie na minus czyli rośnie gwałtownie moment pochylający, **a nie odrywają się strugi na przednim skrzydle.**

Wykres momentów nie jest linią prostą, czyli samolot/model nie jest za bardzo stateczny, trzeba z nim trochę walczyć lub zastosować stabilizator lotu – to najprościej. Ale można też powalczyć w fazie projektu (a nie krecić i odbudowywać) zmieniając wzniosy, profile, proporcje, itd. i zasymulować w XF5R aby wykres momentów był bardziej linią prostą.

Tak właśnie analizowałem Shindena jednego Greka.

Napisałem, to nie były proporcje Piaggio, to były proporcje typu CRD. Dla innych wymiarów, proporcji może być zupełnie co innego.

Tyle na dziś o stateczności podłużnej. Dalej będzie o różnych wariacjach statecznika poziomego i o skłonie silnika.

Andrzej Klos

Napisano 20 October 2016 - 21:30

Jarek,

Być może powinienem wyjaśnić czytelnikom samo pojęcie stabilności i do czego służy usterzenie poziome tzn. dlaczego krzywa C_m vs α powinna być mniej więcej pod kątem takim jak krzywe 1&4 i dlaczego krzywa 3 oznacza model niestabilny (pierwszy wykres).

Nie wiem czy zauważyłeś ale model B wydaje się mieć kąt skrzydła dodatni (stad różne wykresy C_l vs α). Nie wiem czy o to Ci chodziło bo nie wiem wyjaśnienia w tekście.

Czołem

Andrzej

jarek_aviatik

Napisano 21 October 2016 - 07:19

Andrzej Klos, dnia 20 Paź 2016 - 15:33, napisał:

Jarek,

Być może powinienem wyjaśnić czytelnikom samo pojęcie stabilności i do czego służy usterzenie poziome tzn. dlaczego krzywa C_m vs α powinna być mniej więcej pod kątem takim jak krzywe 1&4 i dlaczego krzywa 3 oznacza model niestabilny (pierwszy wykres).

Nie wiem czy zauważyłeś ale model B wydaje się mieć kąt skrzydła dodatni (stad różne wykresy C_l vs α). Nie wiem czy o to Ci chodziło bo nie wiem wyjaśnienia w tekście.

Czołem

Andrzej

Dzięki Andrzej za uwagi. Nie omawiałem jeszcze jak wpływa statecznik poziomy na moment pochylający i stateczność - będę to kontynuował w temacie o "wariacjach" statecznika poziomego. Problem polega na tym, że wg mnie nie mogę detalicznie wszystko wyjaśniać, bo każdy temat rozrośnie się do dużych rozmiarów. (Mam też trochę ograniczony czas 😊)

Model B różni się tylko tym od A, że podniosłem statecznik poziomy o 2 cm w górę, nie zmieniałem nic więcej, aby pokazać różnicę.

Jak obiecałem, w temacie o statecznikach uzupełnię temat stateczności.

Jeszcze raz dzięki za uwagi.

Pozdrawiam

Andrzej Klos

Napisano 21 October 2016 - 07:33

jarek_aviatik, dnia 21 Paź 2016 - 01:22, napisał:

Model B różni się tylko tym od A, że podniosłem statecznik poziomy o 2 cm w górę, nie zmieniałem

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Jarek,
Sporzadz na rysunek i wykres, wyglada na to, ze w modelu B dales w skrzydle kat zaklinowania ~1deg.
A

jarek_aviatik

Napisano 21 October 2016 - 11:00

Andrzej Klos, dnia 21 Paź 2016 - 01:36, napisał:

Jarek,
Sporzadz na rysunek i wykres, wyglada na to, ze w modelu B dales w skrzydle kat zaklinowania ~1deg.
A

Andrzej - sprawdzę. Jak będę opisywał temat, o który prosileś zrobię tą analizę jeszcze raz i wtedy się okaże, czy w ferworze tzw. walki nacisnąłem jakiś klawisz i tego nie zauważyłem. Dziękuję za wnikliwość 😊

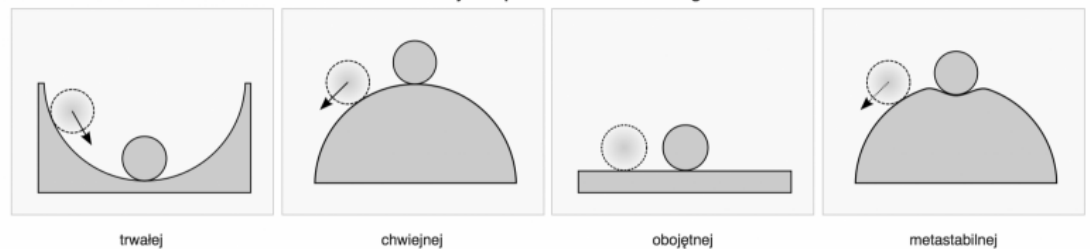
jarek_aviatik

Napisano 21 October 2016 - 15:13

Andrzej słusznie zauważył, że potraktowałem temat stateczności i wyznaczania S.C. zbyt ogólnie. No cóż – przepraszam za skrót myślowy (dla mnie pewne tematy są oczywiste)

Zacznijmy zatem od podstaw fizyki – równowaga mechaniczna

Schematyczne przedstawienie równowagi



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-02028300-1477057858.png)

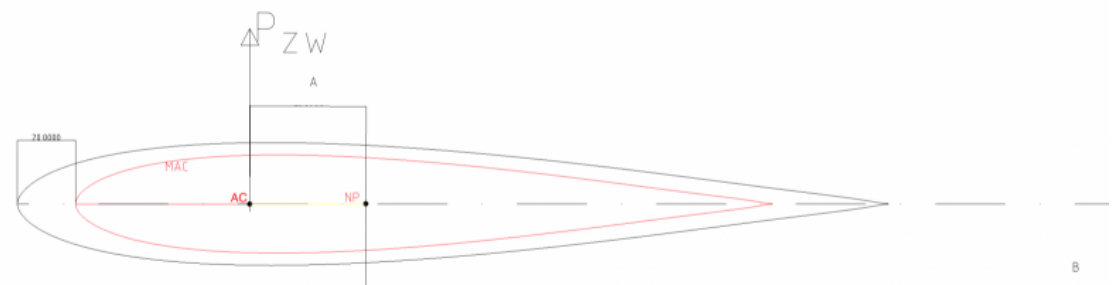
Źródło WIKIPEDIA

Do wyznaczania punktu neutralnego i S.C. stosujemy schemat równowagi chwiejnej a samolot traktujemy jako dźwignię dwustronną z punktem obrotu w NP.



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-78023300-1477058009.png)

Rysunek mało widoczny – poniżej przybliżenie



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-68023900-1477058051.png)

Aby dźwignia była w równowadze, musi być spełnione równanie:

$P_{ZW} \cdot A = P_{ZS} \cdot B$ (pomijam momenty profilu skrzydła i statecznika, bo dla $\alpha = 0$ $C_m = 0$)

Z 1 wybranymi postami:

A – odległość od NP do AC skrzydła
B – odległość od NP do AC statecznika
 P_{zw} - siła nośna skrzydła
 P_{zs} - siła nośna statecznika poziomego

Punkty AC leżą w 25% MAC skrzydła i statecznika

Dla kąta α 0 całego układu i położenia płaszczyzny cięciw statecznika w płaszczyźnie cięciw skrzydła pomijam też siły oporu bo nie dają momentów.

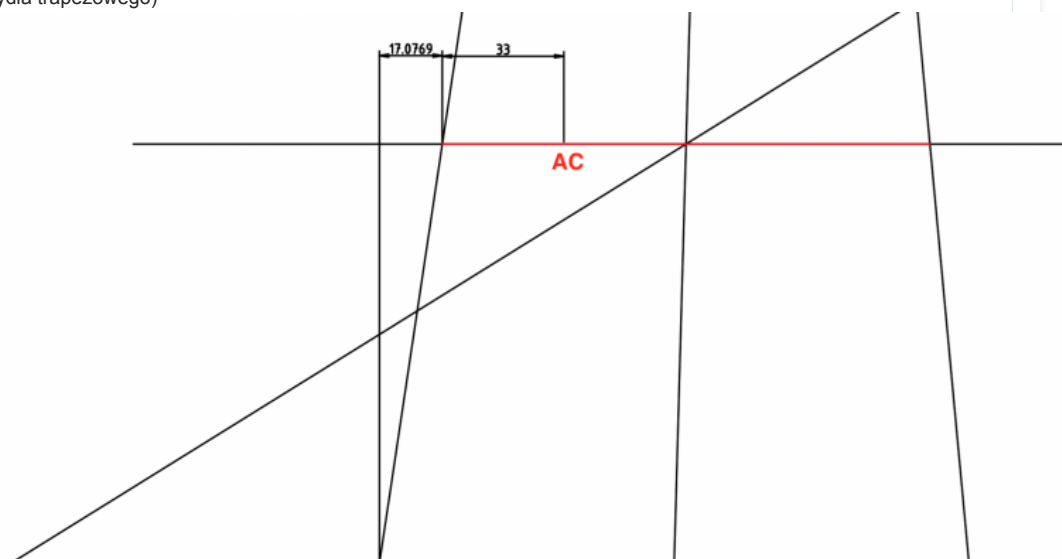
Jeśli zaczniemy obracać układ wokół NP w kierunku dodatnich kątów natarcia to musimy uwzględnić C_m skrzydła i statecznika wg wykresów, oraz momenty od siły oporu skrzydła i statecznika.

Moment od siły oporu skrzydła będzie odchylający, moment od siły oporu statecznika będzie pochylający (statecznik przemieszcza się w dół względem NP)

Mamy dwie niewiadome: A i B a tylko jedno równanie, więc trzeba pozbyć się jednej niewiadomej

Z kalkulatora lub z rysunku (ja biorę z rysunku) wiemy, że MAC, że nasek MAC jest o 20 mm w tył od noska nasady skrzydła, a AC leży w 25% od noska MAC = 60mm = 0.06m

Kalkulator nie podaje położenia AC dla statecznika, ale możemy to wyznaczyć (jak pokazywałem wcześniej dla skrzydła trapezowego)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-97804100-1477058414.png)

Odległość noska statecznika od noska skrzydła wynosi 570 mm

AC MAC skrzydła leży od noska statecznika w odległości 570 – (20+60) = 490 mm

Odległość AC statecznika od noska tegoż – z rysunku = 50 mm

$A + B =$ odległości pomiędzy AC skrzydła i AC statecznika czyli $490 + 50 = 540 \text{ mm} = 0,54\text{m}$

Czyli $B = 0,54\text{m} - A$

Czyli równanie ma postać:

$P_{zw} \cdot A = P_{zs} \cdot (0,54 - A)$ – z tego obliczamy A

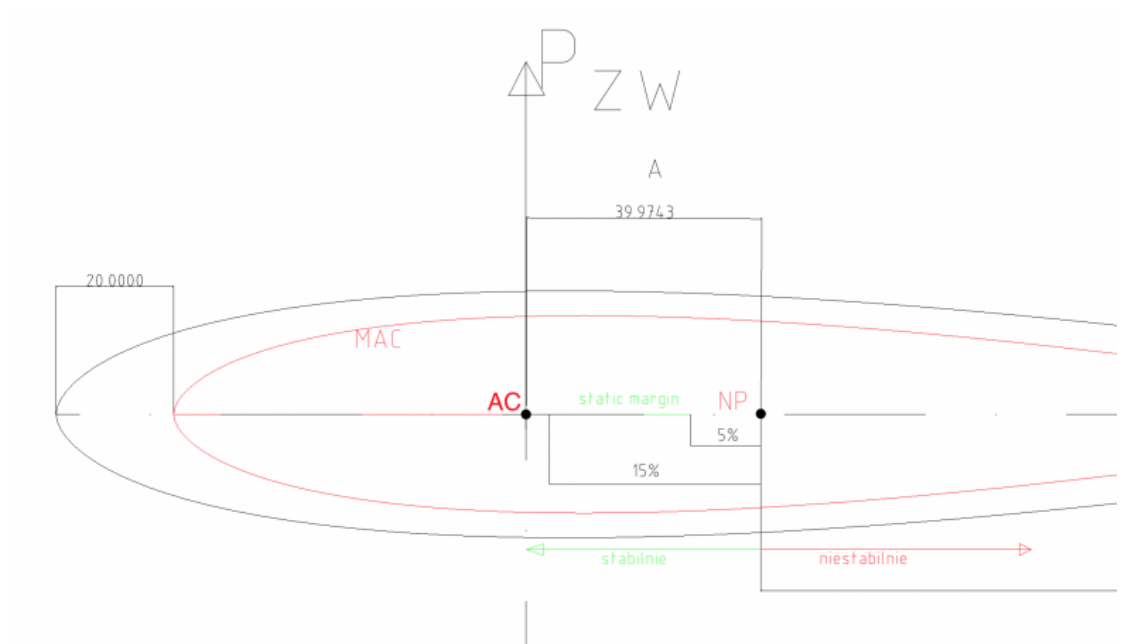
$A = 0,54 \cdot P_{zs} / (P_{zs} + P_{zw})$ [m]

Dla $\alpha = 0$, równanie jest spełnione jako $0=0$ (profile symetryczne - choć może być inaczej)

Dla α różnych od zera do równania dojdą momenty od współczynnika momentu skrzydła i statecznika, momenty od sił oporu skrzydła i statecznika i funkcje trygonometryczne.

Nie będę tego rozpisywał, bo jest to czasochłonne.

Jak już wyliczymy sobie położenie NP, to możemy narysować coś takiego:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-70392000-1477058557.png)

Objaśnienie:

S.C. (CG) musi się znajdować pomiędzy AC i NP – wtedy mamy układ „jakoś” stabilny

Im bliżej NP tym mniej stateczny, trzeba dużo operować sterem wysokości (akrobaty, myśliwce)

Im dalej tym bardziej stateczny i nie trzeba dużo operować sterem wysokości (np. samoloty dyspozycyjne, turystyczne – co by towarzystwo nie wymiotowało) .

Prawie wszystkie mądre książki i nie tylko piszą, że położenie S.C. powinno być w tzw. static margin który się zawiera w przedziale 5% do 15% MAC skrzydła.

To tyle gwoli wyjaśnienia stabilności. Teraz interpretacja wykresów z XFLR5

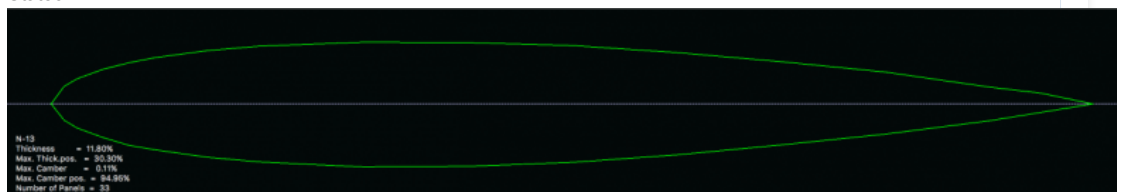
Profile

Skrzydło



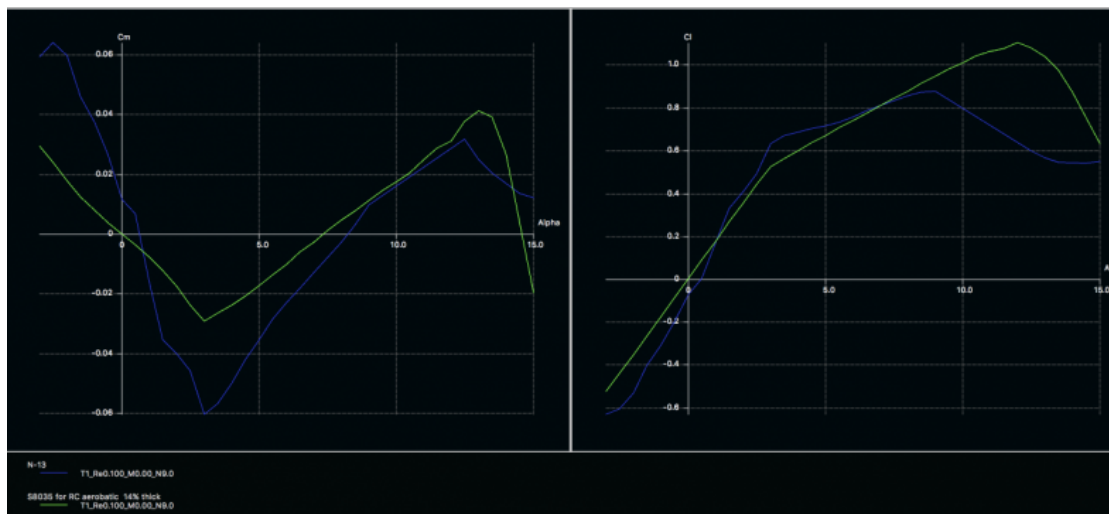
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-35917000-1477058688.png)

Statecznik



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-17115100-1477058724.png)

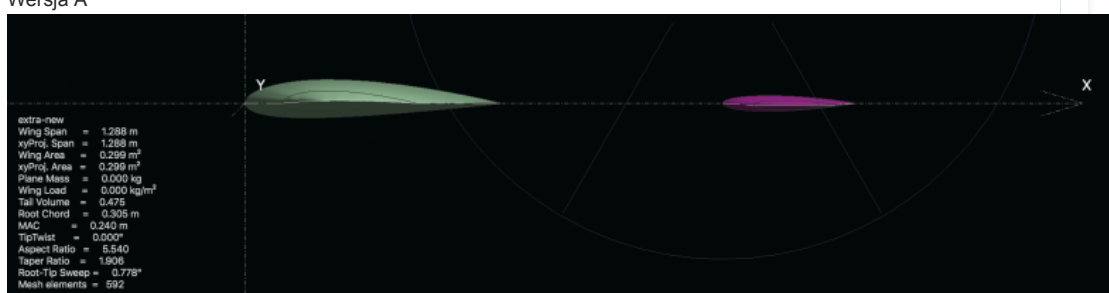
Wykresy dla obu siła nośna i moment od kąta natarcia - nie sugerować się kolorami



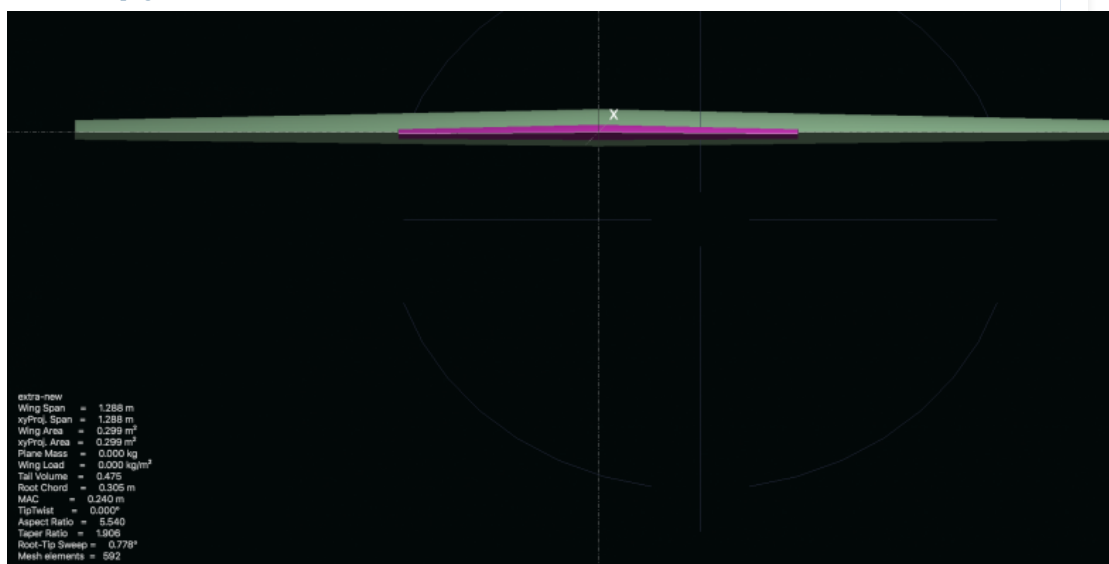
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-18940300-1477058753.png)

Teraz model

Wersja A

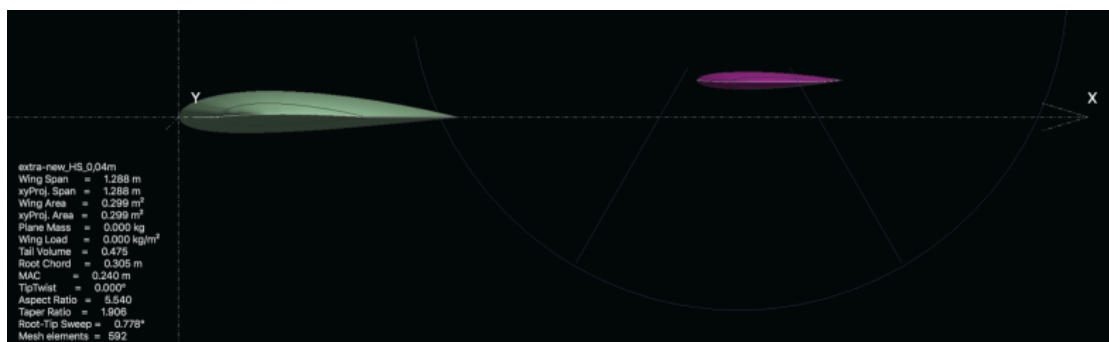


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-18090600-1477058822.png)



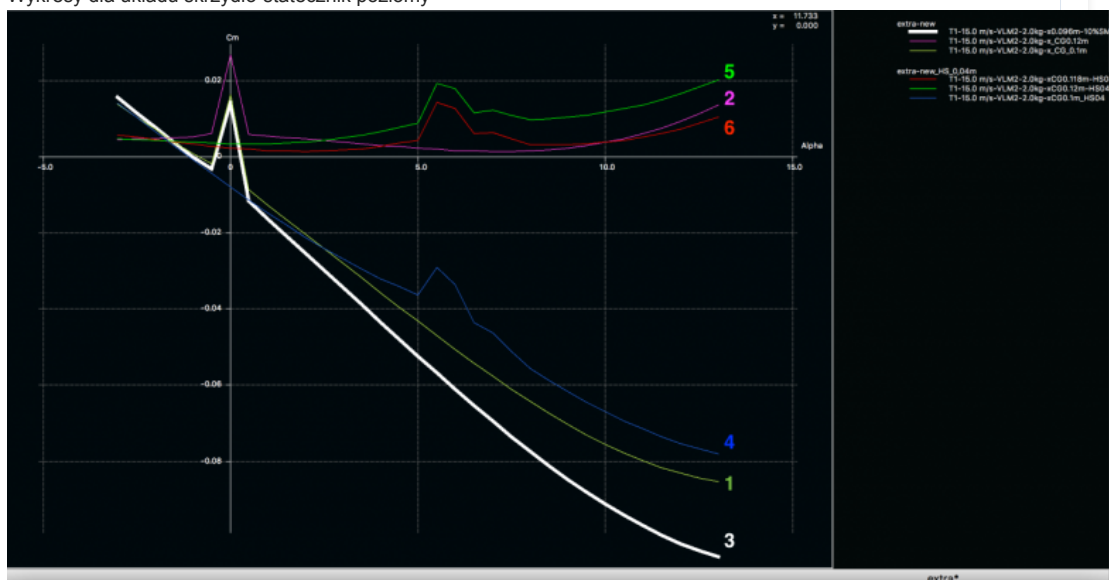
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-06485200-1477058841.png)

Wersja B – statecznik podniesiony o 4cm



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-79452500-1477058880.png)

Wykresy dla układu skrzydło-statecznik poziomy



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-85094500-1477058906.png)

Krzywa 1 – model wersja A z CG w $x=0,1m$

Krzywa 1 – model wersja A z CG w $x=0,12m$ (można założyć, że C_m jest stały i w tym punkcie $X_{CG} = X_{NP}$) przy takim założeniu jest to błąd ok. 1mm.

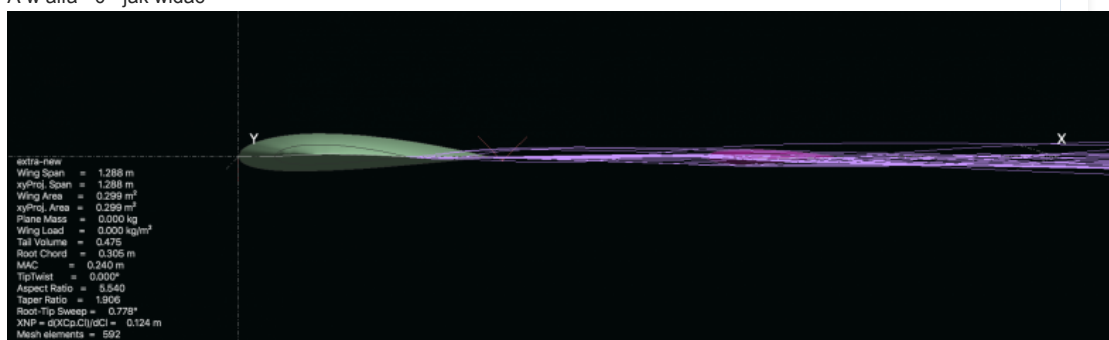
Krzywa 3 – model wersja A z CG w $x=0,096m$ jest to położenie CG z 10% marginesem (static margin)

Jeśli static margin będzie mniejszy od 10% (bliżej NP) - krzywa będzie bliżej osi kątów natarcia.

Jeśli static margin będzie większy od 10% (dalej od NP) - krzywa będzie bliżej osi C_m .

Jak to interpretować krzywą 3 – pomijając $\alpha = 0$ to od $\alpha = 1$ do $\alpha = 13$ na model cały czas działa moment pochylający (C_m ze znakiem minus)

A w $\alpha = 0$ - jak widać



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-89093300-1477059322.png)

Krzywa 4 – model wersja B z CG w $x=0,1m$

Krzywa 5 – model wersja B z CG w $x=0,12m$ (nie jest za bardzo pozioma in X_{CG} nie jest równe X_{NP})

Krzywa 6 – model wersja B z CG w $x=0,118m$ (już lepiej, można by sprawdzić dla CG w bardziej poziomo)

Z 1 wybranymi postami:

Nie robiłem analizy dla modelu wersji B dla X-CG dla static margin 10% aby już nie zagęszczać wykresu.

Andrzej miał rację, że w poprzedniej analizie musiałem zrobić błąd i kąt zaklinowania na 1 stopień.

Od razu widać, że używa programu.

Ale dobrze, że tak się stało, bo to pokazuje, jak zmiana kąta zaklinowania skrzydła o 1 stopień może zmieniać moment pochylający. Jeśli robimy model wg planów i ustalimy niedokładnie kąty, to możemy nasz model może się zupełnie inaczej zachowywać, niż model kolegi, który ustawił wszystko prawidłowo.

Praktycy mogą powiedzieć, że na nic teoria liczy się praktyka.

Ja mam swoje zdanie dlaczego teoria z praktyką łączy się tylko w teorii:

- Zrobiliśmy błędne założenia na początku i nie znaleźliśmy błędu (jak w moim przypadku) – w moim przypadku błąd znalazł Andrzej.
- Nie odwzorowaliśmy dobrych założeń teoretycznych w praktyce, co czasem nie jest proste (widać na tym przykładzie – nie ustawiamy kątów na oko, używamy kątomierza). Jeśli robimy zwichrzenia w modelu – sprawdźmy też kąty zwichrzeń.

No i sprawdzamy samych siebie – ja staram się sprawdzać, to co piszę, ale pośpiech czasem zwycięża. Jeszcze raz dzięki Andrzej.

Teraz **skłon silnika**

Aby zacząć to rozważać musimy sobie przypomnieć podstawy z fizyki.

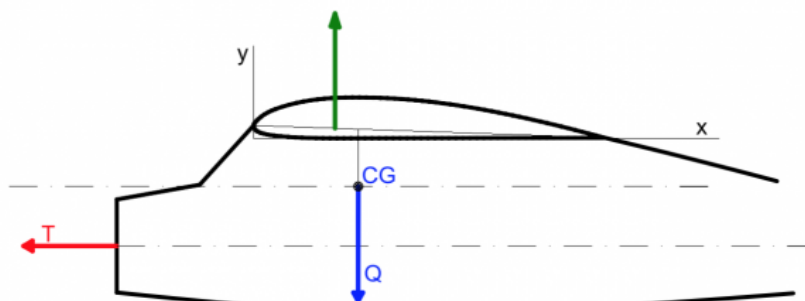
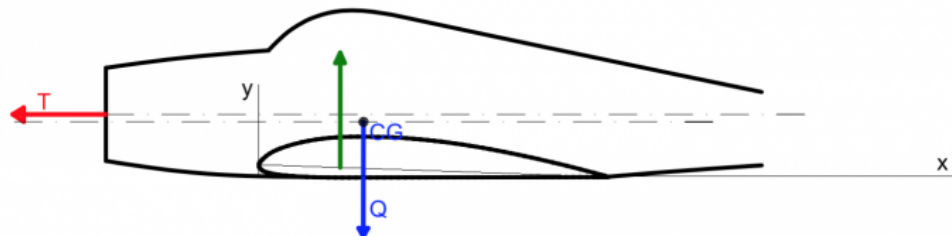
1. Przesuwanie siły wzdłuż jej kierunku działania – nie zmienia równowagi układu.
2. Jeżeli przesuwamy siłę równolegle do jej kierunku działania, to musimy do nowego punktu przyłożenia siły dodać również jej moment o ramieniu takim jak odległość między kierunkami działania (stary i nowy – odległość prostopadła do tych kierunków)

Jeśli nie bardzo z tymi zagadnieniami z fizyki, może być problem ze zrozumieniem tematu.

Rozpatrzmy dwa przypadki: dolnopłat i górnopłat

Aby móc rozpatrywać ten temat musimy znać położenie S.C. w pionie (na moich rysunkach wzdłuż osi: y , w XFLR5 wzdłuż osi: z).

Mamy narysowane modele i wyznaczyliśmy pionowe położenie S.C. np. doświadczalnie lub przy pomocy XFLR5 a model zrobiliśmy bardzo dokładnie, że wszystko się zgadza.



Na samolot działają siły:

Q – ciężar modelu

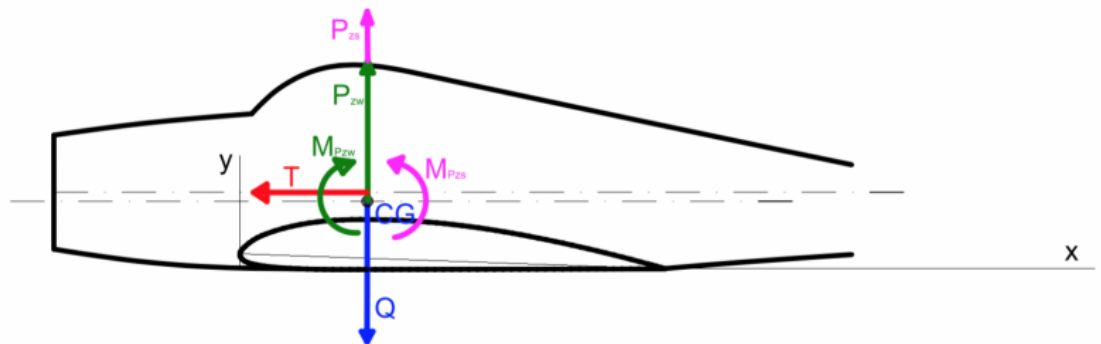
T – siła ciągu;

P_{zw} – siła nośna skrzydła (zielona nie opisana, będzie opisana na kolejnych rysunkach)

P_{zs} – siła nośna statecznika poziomego (nie zaznaczona, ale pokazana poprzednio)

Pomijamy siły oporu i momenty skrzydła i statecznika poziomego.

Najpierw dolnopłat:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-58153800-1477131956.png)

Zgodnie z zasadami fizyki przenosimy siły nośne skrzydła i statecznika poziomego do środka ciężkości CG. Przenosząc siłę nośną skrzydła (zieloną) mamy moment = siła nośna pomnożone przez odległość równą AC skrzydła a CG modelu.

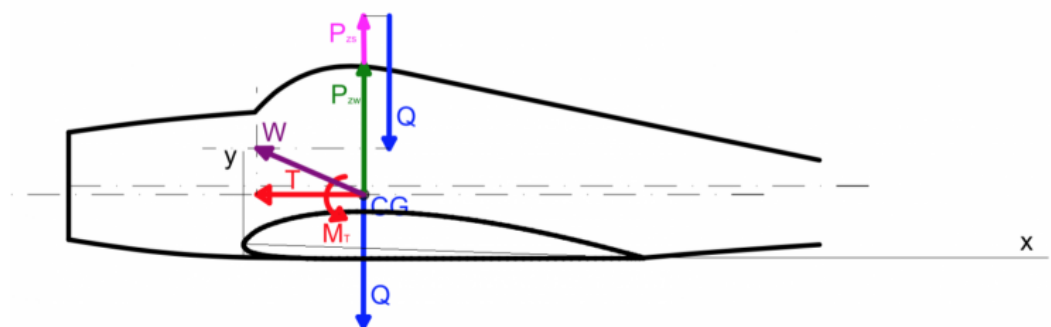
Przenosząc siłę nośną statecznika (różowa) mamy moment = siła nośna pomnożone przez odległość równą AC statecznika a CG modelu.

Jak „kręca” momenty pokazane strzałkami

Siły ciągu T (czerwona) na razie nie przenosimy

Pomińmy momenty (załóżmy, że się równoważą - w końcu ustaliliśmy CG prawidłowo w static margin)

Odejmujemy od sumy sił nośnych ciężar przenosimy siłę ciągu do CG i otrzymujemy układ:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-33718600-1477132025.png)

W – wypadkowa sumy sił nośnych, ciężaru i ciągu

Usuńmy składowe siły:



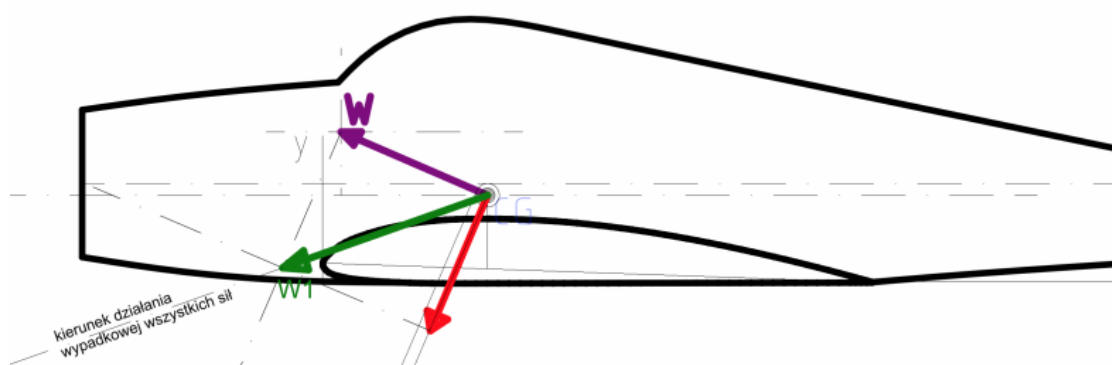
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-09204800-1477132088.png)

Widać, że mamy wypadkową i moment od przeniesionej siły ciągu z kierunku jej działania do CG

Zgodnie z którą zasadą fizyki: ciało porusza się zgodnie z kierunkiem wypadkowej wszystkich sił działających na to ciało.

Tutaj – model nie wiadomo jak leci bo mamy jeszcze moment od przeniesienia siły ciągu do CG.

Zamieńmy moment na siły (robię duży skrót – ale wszystko jest prawidłowo)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-42499000-1477132183.png)

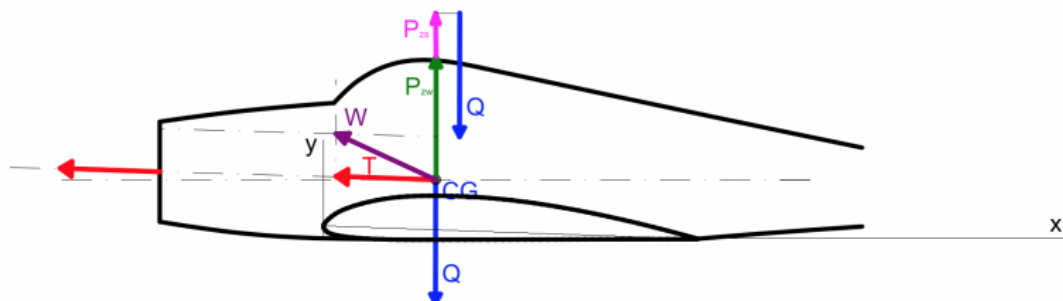
Widać, że model zgodnie z zasadą fizyki będzie poruszał się do dołu – tu pod kątem 20 stopni do poziomu.

Praktycy – powiedzą „bullshit” – może to jest tylko poglądowy przykład a nie rozpatrywanie konkretnego modelu.

Chcę tym pokazać, że nie zawsze warto „na dzień dobry” dawać skłon silnika w dół, a już zwłaszcza w dolnoopłatach. Lepiej zacząć oblatywać dolnoopłat bez skłonu. W tym przypadku, należało by ustawić skłon do góry (nie róbmy tego „na dzień dobry”!!!)

Są teorie że kierunek działania siły ciągu powinien przechodzić przez punkt CG – obalam

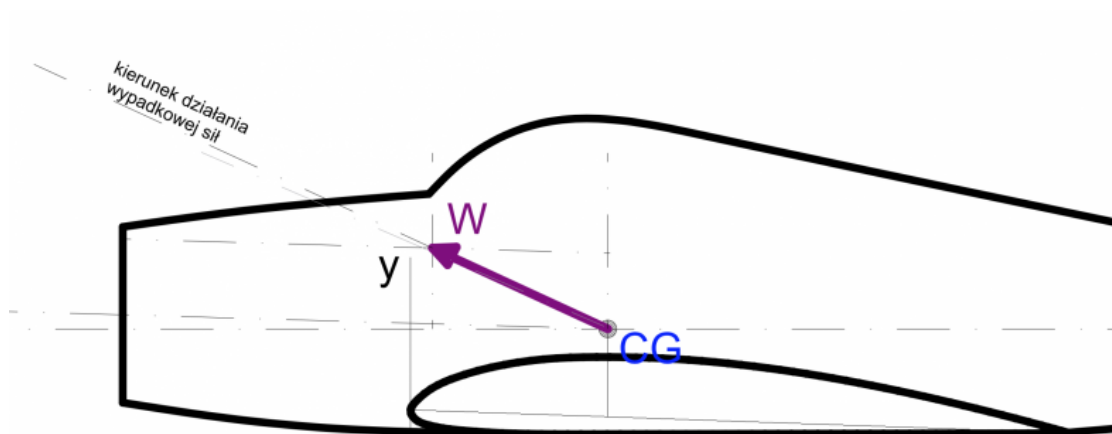
Weźmy ten konkretny przypadek i ustawmy ciąg tak aby jego kierunek przechodził przez CG



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-07239600-1477132264.png)

Jeśli ciąg tak aby jego kierunek przechodził przez CG to nie mamy momentu od tej siły względem CG

I wypadkowa wszystkich sił działa tak:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-01792400-1477132302.png)

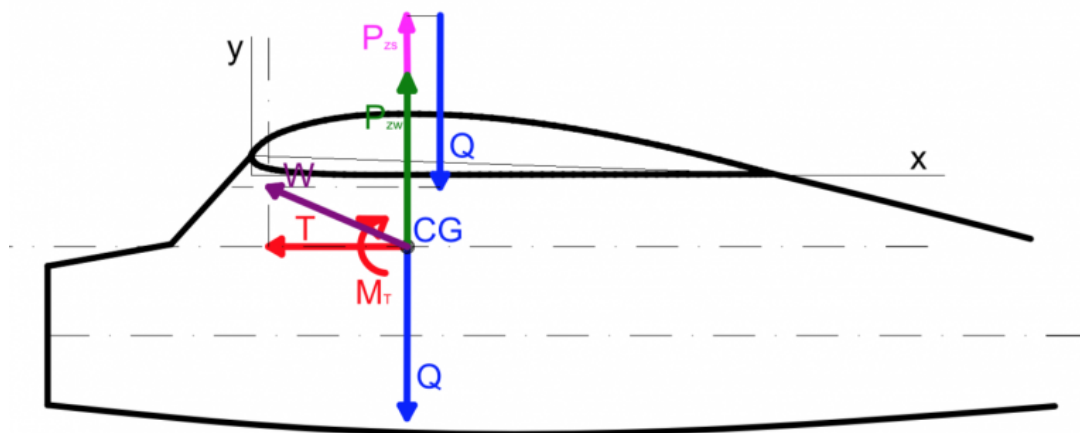
Czyli samolot leci w górę.

Pamiętajmy, że siły się zmieniają w trakcie lotu.

Wraz ze wzrostem siły ciągu wzrasta prędkość i konsekwentnie siły nośne (prędkość we wzorze do kwadratu)

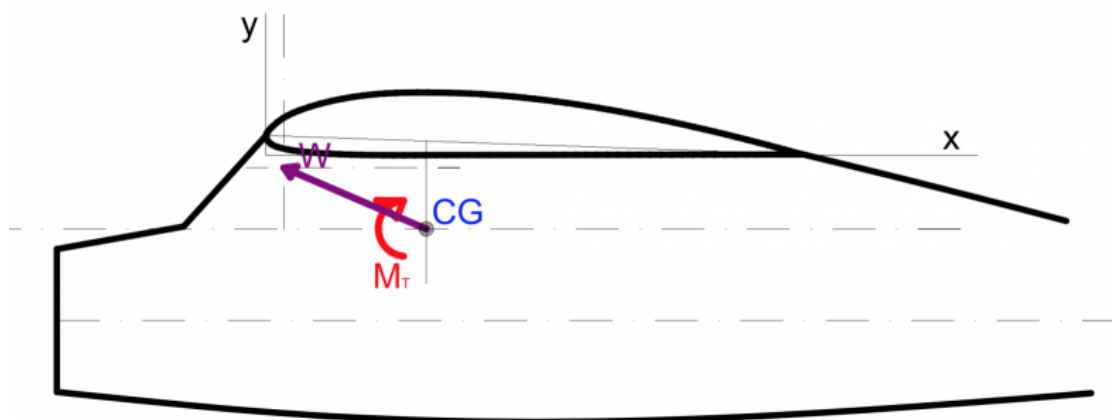
Górnopłat

Wyjaśnienia będą uboższe (robimy jak poprzednio)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-58306800-1477132407.png)

Usuńmy składowe



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-68139100-1477132434.png)

Widać, że ten samolot będzie bardzo zadzierał i powinniśmy „na dzień dobry” ustawić składowe.

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Nie będę już rozrysowywał dokładniej (to czasochłonne, a ja piszę posty na bieżąco, nie mam przygotowanych materiałów)

Ile stopni w dół „na dzień dobry”? Nie wiem, wszystko zależy jaka jest odległość kierunku siły ciągu od położenia CG (mierzona prostopadle) im większa tym większy.

Tyle na temat skłonu silnika

Do końca pozostają mi

- Statecznik poziomy (działanie i „wariacje” na nim)
- Trochę o flatterze i rewersie lotek (był taki problem na tym forum)

jarek_aviatik

Napisano 23 October 2016 - 10:59

Statecznik poziomy

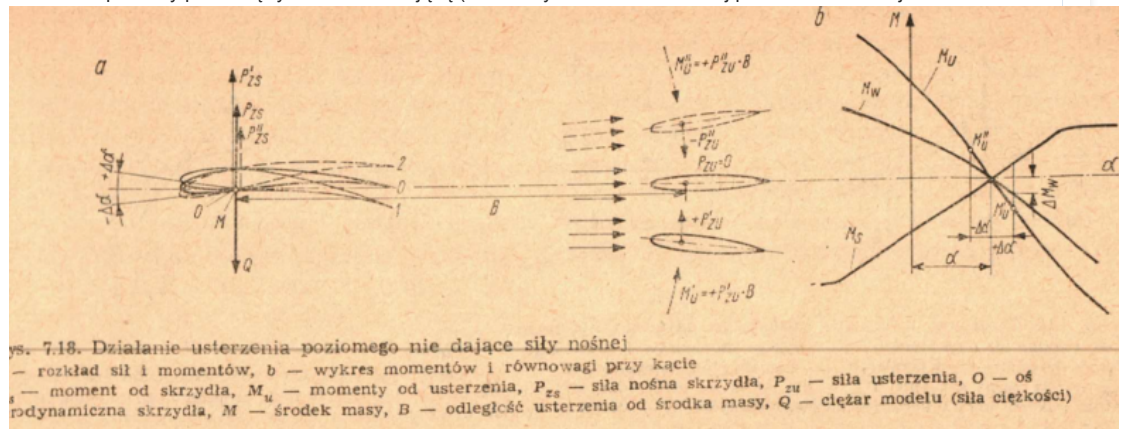
Jak sama nazwa w języku polskim sugeruje element ten służy do ustępczniana modelu – tu zapewnia stateczność podłużną.

Wszelkie analizy są takie same jak dla skrzydła.

Ale.

Możemy zastosować dwa rodzaje statecznika poziomego:

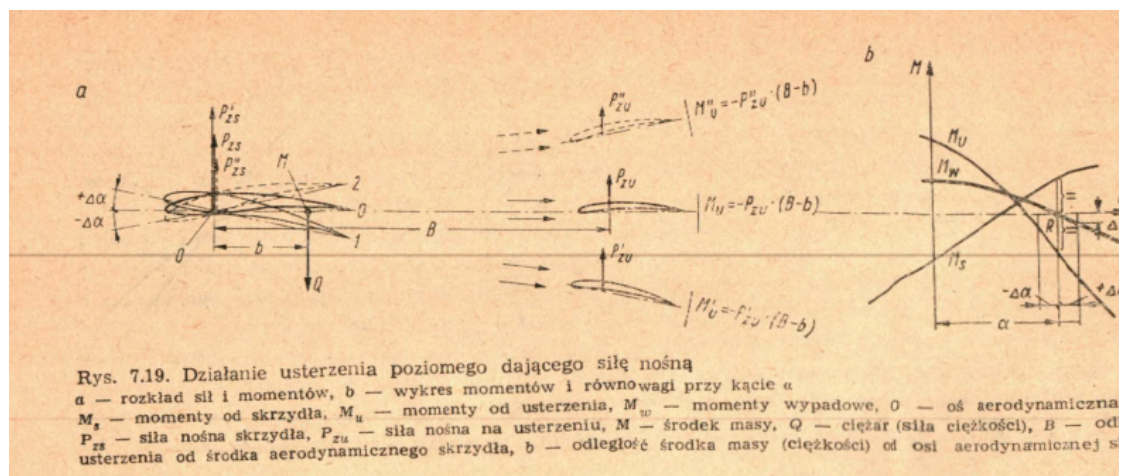
Statecznik poziomy pełni rolę tylko ustępczniającą (nie zależy nam na dodatkowej powierzchni nośnej).



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-44581700-1477214792.png)

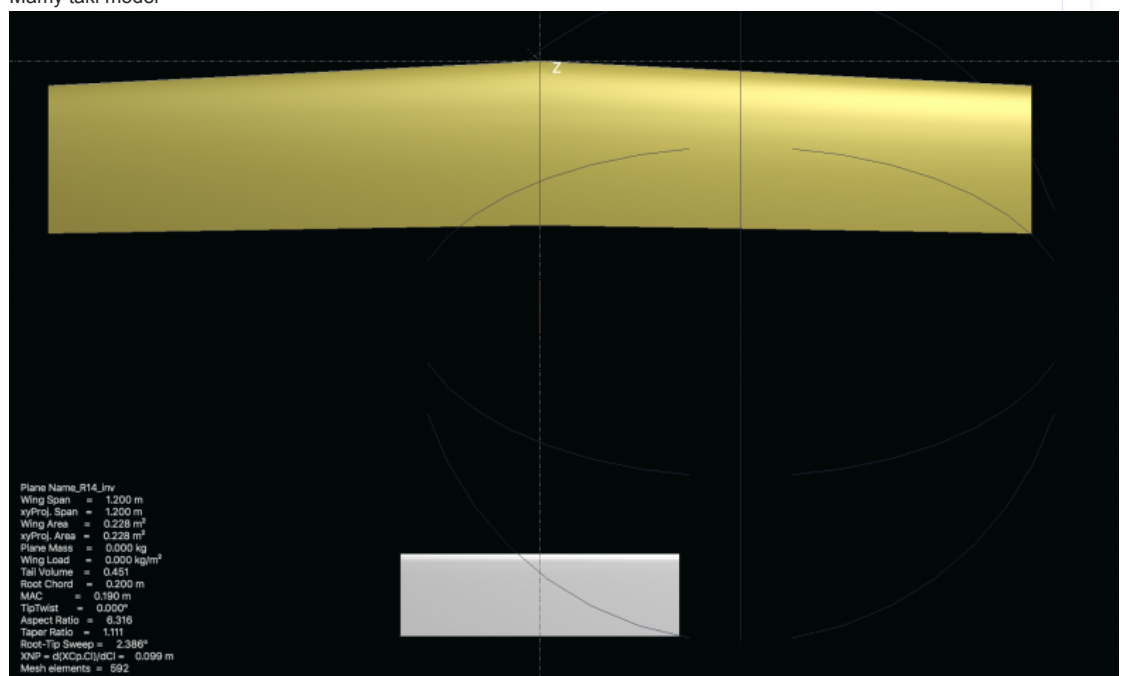
Wg książki Jana Staszeka (mam nadzieję, że dobrze odmieniłem, nazwiska rządzą się swoimi prawami)

Statecznik oprócz roli ustępczniana modelu wykorzystywany jest również jako dodatkowa powierzchnia nośna (w układach 3LSC na plus – taka idea układu, w układach klasycznych często na minus)

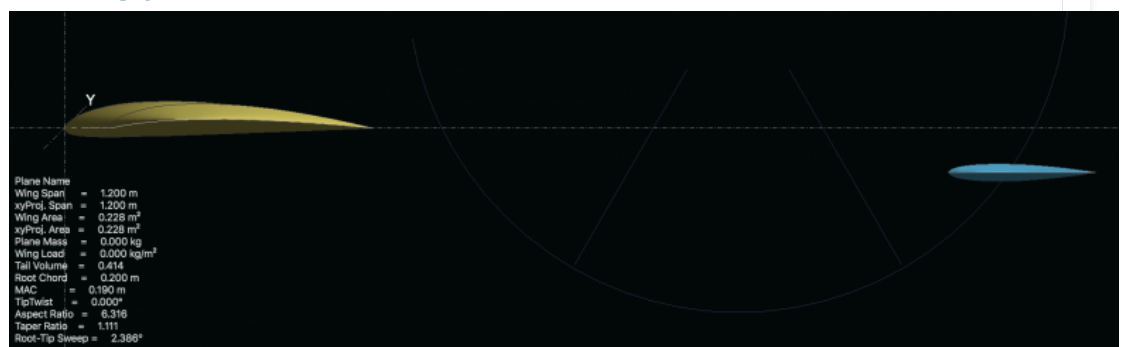


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-31699700-1477214851.png)

Przeanalizujmy jakie mogą być zmiany, albo co możemy osiągnąć
 Mamy taki model



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-88479800-1477214908.png)



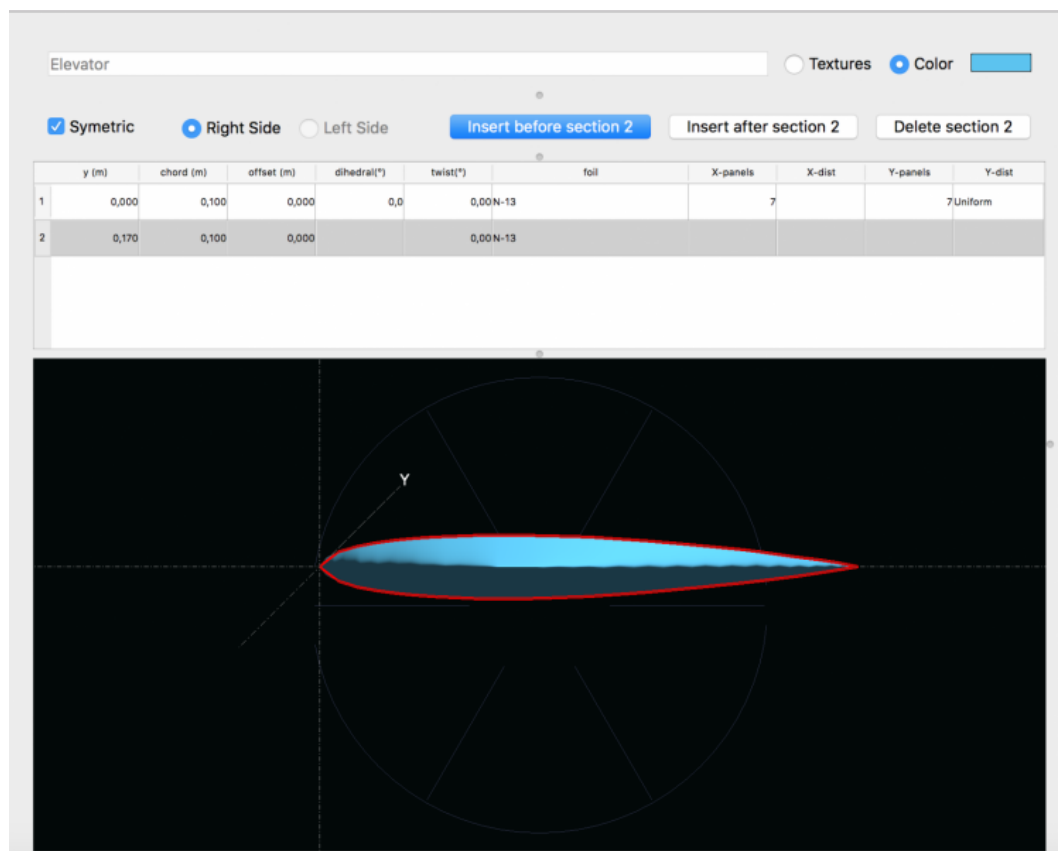
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-86787000-1477214987.png)

Profil skrzydła CLARK Y

Różnica w kolorach statecznika poziomego

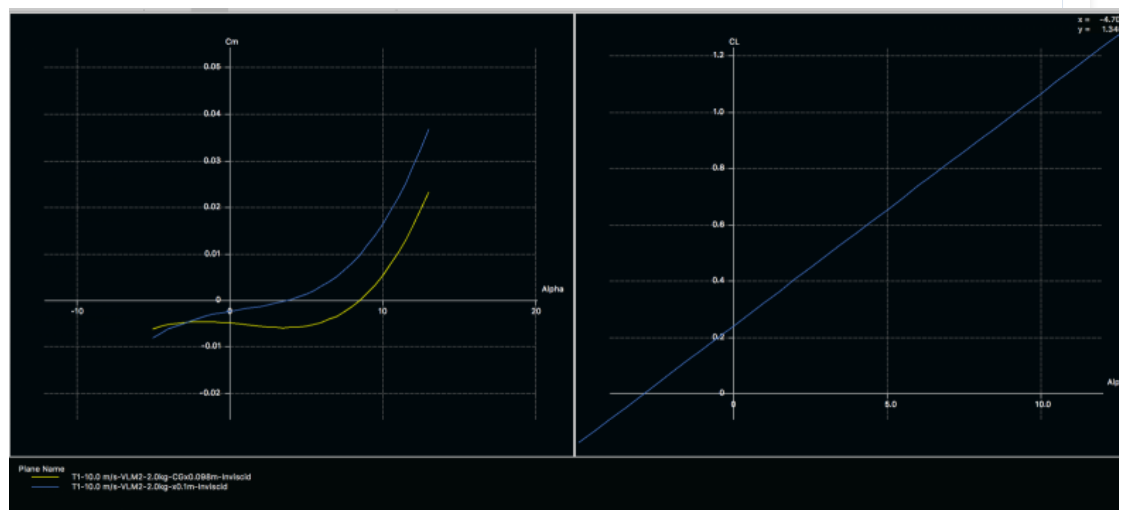
1. niebieski – profil symetryczny N-13 (statecznik nienośny)
2. biały – profil niesymetryczny (statecznik nośny – jaki? O tym później)

Najpierw profil symetryczny (statecznik nienośny)



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-89092600-1477215069.png)

Mamy wykresy



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-34415100-1477215191.png)

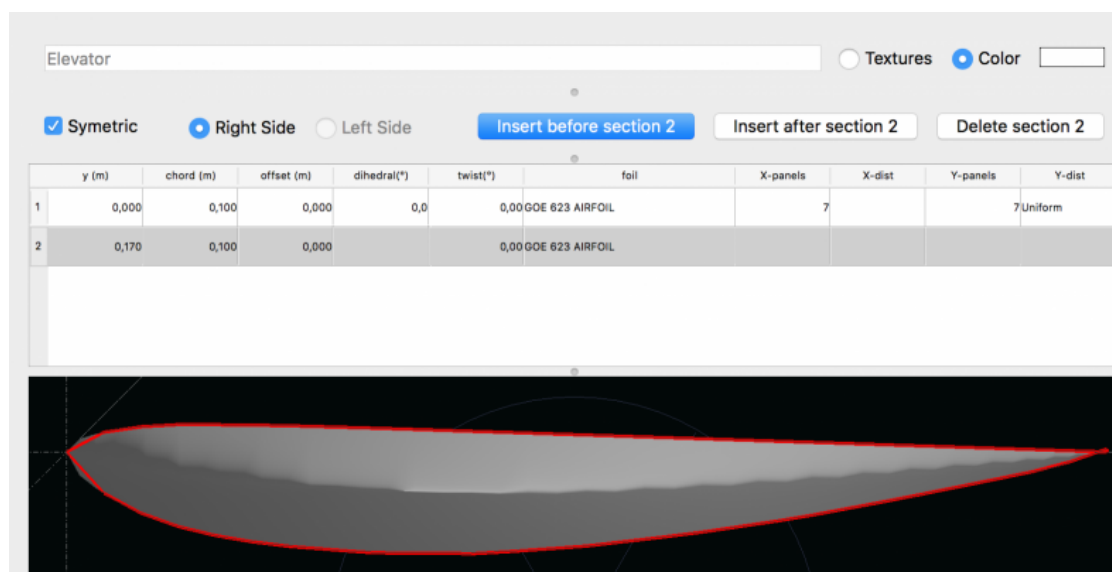
Krzywa żółta, to wykres C_m dla CG w położeniu NP – profil statecznika symetryczny N-13

Krzywa niebieska – to próba znalezienia NP. – profil statecznika symetryczny N-13

Widać, że nie mamy najpierw moment pochylający, który w α ok. +8 stopni zmienia się na zadzierający, mamy zmianę kierunku działania momentu w kątach natarcia np. używanych przy lądowaniu.

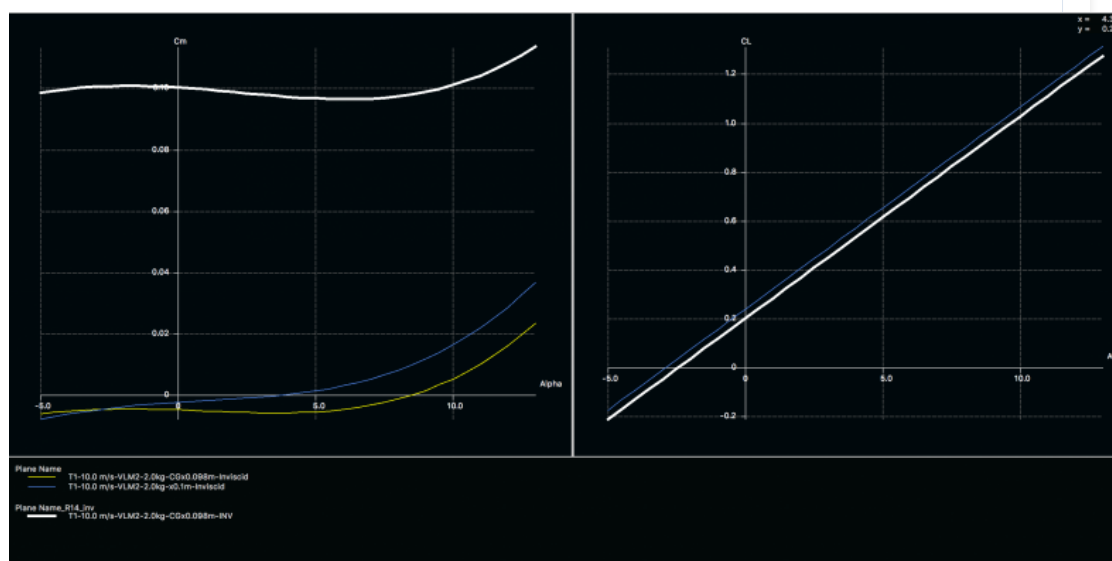
Najbardziej zależy nam aby wykres C_m od α był linią prostą, wtedy mamy większe prawdopodobieństwo, że model osiąga równowagę trwałą i nie „pompuje”

Spróbujmy „wprostować” wykres momentu. Zastosujmy profil odwrotny zbliżony do CLARK Y – tutaj dla białego statecznika poziomego zastosowałem GOE 623



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-15878900-1477215294.png)

I mamy nowy wykres



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-70470400-1477215348.png)

Mamy zupełnie inną charakterystykę modelu – biała krzywa

C_m – jest cały czas na plus – model zadziera – możemy to zrównoważyć dobrze dobranym skłonem silnika.

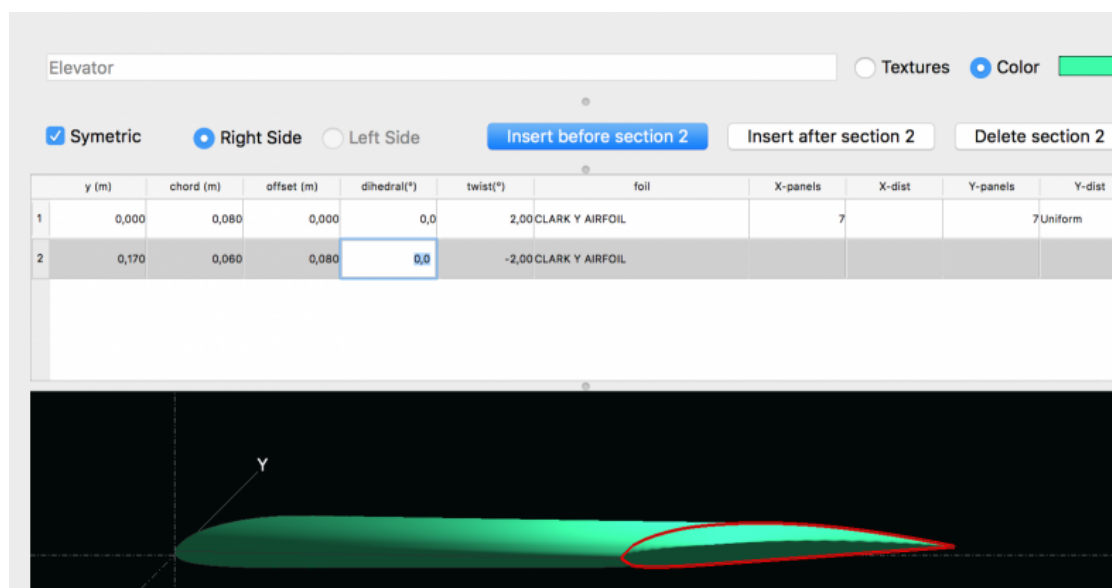
Krzywa C_m trochę bardziej wypłaszczona – jest to to o co nam chodziło.

Widać że układ działa na minus jeśli chodzi o siłę nośną całego modelu.

A jak to będzie w 3SLC?

Pamiętamy wykresy C_m dla Piaggio – opisywałem wcześniej. Dla statecznika poziomego był profil symetryczny, wznios -2 stopnie, kąt zaklinowania statecznika 0.

Zmierzmy profil statecznika na nośny CLARK Y i ustawmy inaczej statecznik.

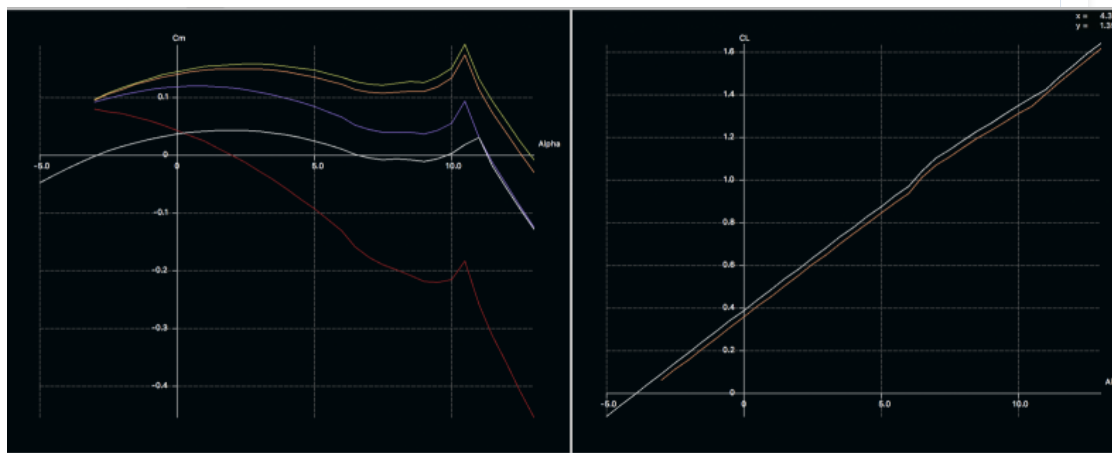


(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-44284400-1477215517.png)

Nowy statecznik:

- Wznios = 0
- Kąt zaklinowania +2 stopni
- Zwichrzenie geometryczne -2 stopnie

Porównajmy wykresy:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-74990200-1477215651.png)

Biała krzywa dla nowego statecznika. Widać, że przesunęliśmy nagłą zmianę momentu o ok. 1 stopień. Widać też wzrost siły nośnej całego modelu (to jest istota 3LSC – trzy powierzchnie nośne) Ten, nagły spadek momentu można próbować niwelować modyfikacją przedniego skrzydła.

To tyle, na temat „wariacji” na stateczniku poziomym.

Flutter

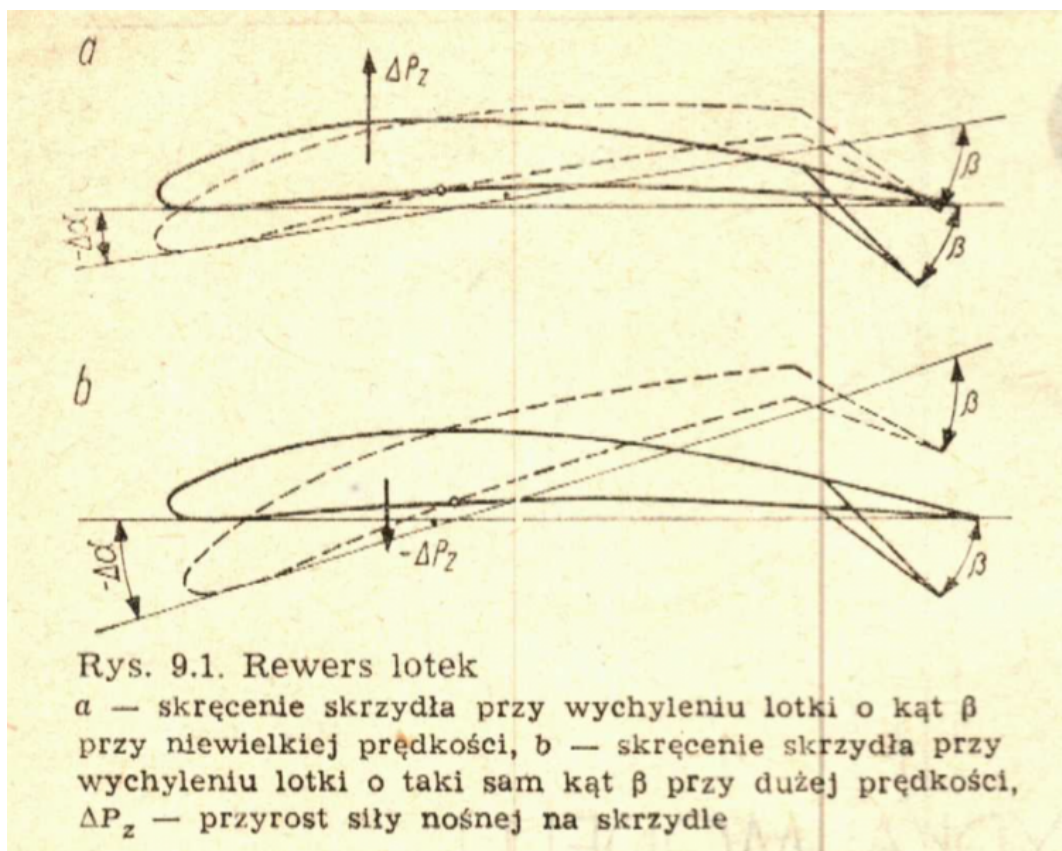
Flutter, to drgania giętno-skrętne skrzydła. Przy określonej prędkości lotu i sztywności skrzydła samolot może wpaść w takie zjawisko. Jeśli nastąpi zjawisko rezonansu – samolot ulega zniszczeniu.

Myszę, że nasz kolega opisał takie zjawisko w poście: <http://pfmrc.eu/index.php?topic=61823-skrzyd%C5%82o-z-projektu-samma-sheperda/> (<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?topic=61823-skrzyd%C5%82o-z-projektu-samma-sheperda/>).

Szkoda, że nie nagrał filmu (pewnie mógłby nawet na nim zarobić) aby to potwierdzić. Mogła to być też diwergencja skrzydła. Choć kolega pisał, że skrzydło wpadło w turbulencję. Jak się przed tym ustrzec – róbmy skrzydła i lotki o większej sztywności.

Rewers lotek

Wg książki Jana Staszeka



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_10_2016/post-16754-0-94179300-1477215761.png)

Rysunek wszystko wyjaśnia.

Jak tego uniknąć:

- zwiększyć sztywność skrzydła
- Uważać przy zwichrzeniu geometrycznym – pilnować kątów.

Dotarłem do końca. Wiadomo, że pozostało jeszcze wiele tematów mechaniki lotu, które nie omówiłem, lub niektóre tematy mógłbym omówić szerzej. Tak, ale uwierzcie jest to czasochłonne, a na dodatek prawdopodobnie hotel ograniczył mi transfer bo mam problemy z zamieszczaniem małych plików na forum.

Mam nadzieję, że informacje zawarte w tym poście komuś pomogą – taka przyświecała mi idea

jarek_aviatik

Napisano 28 January 2017 - 15:21

Przeglądałem temat, i tak jak napisałem wcześniej, jest wiele aspektów, które nie zostały poruszone, jak np.: stateczność poprzeczna i kierunkowa, czy nie rozwinięty temat odnośnie zwichrzenia skrzydeł, a który co jakiś czas pojawia się w różnych postach.

Chciałem aby zagadnienia dotyczące projektowania (analiz) aerodynamicznych modelu były w jednym miejscu, dlatego na początek wrzucę kilka linków:

Stateczność poprzeczna i kierunkowa – analizy w XFLR5 opisane tu: <http://pfmrc.eu/inde...wy/#entry645243> (<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?/topic/60157-xflr5-podstawy/%23entry645243>).

Stateczność bezogonowców też w wątku Patryka: <http://pfmrc.eu/inde...ka/#entry645163> (<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?/topic/59050-o-stateczno%C5%9Bci-bezogonowc%C3%B3w-s%C5%82%C3%B3w-kilka/%23entry645163>).

Odnosnie zwichrzenia skrzydeł – tu głównie głos zabiera Andrzej, np. tu: <http://pfmrc.eu/inde...e-5?hl=mosquito> (<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?/topic/60948-mosquito/page-5?hl=mosquito>).

lub tu: <http://pfmrc.eu/inde...emat-profilowy/>

(<https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/index.php?/topic/56491-projekt-szybowiec-genesis-ii-projektowanie-i-budowa-dylemat-profilowy/>).

Z 1 wybranymi postami:



Idź

Temat zwichrzeń nie jest prosty jak to przedstawia jeden z autorów w książce dotyczącej budowy makiet (+2 stopnie przy kadłubie, a 0 na końcówce)

Jeśli Andrzej Klos zechciałby wrzucić do mojego wątku kilka informacji na temat zwichrzeń skrzydła w modelach, to super. Jeśli nie to postaram się sam.

Andrzej co Ty na to?

Temat myślę byłby i jest ciekawy dla „makieciarzy”. Ja projektuję Hortena 229 i jak się okazało zastosowanie zwichrzeń samolotu oryginalnego do modelu się nie uda, gdyż Horten odrzutowy był projektowany na prędkości bliskie dźwięku i nie miał specjalnie dużego zwichrzenia w przeciwieństwie do Hortena szybowca. Dobrałem wcześniej profile i zwichrzenia w XFLR5 – ale musiałem przeprojektować, bo nie mógłbym pomieścić wyposażenia, które do tego przewidziałem, i które powoli kupuję (niestety wymiary podawane przez sklepy to ...). Na nowych profilach zwichrzenie wyszło mi zupełnie inne.

jarek_aviatik

Napisano 30 January 2017 - 22:51

No OK - nie ma chętnych.

Po co zwichrzenie?

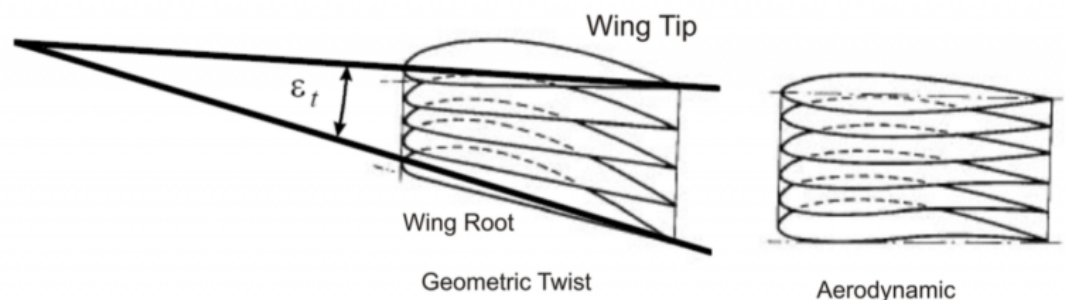
Głównie aby:

- uniknąć przeciągnięcia końcówki skrzydła - ważne w zakrętach na małych prędkościach;
- uzyskać eliptyczny lub typu „dzwon” rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła, co w konsekwencji skutkuje mniejszym momentem zginającym i możliwością zbudowania lżejszego skrzydła
- zmniejsza opór indukowany (mniejszy współczynnik siły nośnej na końcówce)
- poprawia skuteczność lotek na małych prędkościach zwłaszcza przy skrzydłach skośnych
- zmniejsza prędkość przeciągnięcia, przez co można zmniejszyć prędkość lądowania, przez co skrócić dobieg samolotu.
- W samolotach wielosilnikowych poprawia kontrowanie przy locie z uszkodzonym silnikiem – przykład B-17, które wracały z uszkodzonymi silnikami po jednej stronie, faktem jest też to że miały potężną powierzchnię statecznika pionowego.

Można by jeszcze podać kilka dodatkowych cech użytecznych zwichrzenia.

Pamiętajmy, że zwichrzenie jest tym mniej efektywne i większy wznios skrzydeł. I nie tylko stosowane jest przy skrzydłach skośnych. Przy prostokątnych też.

Jak wcześniej gdzieś tam wspominałem mamy zwichrzenie: geometryczne, aerodynamiczne lub możemy je mieszać



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-85239500-1485812380.png)

Wg książki Aircraft Design. Daniel P. Raymer

Generalna zasada jest taka aby przy kadłubie był kąt natarcia (można powiedzieć zaklinowania) gdzie mamy dodatni C_z , a na końcówce kąt zerowej wartości C_z

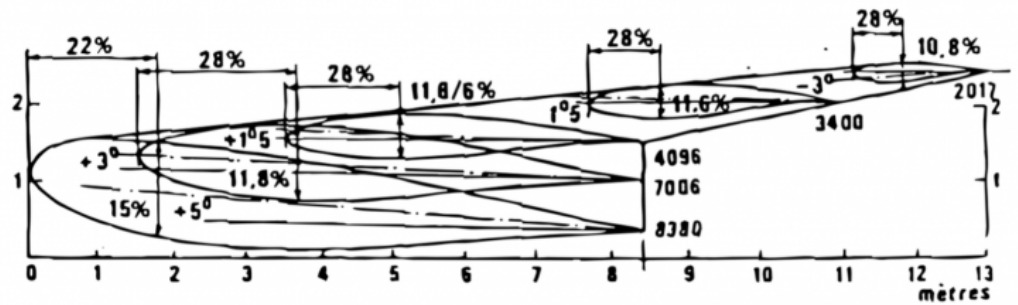
Dlatego w warbirdach, pewien znany autor od makiet sugeruje +2 stopnie przy kadłubie np. NACA 2415 , a na końcu symetryczny 0 stopni. I działa bo symetryczny przy zero stopni zawsze ma $C_z = 0$, niezależnie od Re.

Natomiast problem jest przy makietach wielosilnikowców, bezogonowców, i innych nietypowych.

Teraz kilka przykładów:

Pasażerski A310 – stara konstrukcja ma zwichrzenie – 8 stopni (+5 przy kadłubie, - 3 na
względów bezpieczeństwa (zmniejszenie prędkości przeciągnięcia), pewnie z innych w

Z 1 wybranymi postami:



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-18104800-1485812424.png)

Wg książki Aircraft Design. Daniel P. Raymer

Nie zawsze budujemy warbirda wg zasady 2/0.
Czasem, ktoś się pokusi o ambitniejszy projekt.

Jeśli ktoś ma dobre plany i nie zna zagadnień aerodynamiki, aby sam podolać doborowi zwichrzeń, to niech robi wg planów i nic nie kombinuje.

Wierście mi – to nie jest takie proste odpowiedzieć komuś na pytanie typu:

„Czy profil XXXXX będzie działał przy 5 stopniach?”

„Czy zamiast Clark Y mogę zastosować profil YYYYYY?”

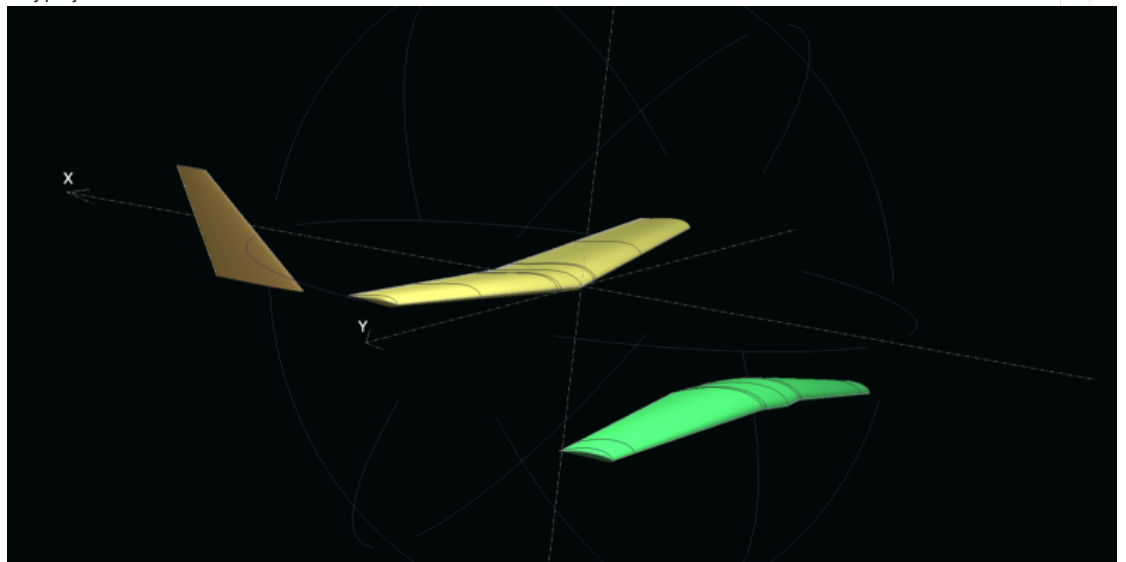
Na pierwsze pytanie odpowiedź prosta jest – będzie działał, ale sądzę, że nie to chciał zobaczyć w odpowiedzi.

Na drugie tak ale – no i problem jest z tym ale, bo aby dać komuś dobrą odpowiedź, to zainteresowany powinien podać dokładne wymiary modelu, przewidywalną masę, czy będzie stosował kalpy, i inne takie, aby „wrzucić” to do jakiegoś programu i podać wynik, aby ten ktoś zbudował model i go nie rozwalił. A jeśli rozwali, to powie „no do d... z taką teorią, nic nad praktykę”

Aby dać taką odpowiedź trzeba spędzić nad tym kilka godzin.

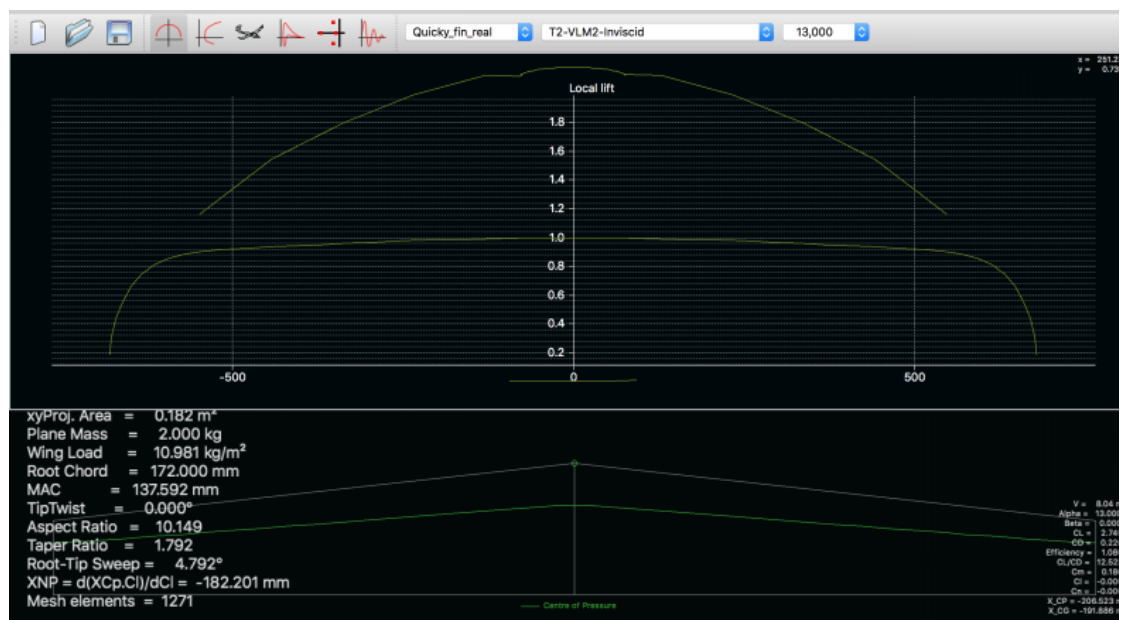
Kilka przykładów analizy zwichrzeń w XFLR5

Mój projekt Quickie



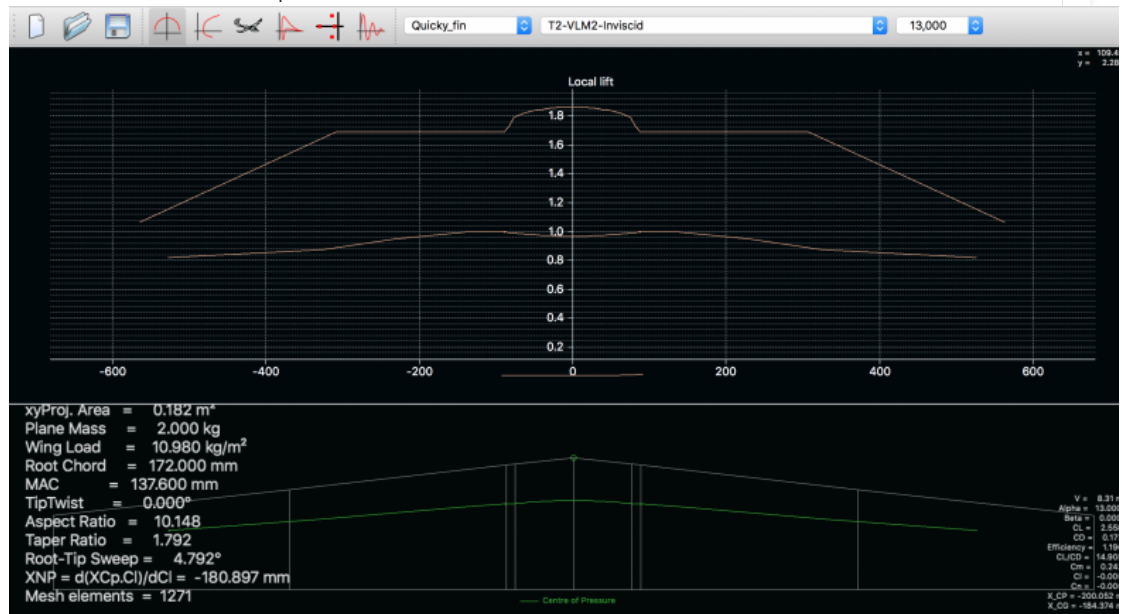
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-46988700-1485812653.png)

Ze zwichrzeniem dla alfa 13 stopni – powiedzmy lądowanie



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-73605200-1485812690.png)

bez zwichrzenia dla alfa 13 stopni



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-66098100-1485812720.png)

Widać jak zwichrzenia na obu płatach (układ tandem) poprawiają rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości

Górna krzywa – płat przedni

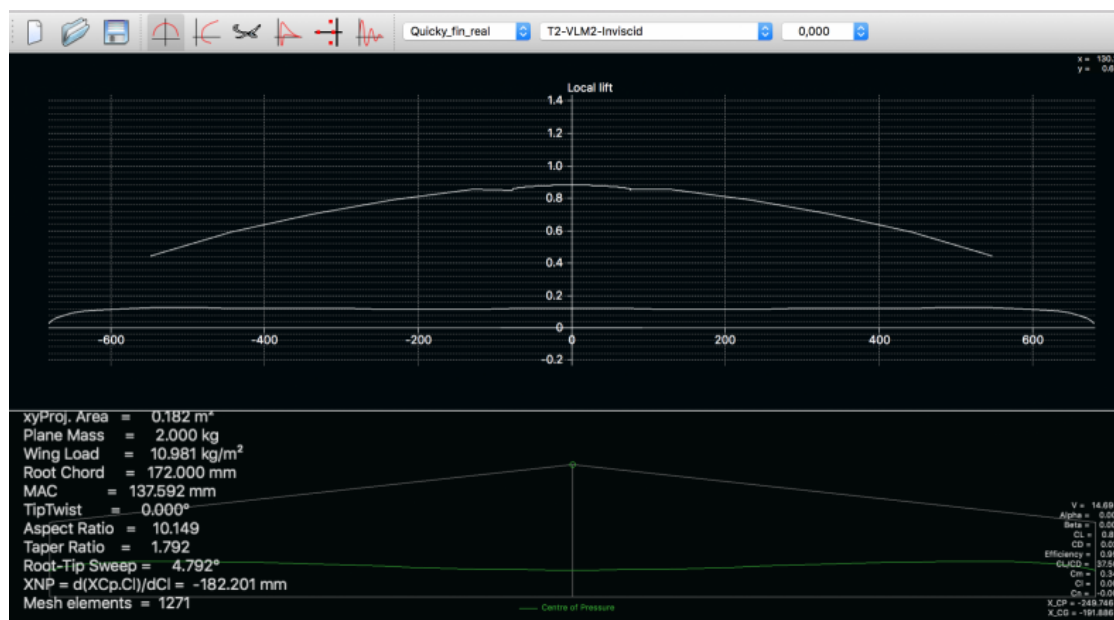
Dolna – płat tylny

Jeśli ktoś się przypatrzy, to przy zwichrzeniach mamy prędkość 8,04 m/s (mały model – 2kg max)

Bez zwichrzenia prędkość 8,31 m/s

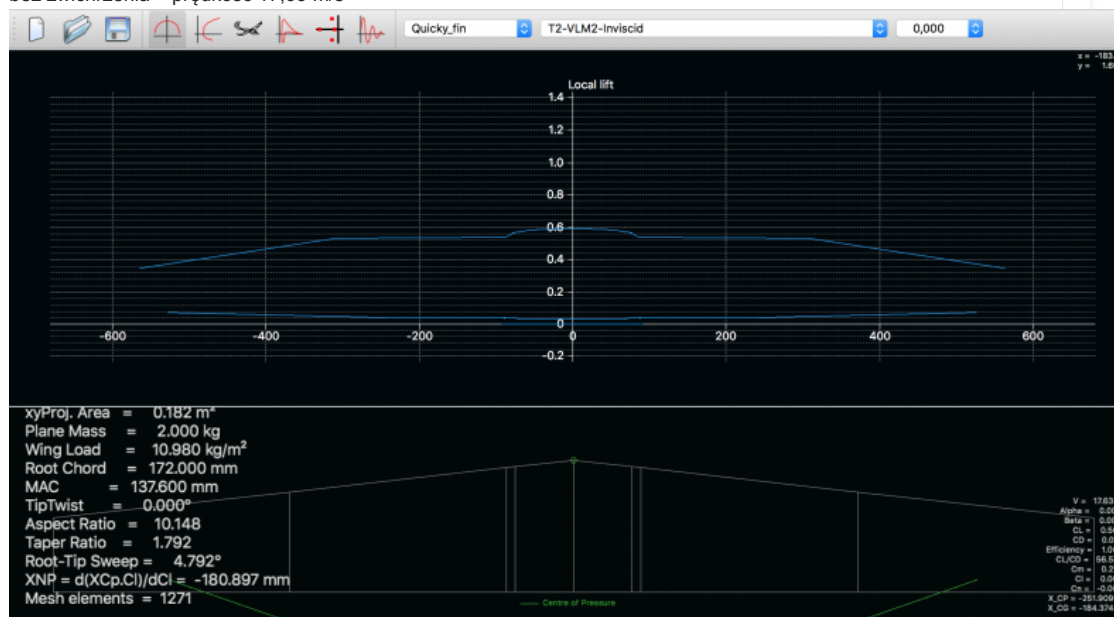
Dla alfa 0 stopni

Ze zwichrzeniem – prędkość 14,69 m/s



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-50918800-1485812775.png)

bez zwichrzenia – prędkość 17,63 m/s



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_01_2017/post-16754-0-91320000-1485812815.png)

Ktoś powie ale przy lądowaniu nie ma dużej różnicy prędkości – tak bo profile skrzydeł nie są „szybkie” i zwichrzenia też nie za wielkie.

Przedstawię jeszcze mojego Hortena i nie tylko mojego, oraz jeśli się zgodzi Rafał (rafmodel) - jego Gensisa. Potem coś o rozwiązaniach przeciw przecignięciu.

Genesis – szybowiec budowany przez Rafała – link do jego wątku powyżej.

XFLR5 „sugeruje” aby lądowanie było na max kącie natarcia 9 stopni

Rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości:

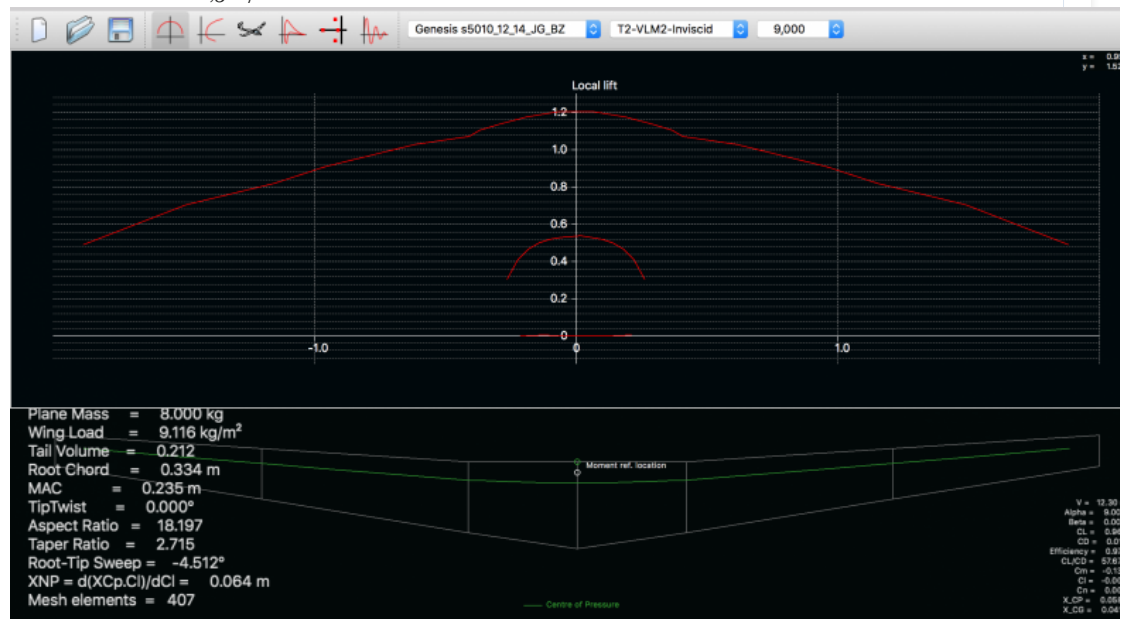
Dla 9 stopni:

Ze zwichrzeniem $V = 11,51 \text{ m/s}$



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-65409200-1485975092.png)

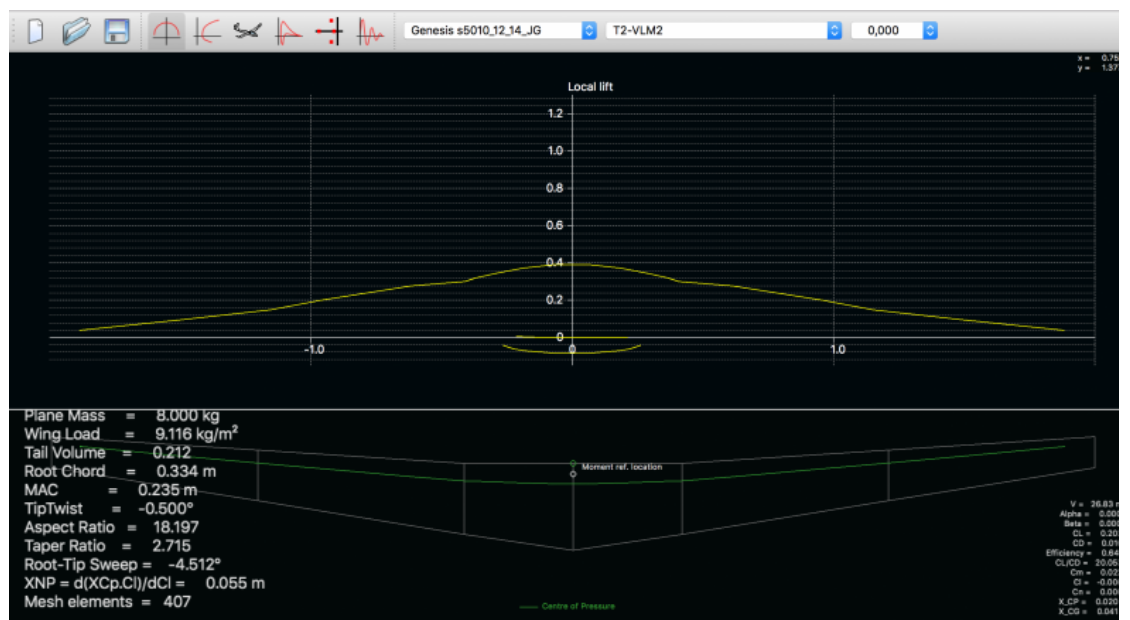
Bez zwichrzenia $V = 12,3 \text{ m/s}$



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-49255400-1485975137.png)

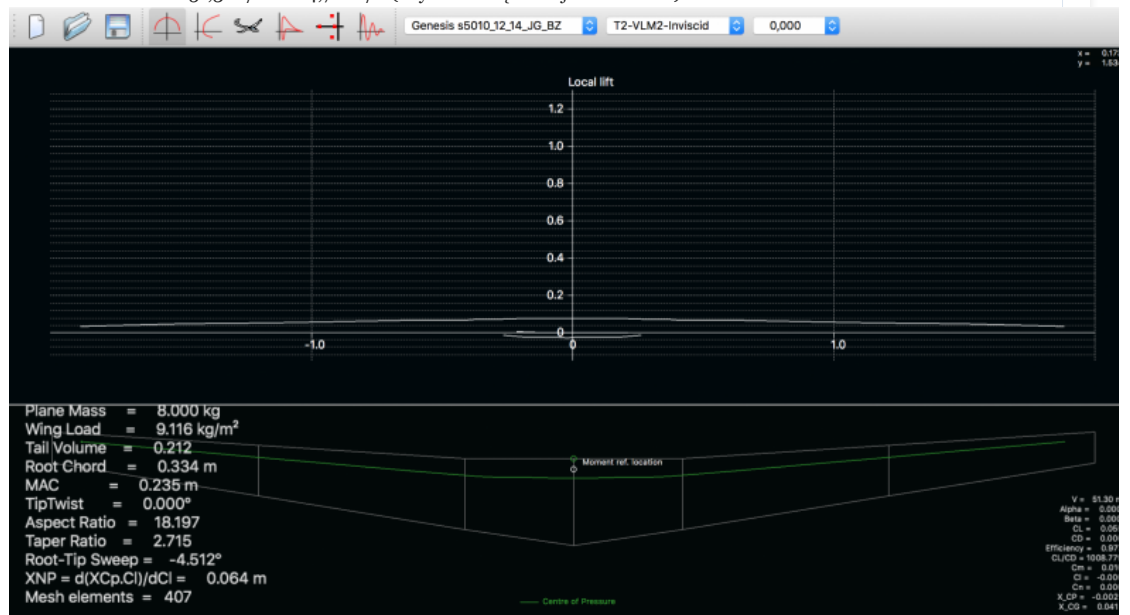
Dla o stopni – czyli przelot:

Ze zwichrzeniem $V = 26,83 \text{ m/s} = 96,6 \text{ km/h}$



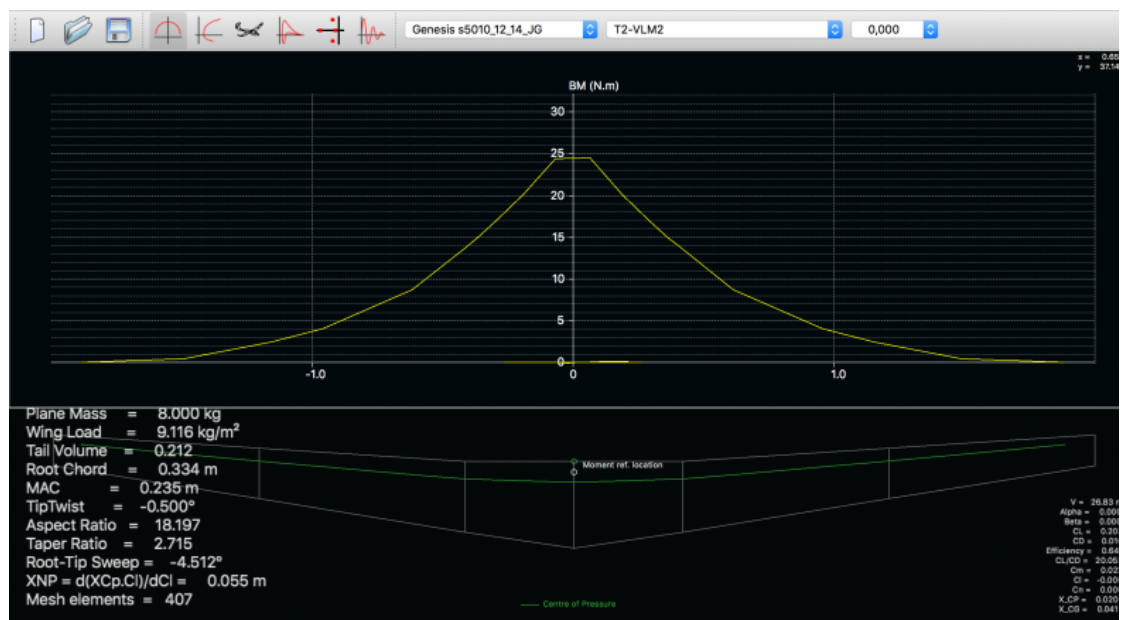
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-98809800-1485975177.png)

Bez zwiczerzenia $V = 51,3 \text{ m/s} = 184,7 \text{ km/h}$ (chyba trochę dużo jak na model)



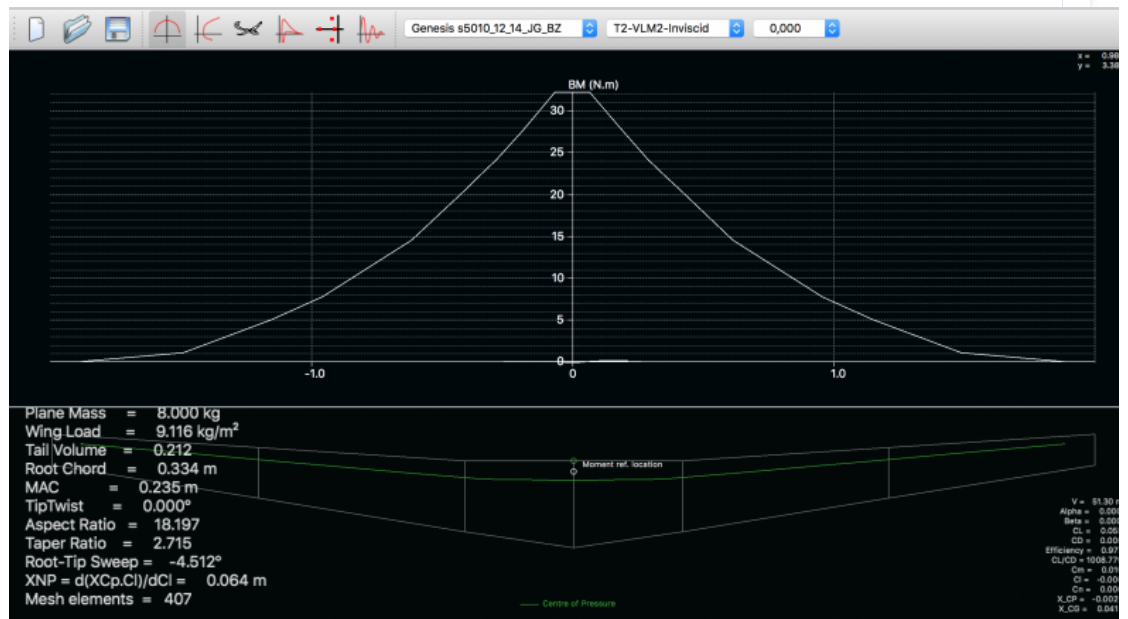
(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-21113400-1485975218.png)

Teraz wykresy momentów zginających
Ze zwiczerzeniem



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-45568900-1485975292.png)

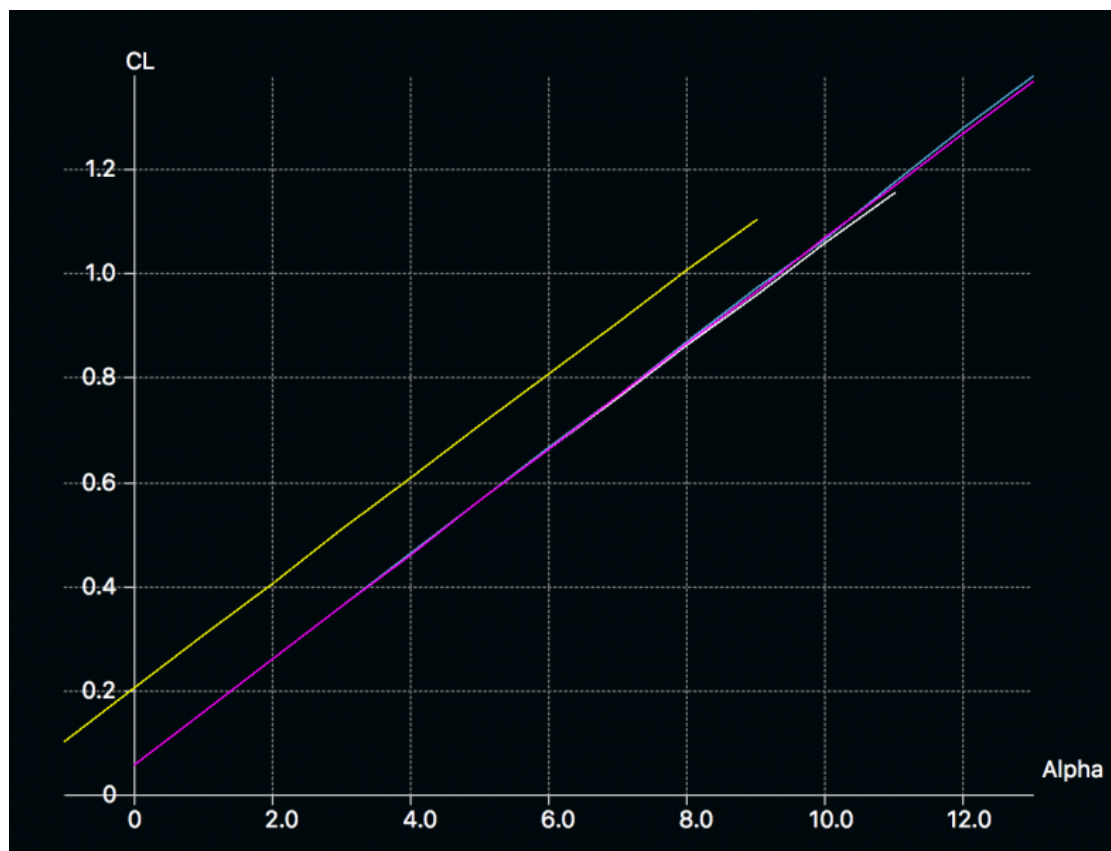
Bez zwichrzenia



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-99525500-1485975332.png)

Widać, że różnica jest ok 10Nm czyli 1KGm – to sporo jak na model o masie 8kg.

No i ostatnia różnica – współczynnik siły nośnej vs kąt natarcia



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-11954700-1485975387.png)

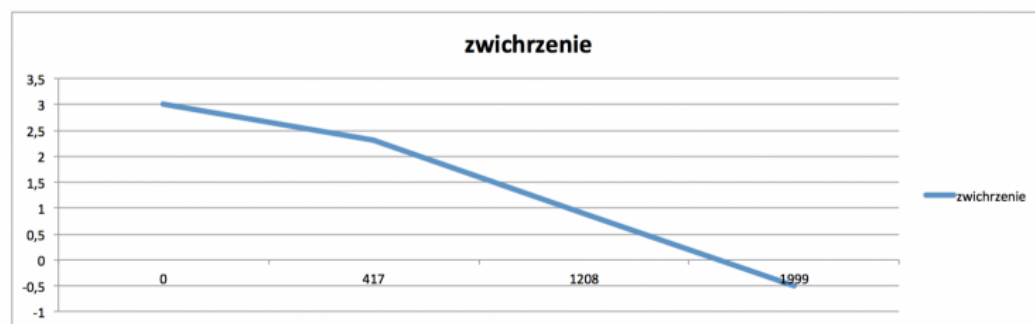
Linia żółta – ze zwichrzeniem

Pozostałe – bez zwichrzenia

EDIT

Rozkład zwichrzeń

1/2 rozpiętości	0	417	1208	1999	mm
kąt zwichrzenia	3	2,3	0,9	-0,5	stopnie



(https://web.archive.org/web/20170425102610/http://pfmrc.eu/uploads/monthly_02_2017/post-16754-0-33578500-1486068497.png)

Żeby było jasne, ja osobiście nie biorę analiz z XFRLR5 jako ostateczną wyrocznię, często sprawdzam jakiś punkt(y) ze wzorów.

Natomiast jeśli „wrzucimy” model do tego programu, to wówczas możemy zmieniać profile, wszelakie kąty (wznios, zwichrzenia) i ocenić, które charakterystyki najbardziej nam odpowiadają.

Za jakiś czas Horten 229

Witaj Jarku

Piękna sprawa z powyższym artykułem - wielkie podziękowania, no i dziękuję za sprawdzenie Genesis2.

Pozdrawiam

jarek_aviatik

Napisano 02 February 2017 - 09:29

RafModel, dnia 02 Lut 2017 - 03:11, napisał:

Witaj Jarku

Piękna sprawa z powyższym artykułem - wielkie podziękowania, no i dziękuję za sprawdzenie Genesis2. Pozdrawiam

To ja jestem Ci wdzięczny, że mogłem się tym zająć - bardzo mnie frapują nietypowe konstrukcje.

Strona 1 z 2

[Wróć do Aerodynamika](#)

[Polskie Forum Modelarzy RC](#) → [Reszta](#) → [Aerodynamika](#)

Z 1 wybranymi postami: