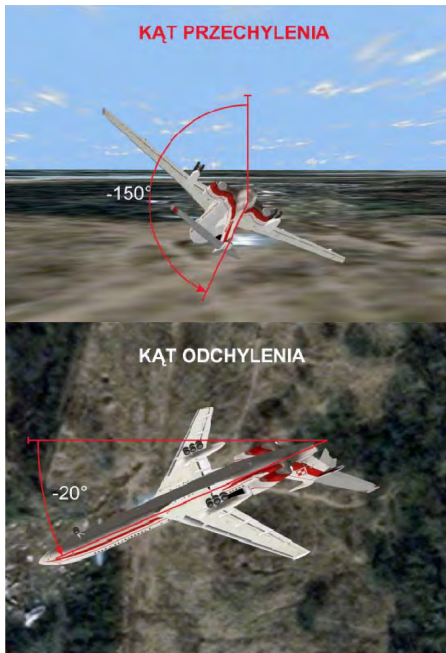


“Aerodynamiczne obliczenia ostatnich sekund lotu PLF 101 w porównaniu z danymi zebranymi przez komisje badania wypadków”



Paweł Artymowicz
University of Toronto

XV Mechanics in Aviation, 28-31 maja 2012, Kazimierz Dolny

O CZYM CHCIAŁBYM POWIEDZIEĆ

- Po co robić symulacje i rozważania fizyczne co do tej, jak i innych katastrof
- Jak to można robić
- Jak to zrobiłem
- Co otrzymałem
- Co to oznacza?

```
for i = 0,ii-1 do begin
  t = tt(i)      & amp; ft = t/t2
;               change the amount of rudder effect (fig 19, Miller, appendix 2)
  contrib = 0.75*cos(!pi/2.*(t/t2))^1.5 +0.25
  dwdt = dwdt_ + contrib*dwdt_stabil
;
;               this airspeed is a fit to fig. 49, MAK report:
  v = (270+3*exp(-(t-1)^2*4)-7.5*exp(-(t-3.7)^2*1.66)+(ft)^2)/3.6 ;[m/s]
;               this acceleration is a rough fit to the noisy data in MAK figure 25
  n = nnz(i)

  time_ramp = n/n1 ; factor by which the loading factor weakens in time
  time_ramp_I = (1+Ix_increase*(ft)) ; up to 10% incr. of Ixx(t)
  initial_ramp = t/(3./v) &lt; 1. ; linearly increase torque at x&lt; 3 m
  t_ramp = time_ramp/time_ramp_I*initial_ramp
  f_ail = 4*ft*exp(-ft^2*3) ; deflection of aileron, rys.17, zal.2 Miller
  w0 = w0_0ail + (1.-f_ail)*(w0_ail-w0_0ail)
;               Angular acceleration dwdt and limiting speed w0 are assumed ~n
;               as well as (1.-w/w0_num), when n=const., which is confirmed by
;               calculations with a separate program, to an ~2% accuracy
;               In addition, there is a very shot initial time up-ramp and
;               the aileron deflection is modeled as a function of time.
  w0_num = w0*time_ramp ; [deg/s] momentary theoretical max roll rate
  dwdt_num = dwdt*t_ramp*(1.-w/w0_num) ; [deg/s^2] roll acceleration
;
;               integrate in time
  w = w + dwdt_num*dt ; [deg/s] omega, bank/roll rate
  p_num = p_num + w*dt ; [deg] evolve numerically the bank angle p
  p = p_num/180.*!pi ; [rad] recal. into radians
  a = sin(p)*n*9.81 ; [m/s^2] sideways acceleration w.r.t. aircraft
;               wind_y is always assumed ineffective, reduced to 0, by crab angle (yaw)
  vy = v*sin(k) ; ground speed y component
  vx = v*cos(k) + wind_x ; ground speed x component
  vgr = sqrt(vx*vx+vy*vy) ; ground speed
  k = k + a/vgr*dt ; [rad] ground track azimuth rel. to RWY
  x = x + vx*dt ; [m] along the extended RWY line
  y = y + vy*dt ; [m] dist from ext. RWY line to the south
  az = (cos(pitch(i))*cos(p)*n-1.)*9.81 +az_thr(i) ; [m/s^2]
  vz = vz +az*dt ; [m/s] vertical speed vz
  z = z +vz*dt ; [m] height z(t)
;
;               store functions for plotting
  vx(i) = x   samp; vy(i) = y   samp; vz(i) = z
```

PO CO PROWADZIMY ROZWAŻANIA FIZYCZNE?

- Sprawdzenie zgodności zestawów danych ze sobą
- Sprawdzenie fizycznej możliwości innych rekonstrukcji
- Wykrycie błędnej interpretacji, ewentualnych fałszerstw w danych bądź błędów w proponowanych interpretacjach
- Pokazanie tej części **prawdy** o locie, która nie zapisana została przez rejestratory: na przykład przechył – jak wielki? 150° (KBWL) czy też 200° - 210° (MAK)
- **Odpowiedź na proste pytania ze strony niespecjalistów:**
- Czy 80-tonowy samolot może się obrócić w 4-5 sekund po utracie końcówki skrzydła?
- Czy może dokonać obrotu nie uderzając (kikutem) w ziemię?
- Czy strumień z silników powinien zniszczyć budkę na działce? (*)
- Czy wiry końcówkowe ze skrzydeł powinny to zrobić? Wiry od Ił-76 ?? (*)
- Czy trawa powinna być spalona? (*)
- Czy skrzydło mogło urwać się gdzie indziej, niż przy 44-cm śr. Brzozie p. Bodina?
- Czy końcówka skrzydła mogła upaść 110 m za brzozą? 12 m ?? (*)
- Z jakiej wysokości piloci mogli widzieć APM-y, a z jakiej dostrzegli teren?
- Od jakiego momentu lot był nie do uratowania?

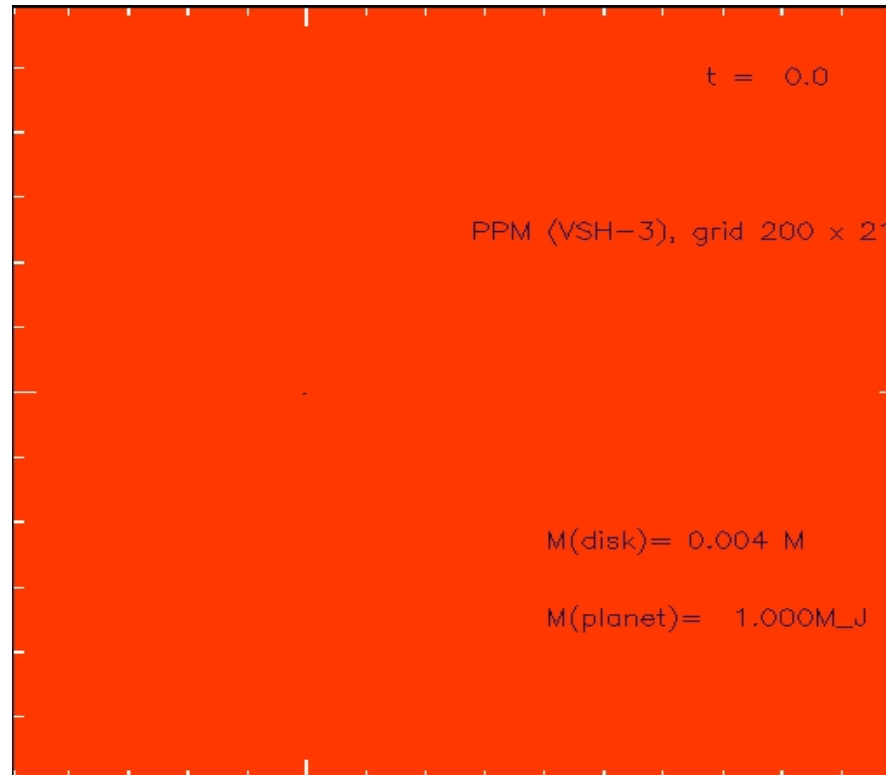
(*) zob.: fizyka-smolenska.salon24.pl

PO CO PROWADZIMY ROZWAŻANIA FIZYCZNE?

- Aby zrozumieć do końca co się stało

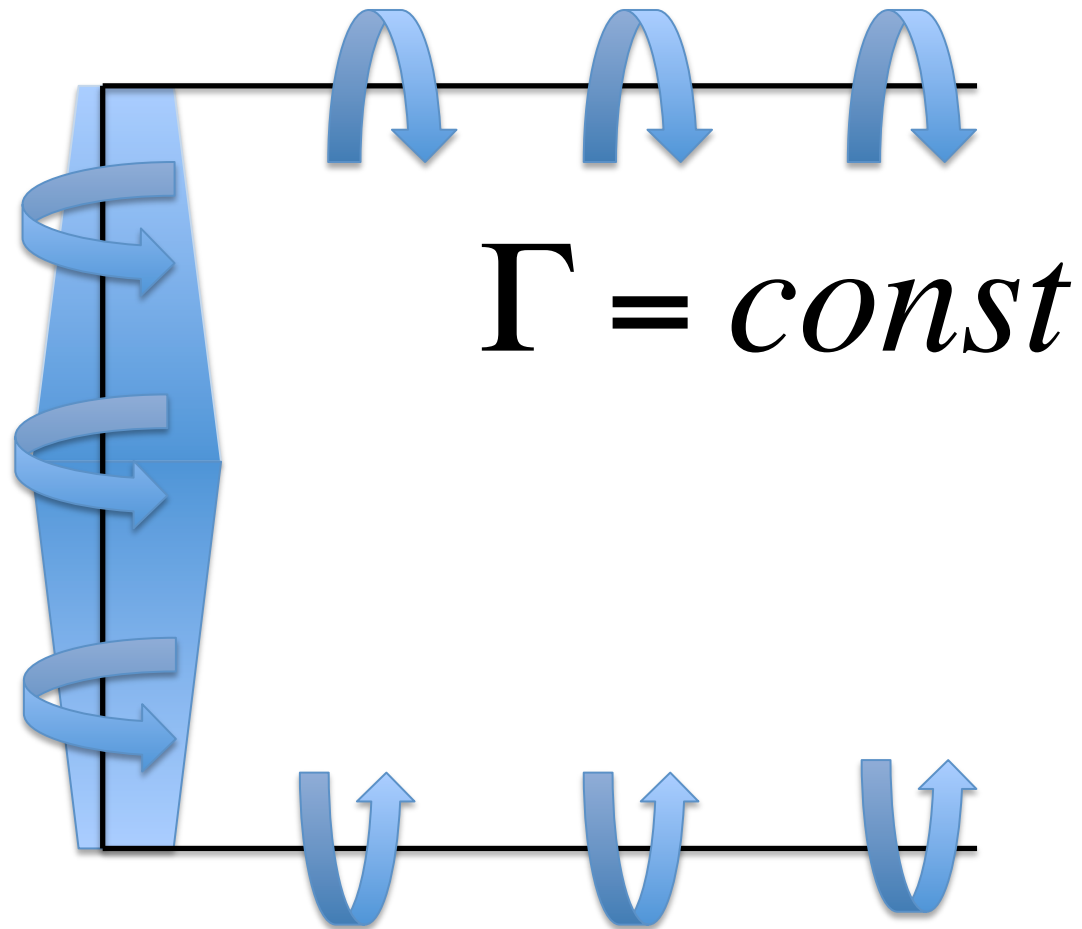
JAK MOŻNA ROBIĆ OBLICZENIA

- Wielkoskalowe, tzw. all but the kitchen sink



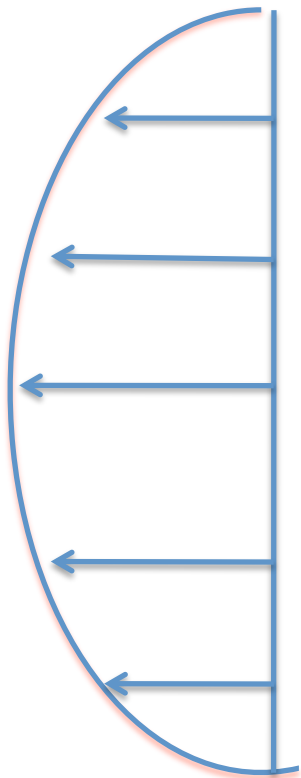
- Kwestie: powtarzalności, przejrzystości założeń i in.

Obliczenie siły nośnej - Metoda Prandtla

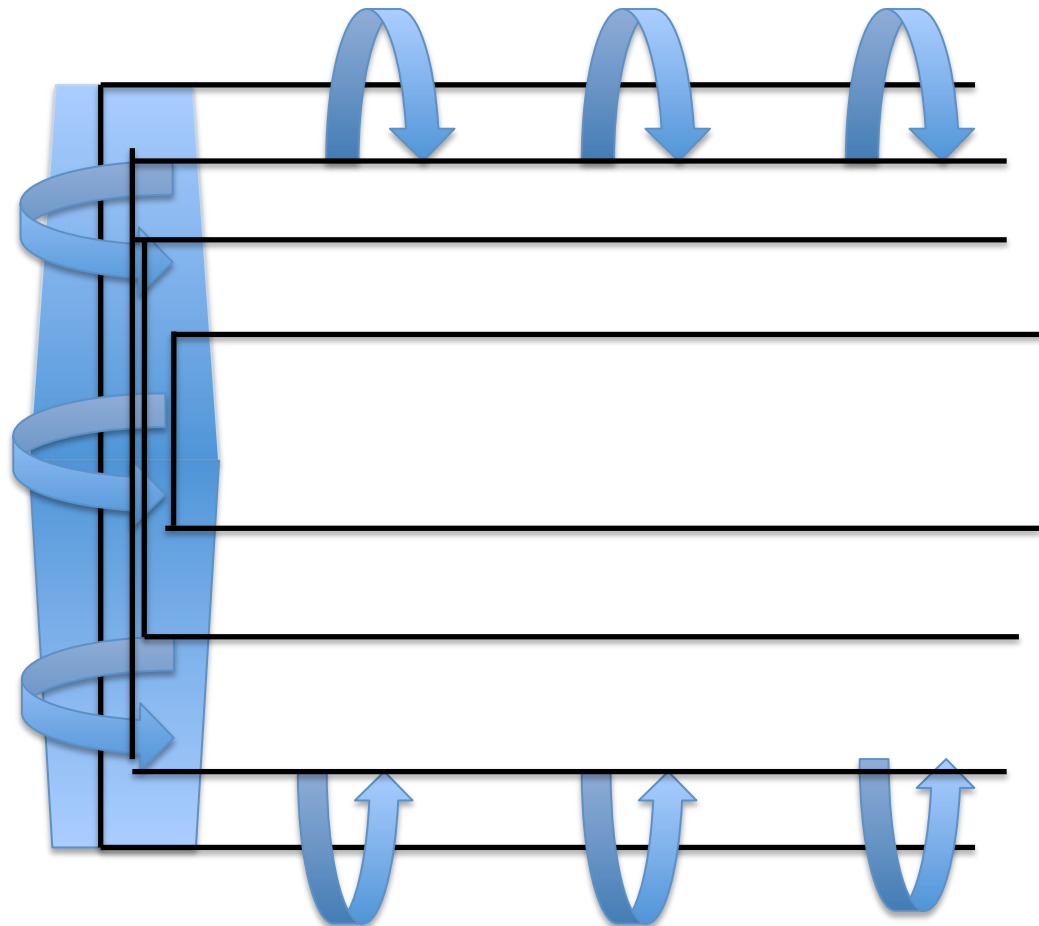


Metoda Prandtla

- Teoria skrzydła skończonego.



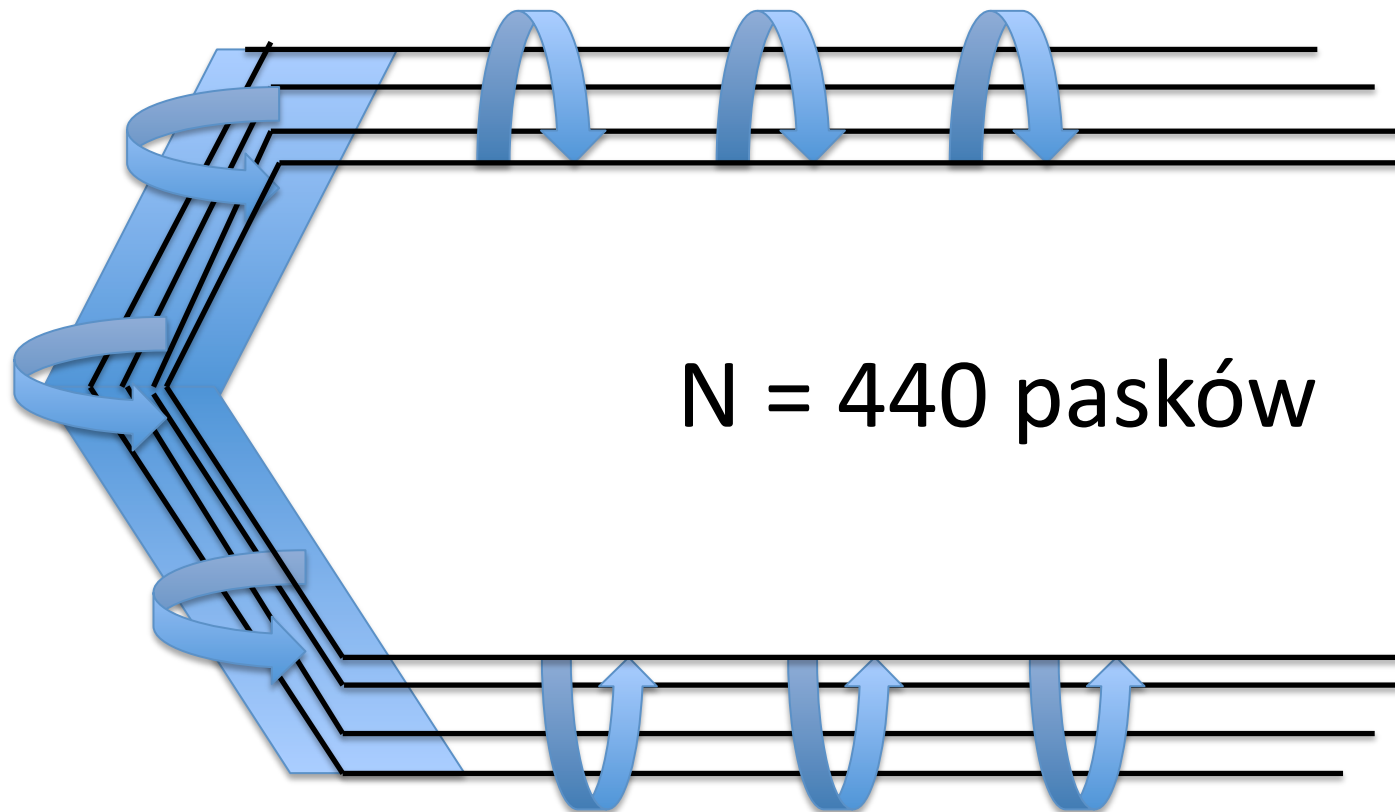
Sila nośna albo C_L



Dlaczego problem skończonego skrzydła jest problemem różniczkowo-całkowym I prowadzi do układu N równań z N niewiadomymi

każda ścieżka wirowa wywołuje przepływ powietrza na całej rozpiętości skrzydła. Aby uzgodnić warunki brzegowe w $3/4$ szerokości skrzydła, otrzymujemy N warunków dla N nieznanymi wirowości (cyrkulacji), innymi słowy siły wirów

Metoda Prandtla-Weissingera, może być łatwo uogólniona do przypadku niesymetrycznych skrzydeł



JAK MOŻNA ROBIĆ OBLICZENIA

- Motywacja do zredukowanej symulacji dynamicznej:

Łatwo zrozumieć, łatwo powtórzyć, łatwo odkryć błąd.

Nie chowamy niczego i nie zamiatamy pod dywan.

- Dlaczego można pominąć wyliczanie *ab initio* ruchu postępowego wzdłuż trajektorii (x)

Nie jest to konieczne. Składowe skierowne wzdłuż kierunku ruchu sił: napędu, ciężkości i oporu aerodynamicznego dają znany dobrze z zapisu prędkości instrumentalnej efekt. Prędkość postępową zmieniała się w wąskich granicach 73-76 m/s.

JAK MOŻNA ROBIĆ OBLICZENIA (ROLA OSZACOWAŃ ANALITYCZNYCH)

Dlaczego można pominąć ślizg (yaw) wywołany większym oporem na prawym skrzydle (adverse yaw)

$$C_L = 1.6, \quad C_D = 0.16, \quad \Rightarrow \quad F_L / F_D \approx 10.$$

$$I_{xx} \approx 1300 \text{ ton}_{(m)} \text{ m}^2, \quad I_{zz} \approx 6000 \text{ ton}_{(m)} \text{ m}^2, \quad I_{zz} \approx 4.5 I_{xx}.$$

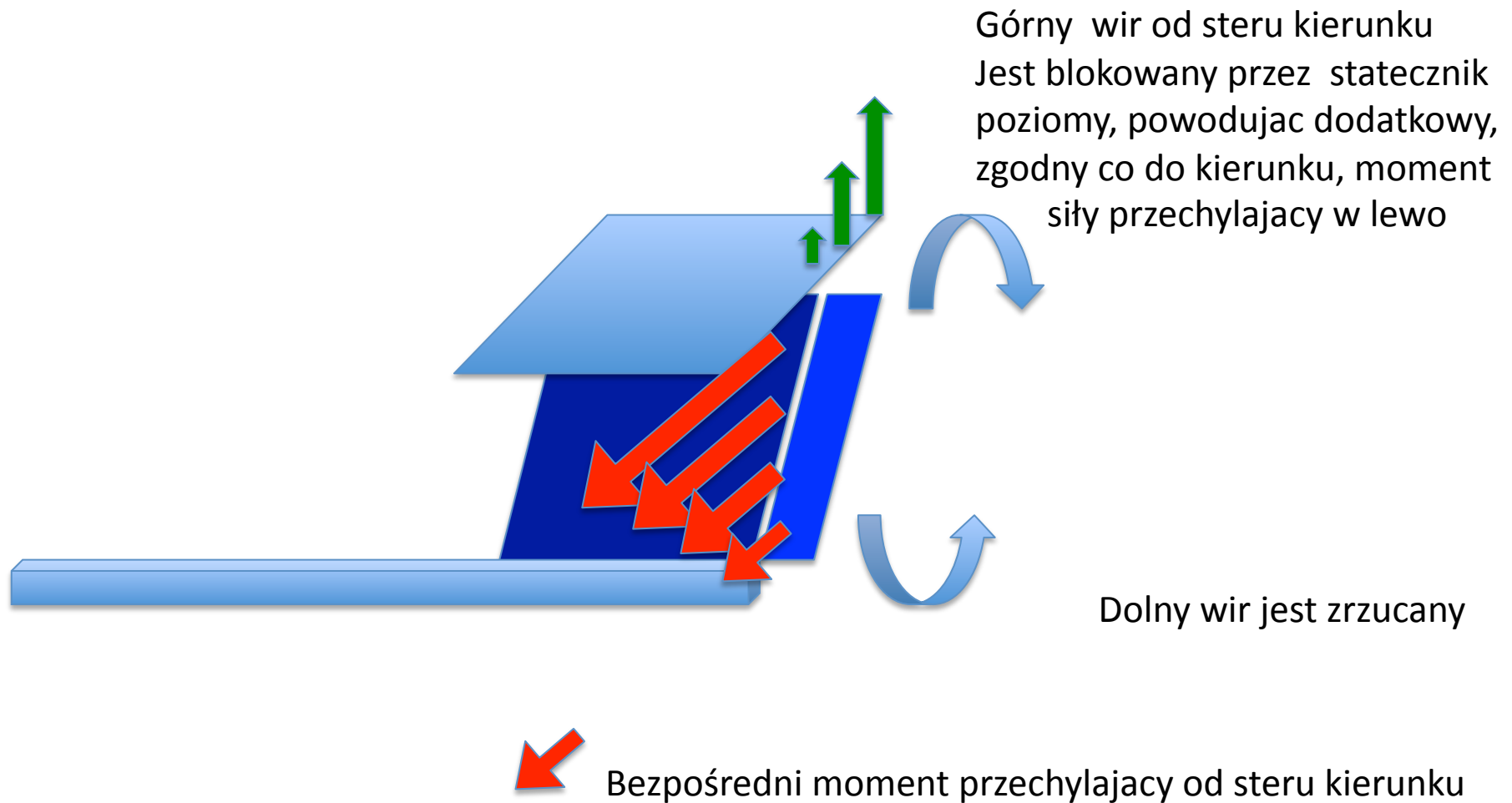
$$\dot{\omega}_x = -80^\circ / \text{s}^2 \quad \Rightarrow \quad \dot{\omega}_z < +2^\circ / \text{s}^2 \quad (45 \text{ razy mniejsze})$$

$$\Rightarrow \omega_z < t \times 2^\circ / \text{s} \stackrel{t < 4.7\text{s}}{\Rightarrow} \gamma < t^2 \times 1^\circ / \text{s} < 22^\circ \quad (\text{yaw, ślizg})$$

Po uwzględnieniu statecznika pionowego, ten ślizg jest jeszcze zredukowany.

Predkość obrotu typu yaw, znacznie mniejsza niż $\sim 9^\circ/\text{s}$, powoduje b. niewielkie zwiększenie siły nośnej na lewym skrzydle i odpowiedni moment przechylający samolot w prawo. Zaniedbuję to w modelu beczki, gdyż produkuje to różnicową predkość opływu profilów $< \pm 2 \text{ m/s}$ na końcach skrzydeł $\ll 75 \text{ m/s}$ (predkość postępowania).

Wychylenie steru kierunku powoduje yaw (ślizg?) i ma pewne znaczenie dla tempa obrotu (jest brane pod uwagę w modelu):



JAK MOŻNA ROBIĆ OBLICZENIA

Można pominąć wyliczanie skosu, biorąc jednak pod uwagę wychylony na pewien czas mocno ster kierunku

- Podobnie można uwzględnić pochylenie. Nie liczymy go explicite, ale bierzemy tam gdzie jest potrzebne, z zapisu parametrycznego: trzeba wiedzieć jak samolot był pochylony by uwzględnić składową pionową ciągu silników, oraz by poznać wysokość nad ziemią poszczególnych części samolotu.
- Co pozostaje do przecałkowania: 3 DOF

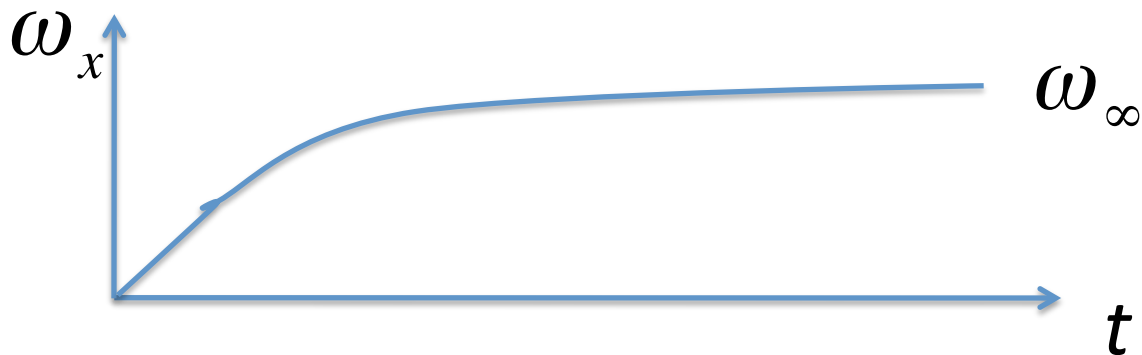
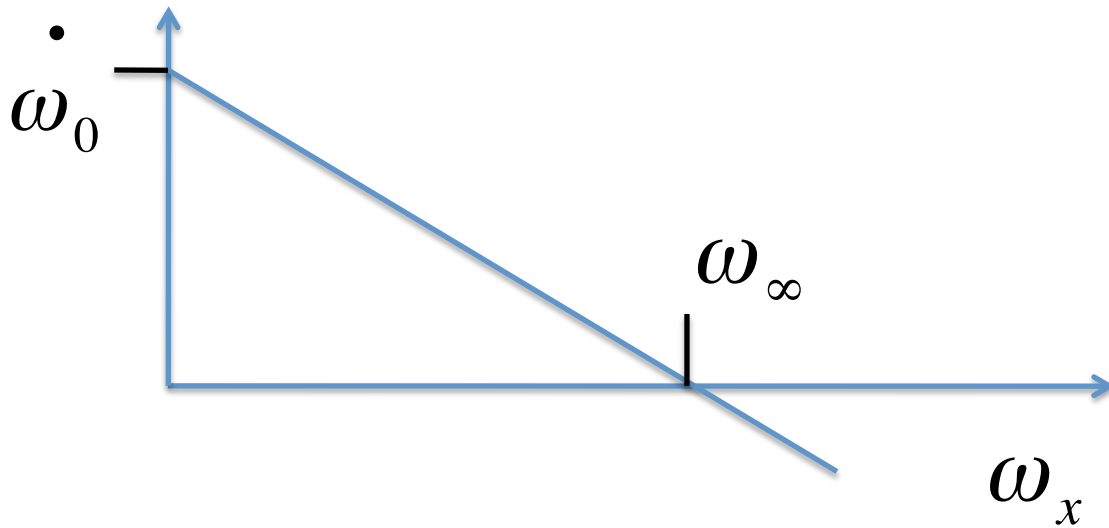
przechył (p), ruch w górę (z) i w bok trajektorii (y)

Jak robiłem obliczenia, czyli dodatkowe efekty uwzględnione w modelu

1. Zwiększenie momentu bezwładności wokół osi podłużnej, w wyniku odśrodkowego przelewania paliwa. (Efekt +9% po rozkręceniu obrotu).
2. Prawa lotka i hamulec aerodynamiczny wychylane w zależnym od czasu stopniu przez pilotów.
3. Klapy wysunięte na 36° .

Zasadnicza wyliczna w programie do aerodynamiki relacja:
moment pochylający względem szybkości przechyłu
daje zasadnicze informacje używane przez osobny
program do całkowania równań ruchu.

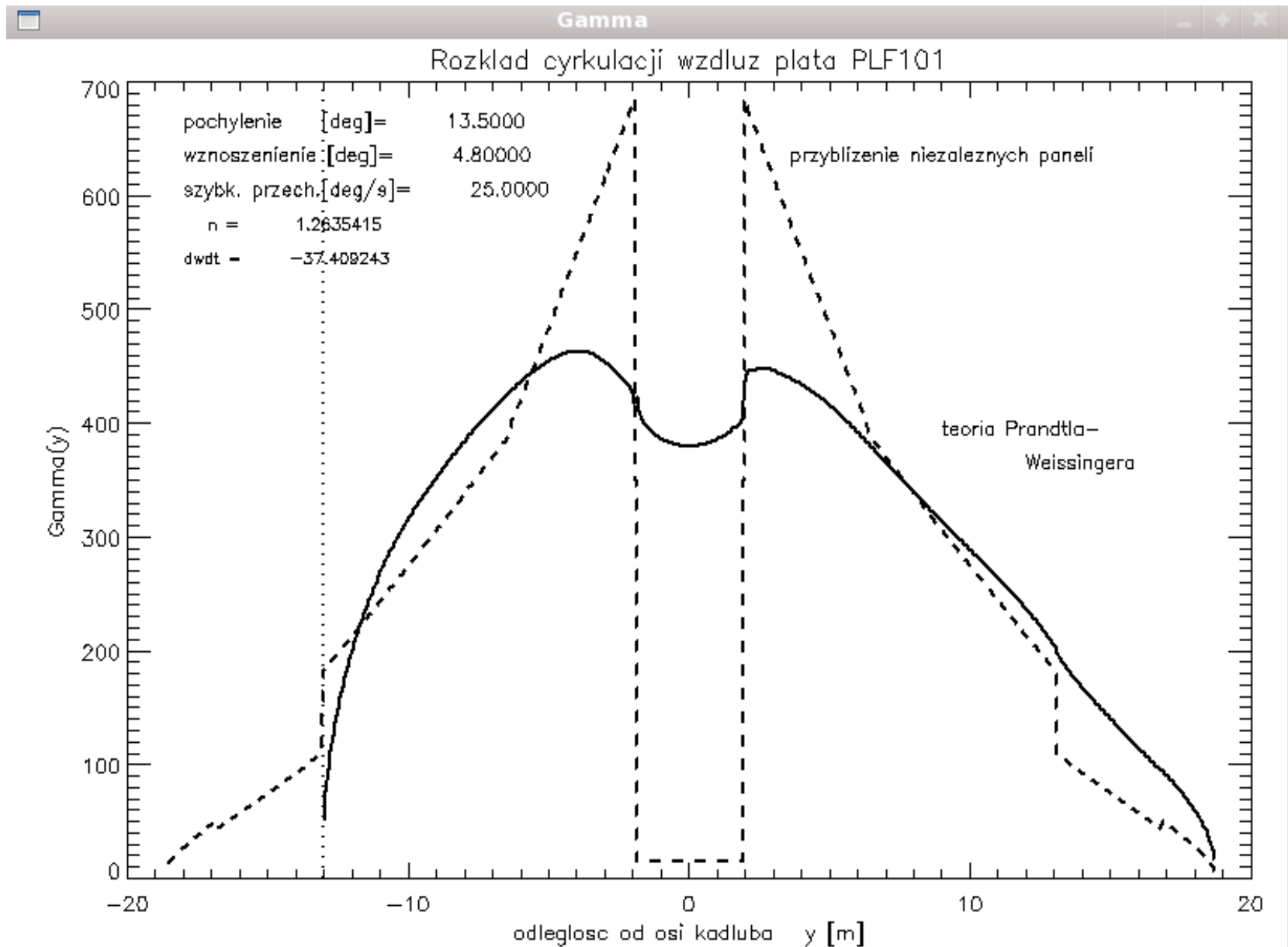
$$\dot{\omega}_x (\omega_x)$$



Wyniki i porównanie z rzeczywistością

- 1. Siły na uszkodzonym skrzydle
- 2. Dynamika beczki

Rozkład sił na skończonej długości, skośnym skrzydle PLF 101



-20

-10

0

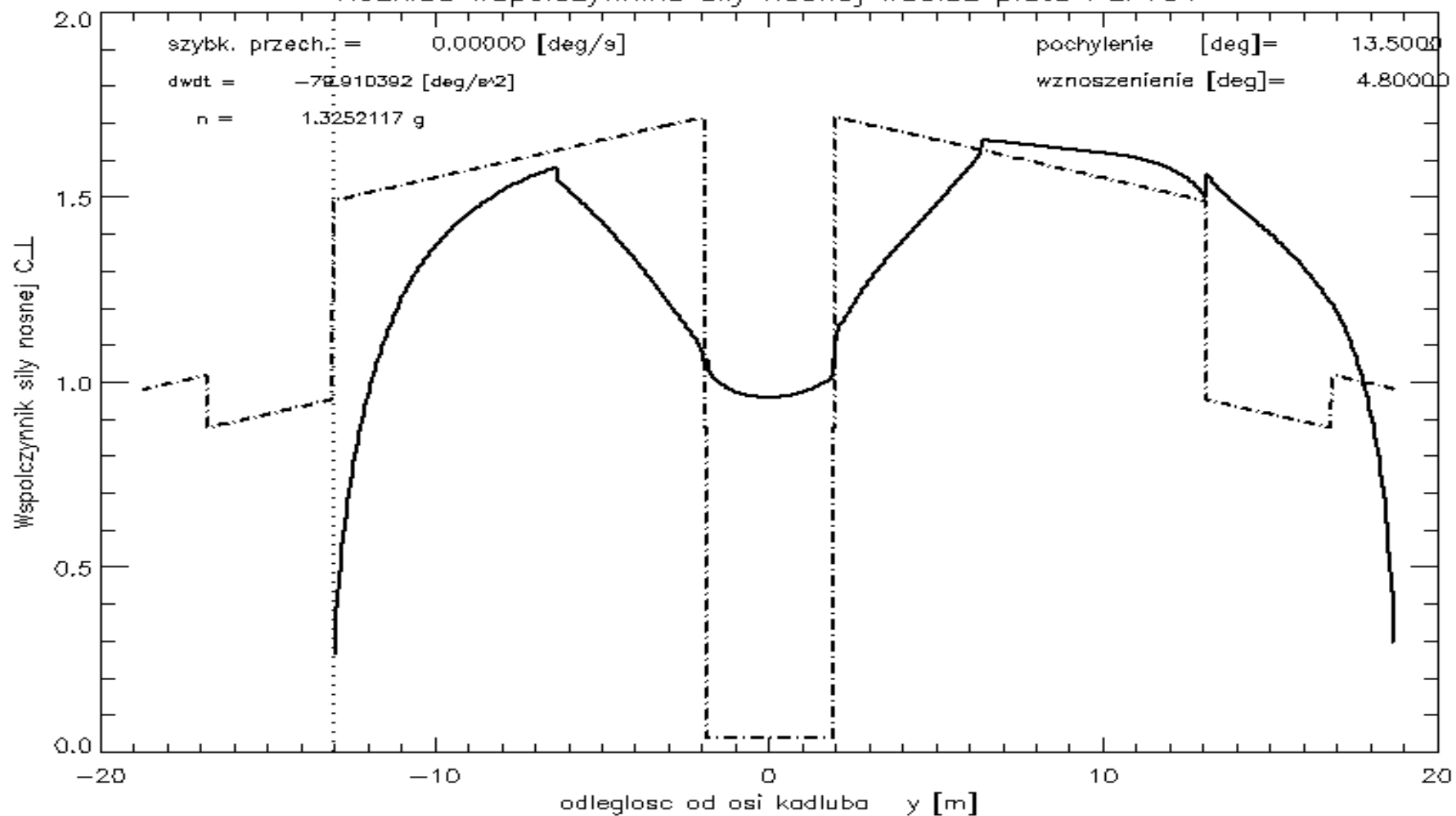
10

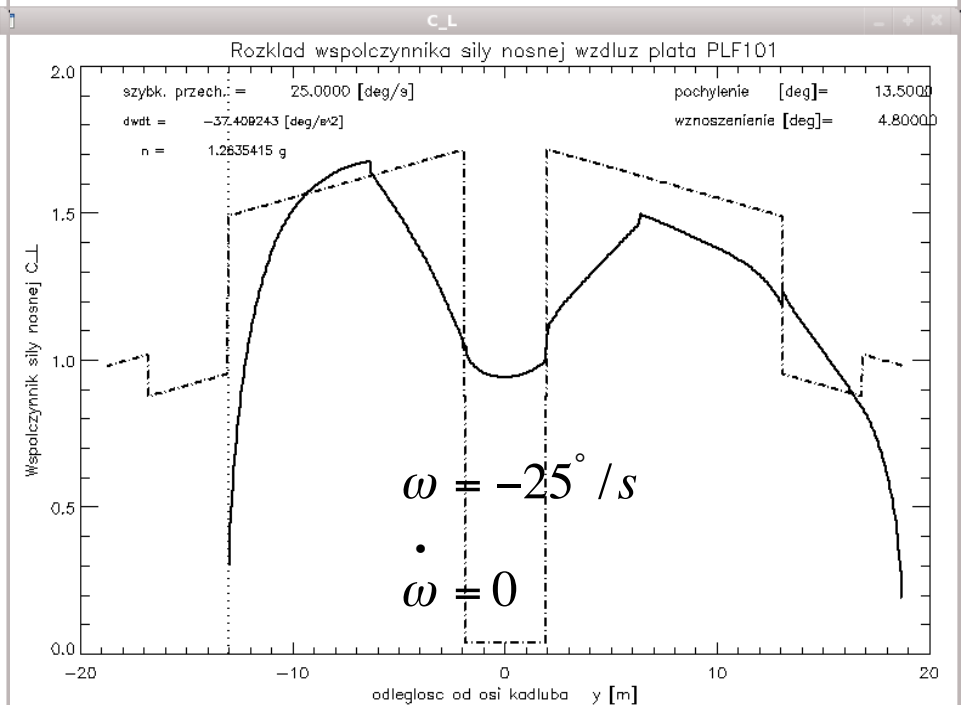
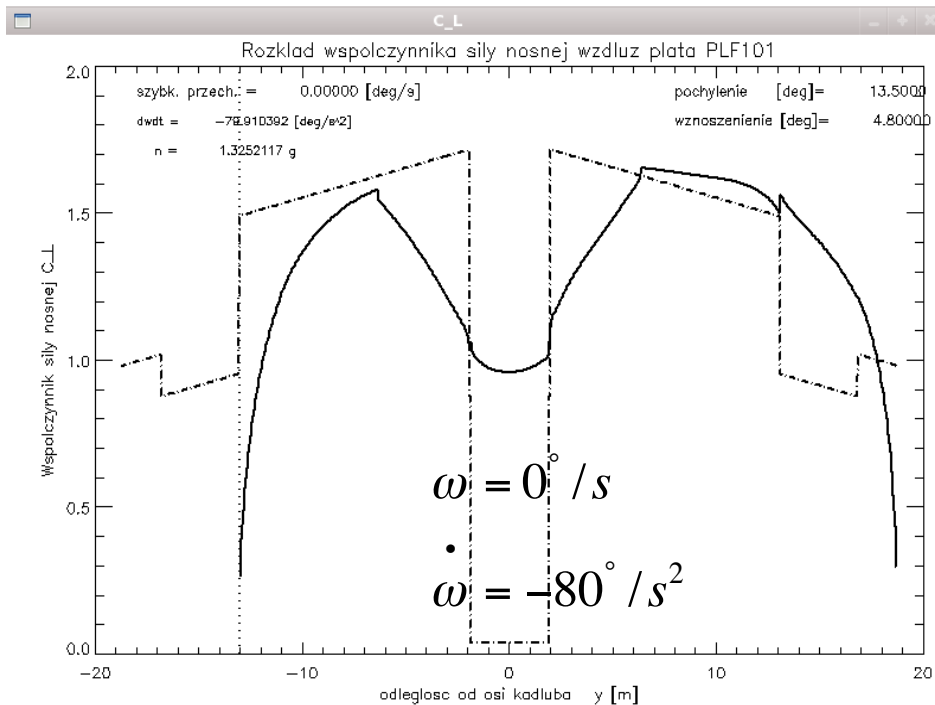
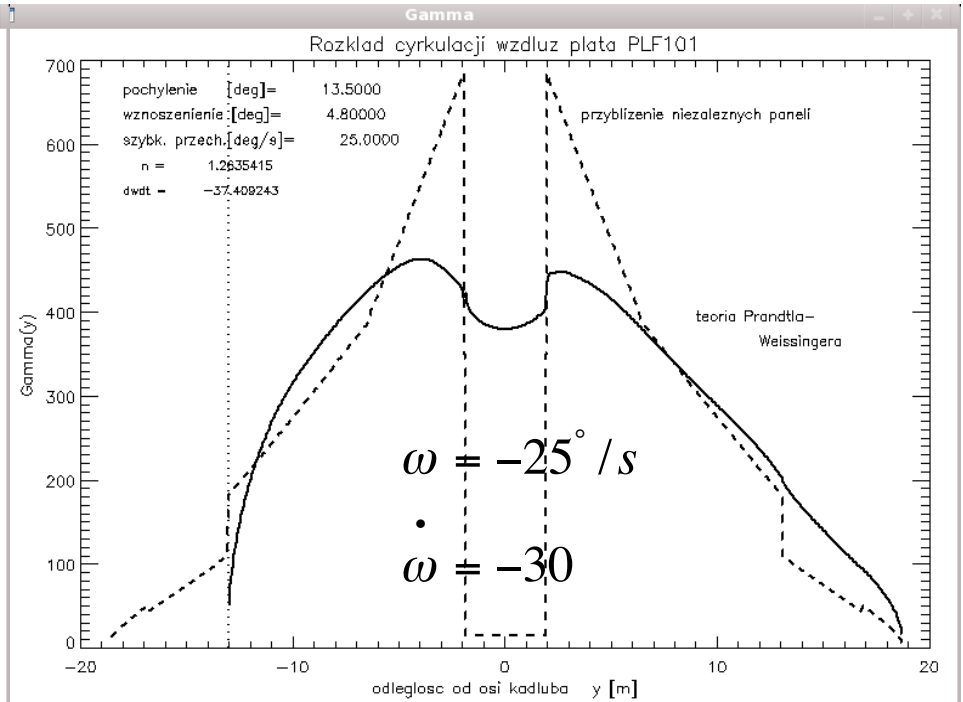
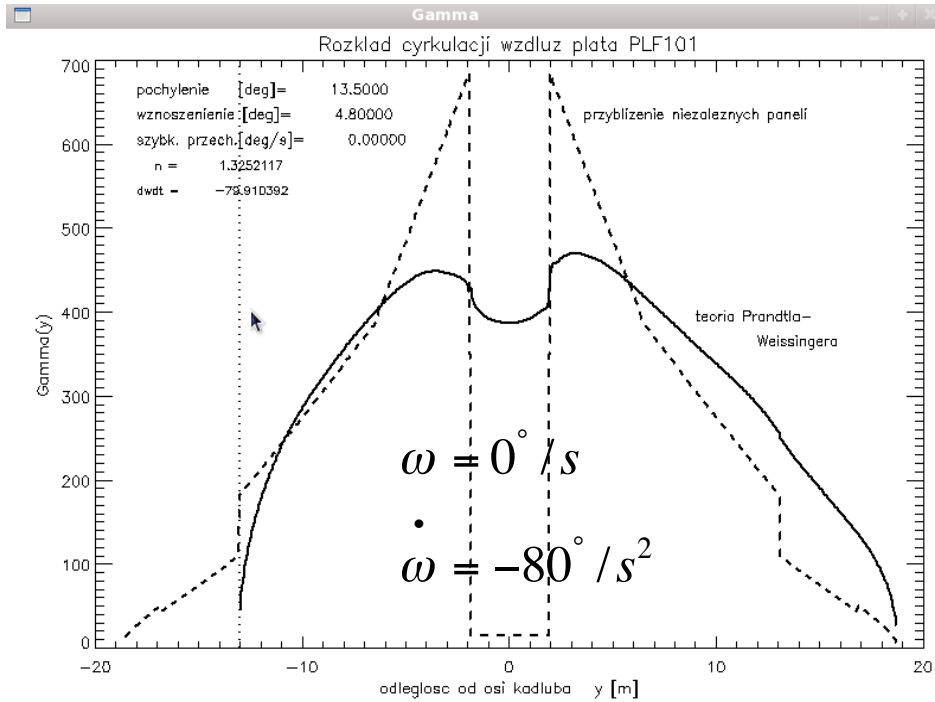
20

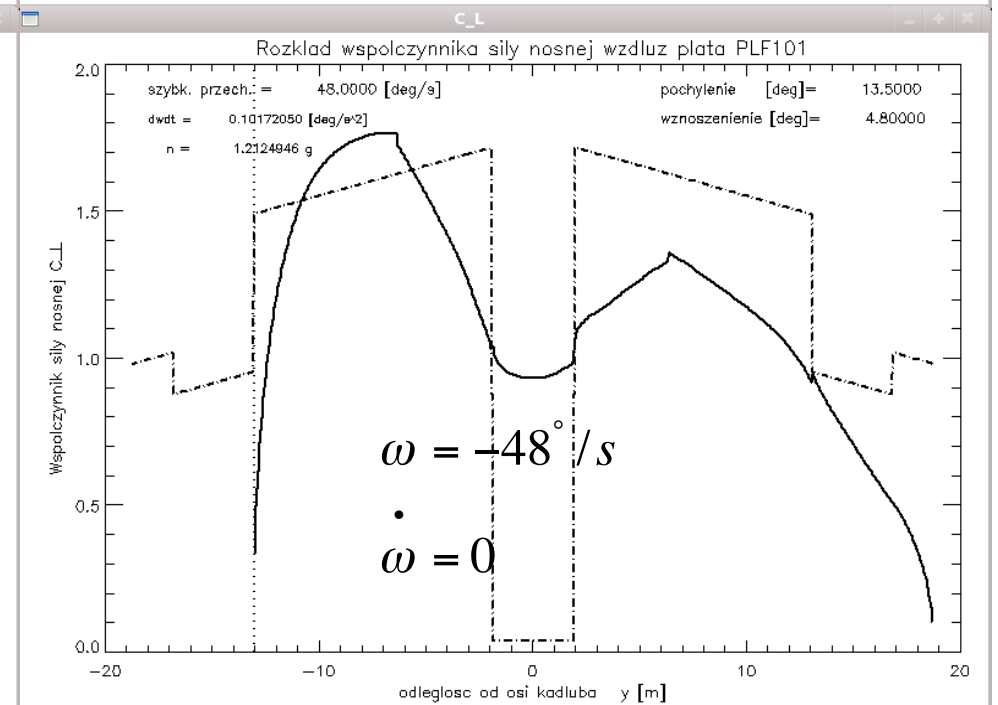
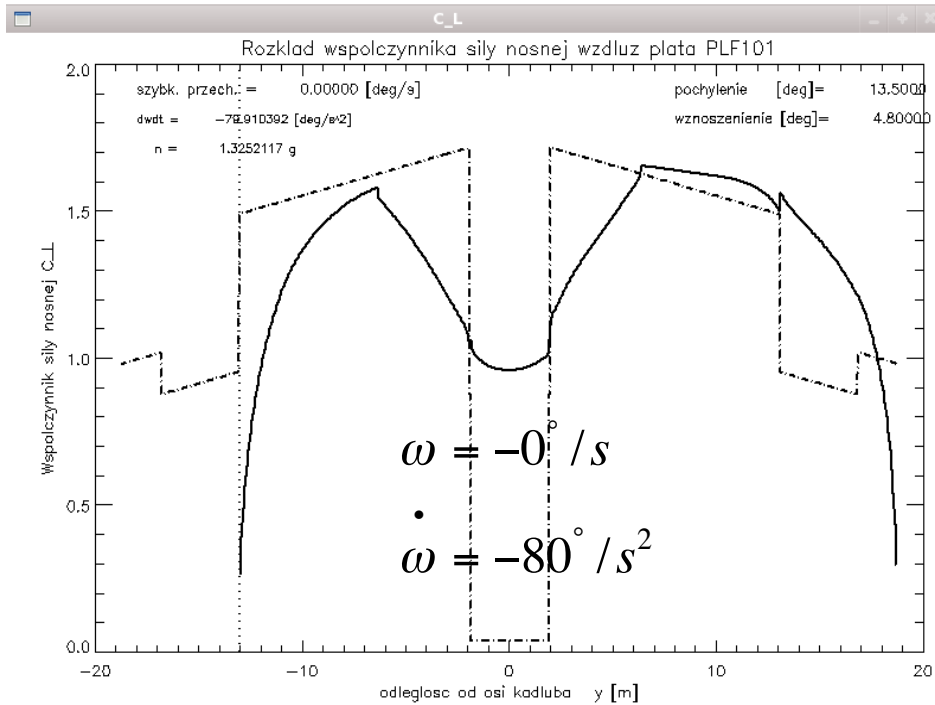
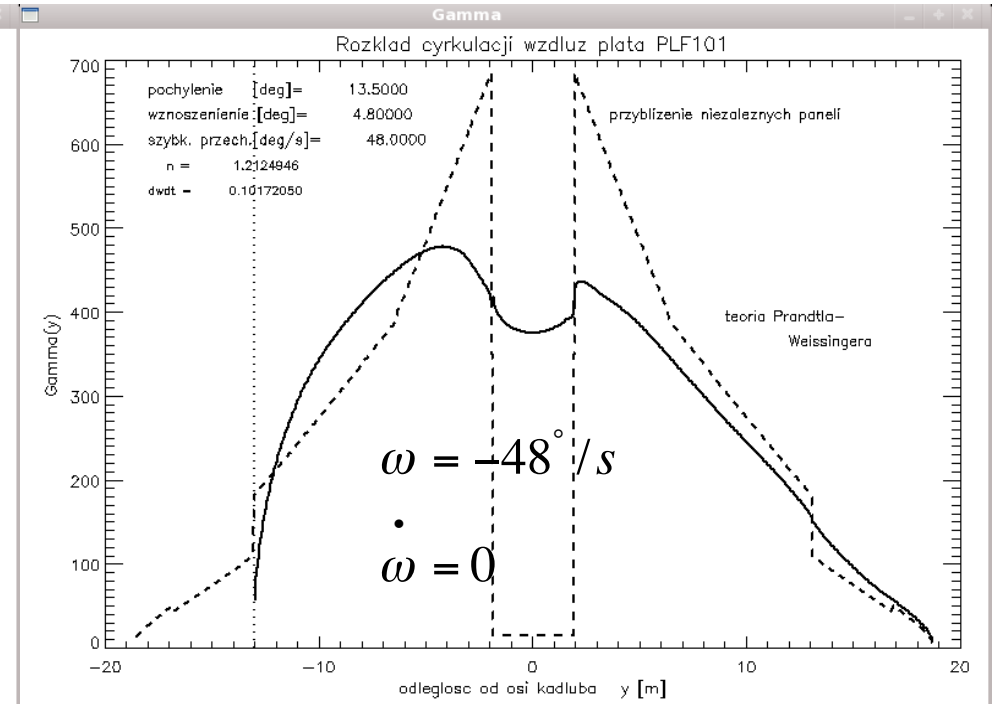
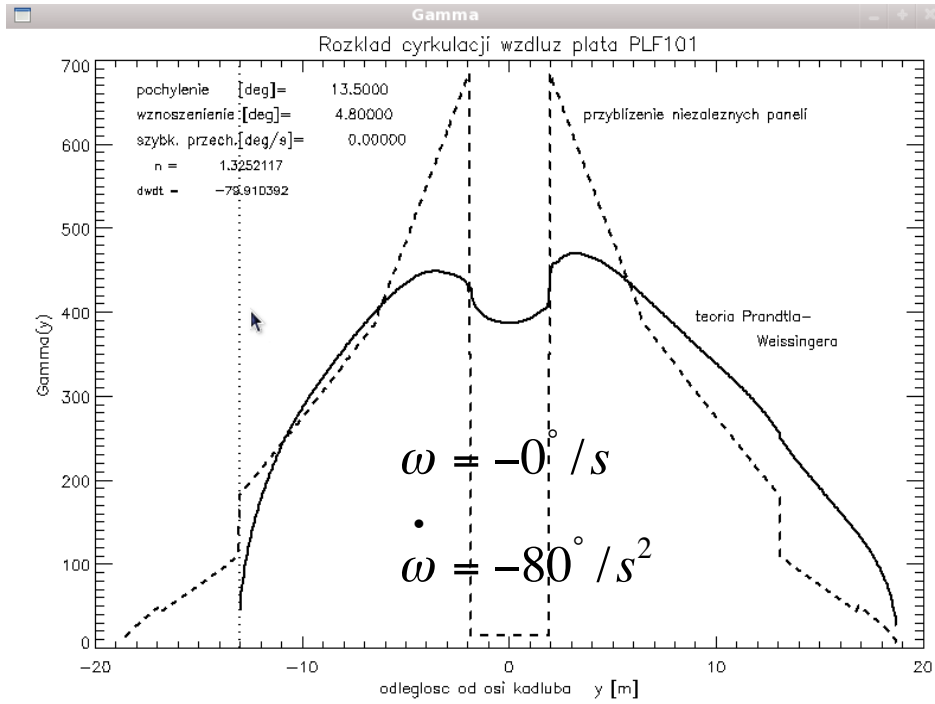
odleglosc od osi kadluba y [m]

C_L

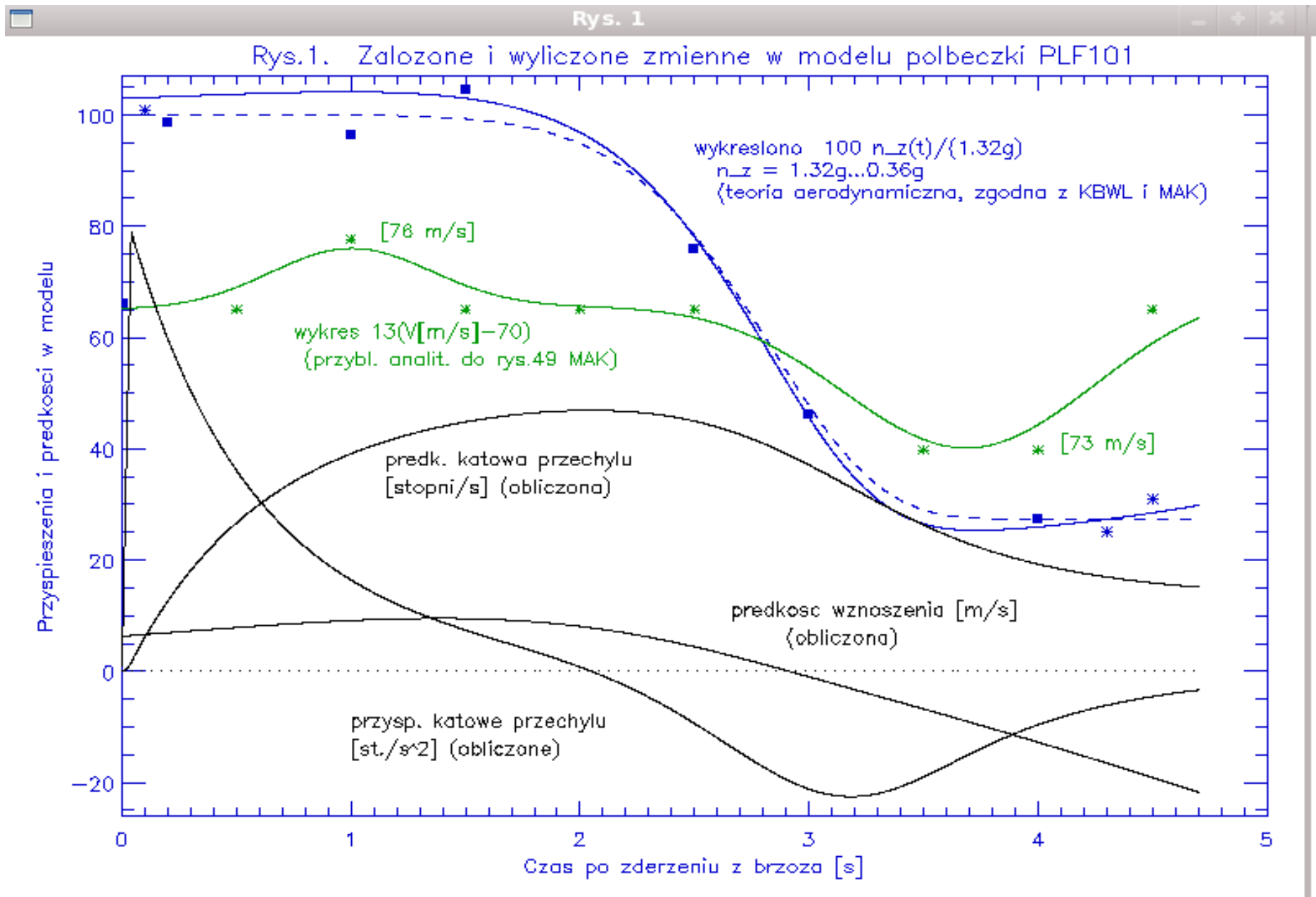
Rozklad wspolczynnika sily nosnej wzdluz plata PLF101





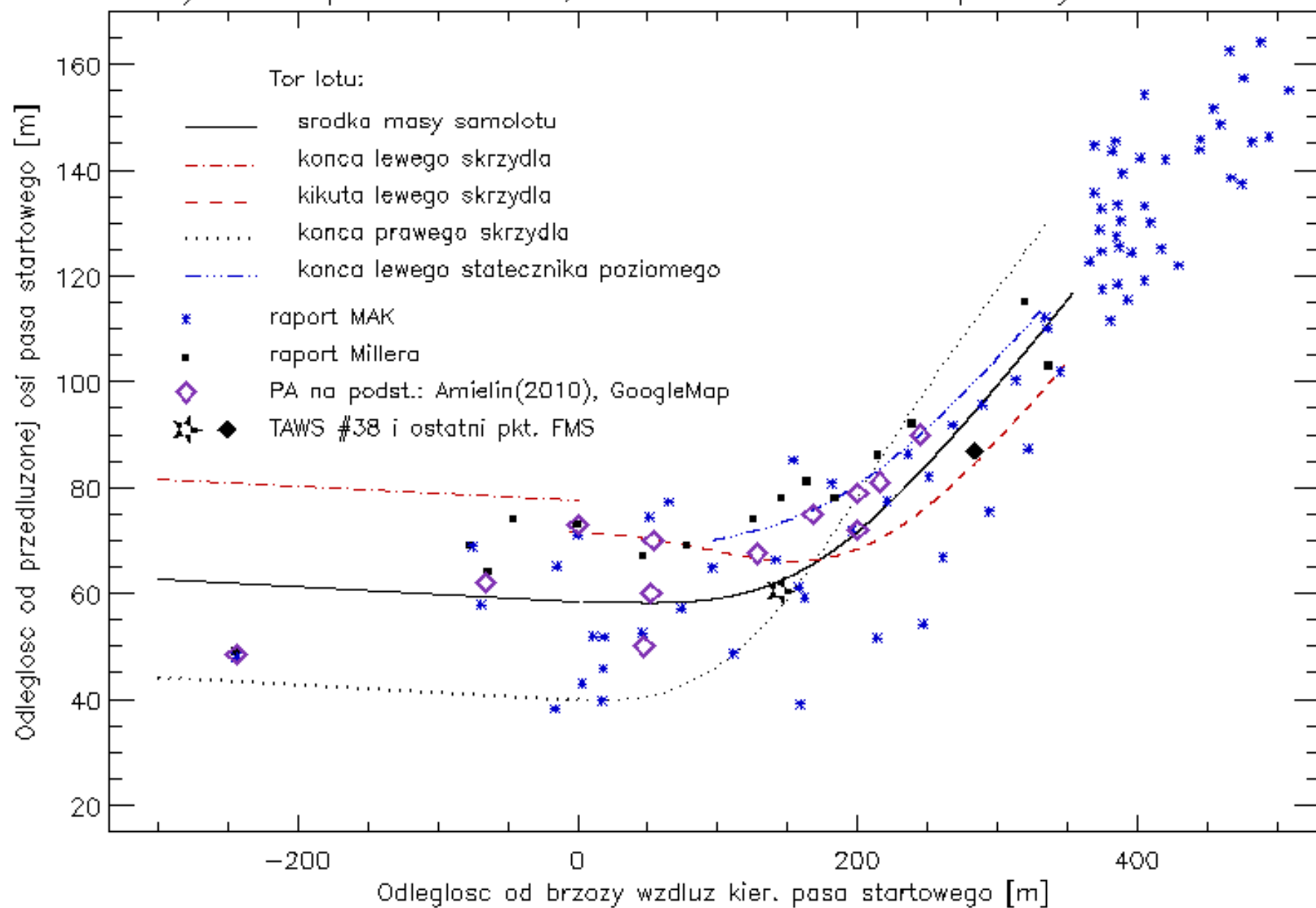


Spadek wyliczonego przyspieszenia uzgodniony z wygładzonymi krzywymi z rejestratorów PLF 101



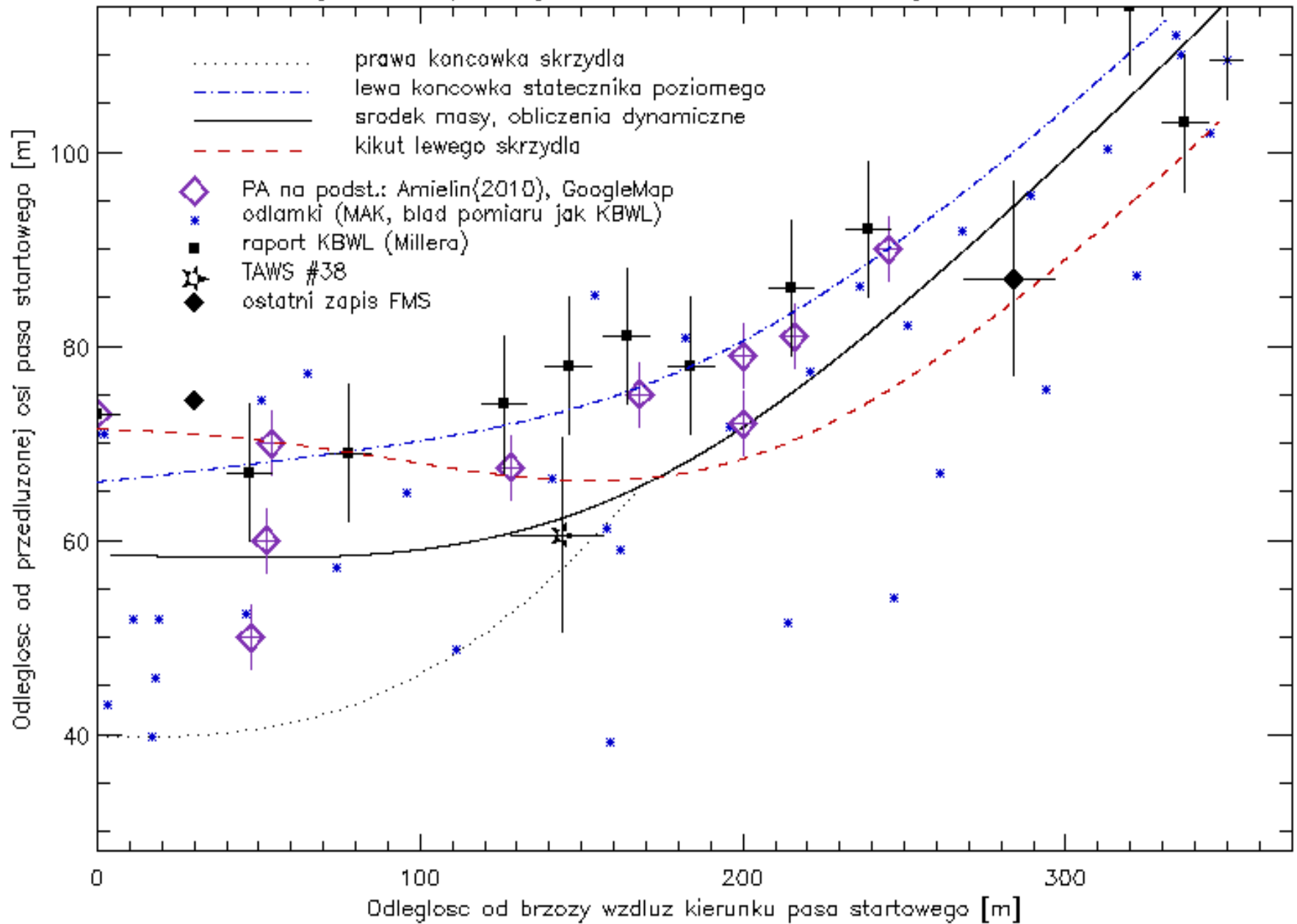
Spojrzenie z góry: mapy lotu, mapy
rozłożenia obiektów w terenie

Rys.8. Mapa lotu PLF101, odlamkow i obiektow napotkanych w terenie

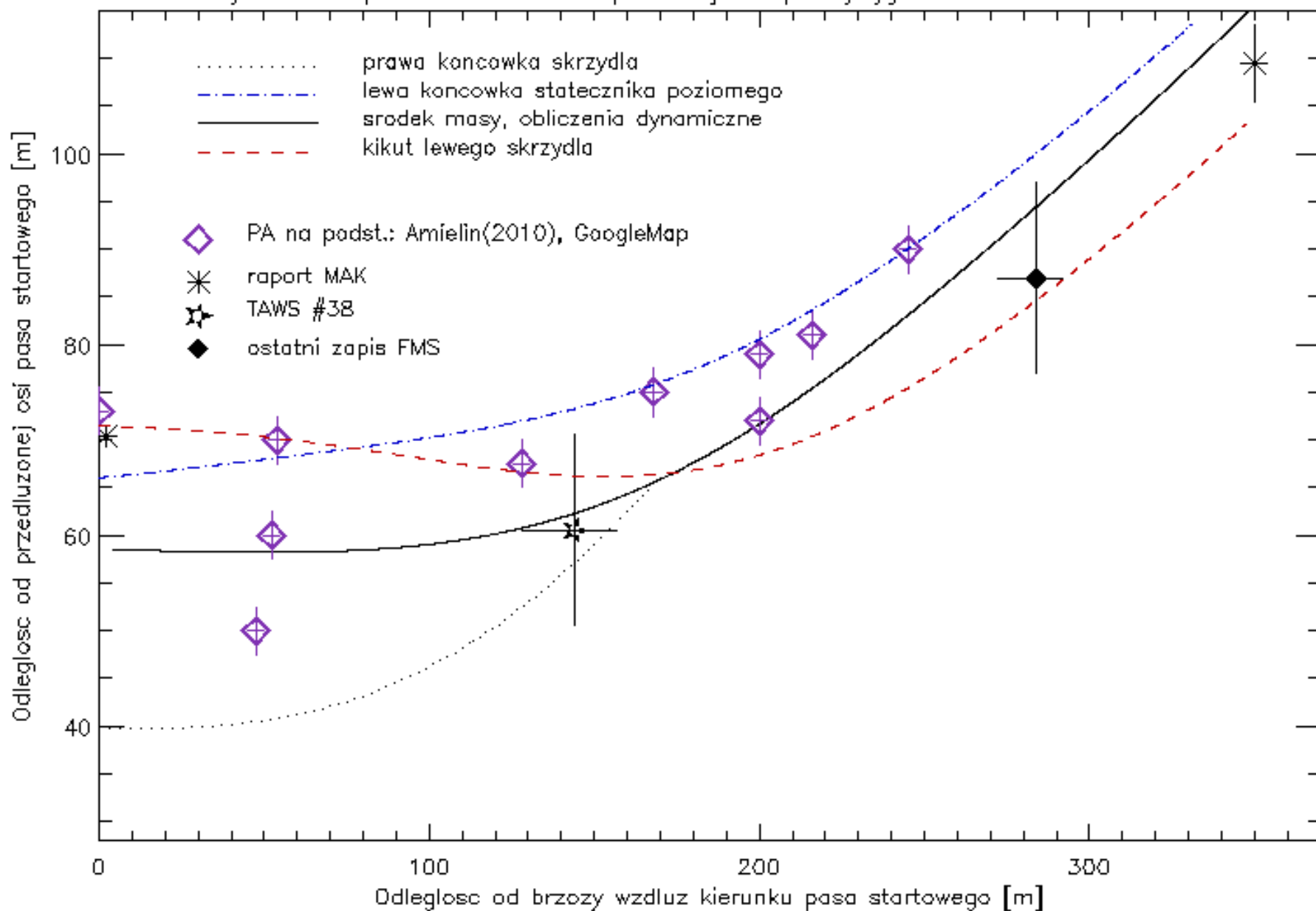


Rys. 6

Rys.6. Mapa trajektorii PLF101 za destruktywna brzoza

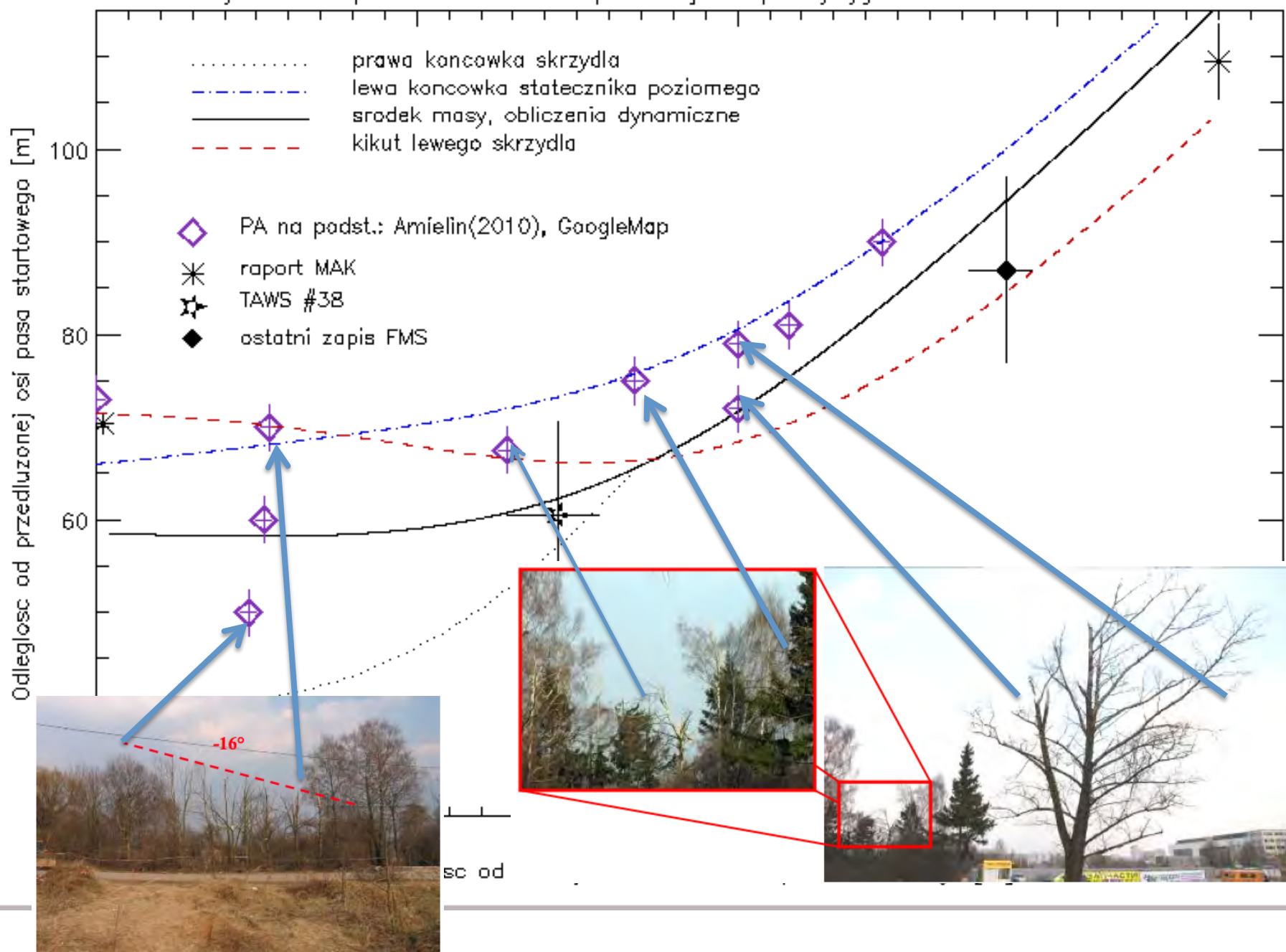


Rys.7. Mapa lotu PLF 101 pokazująca precyzyjnie zmierzone drzewa



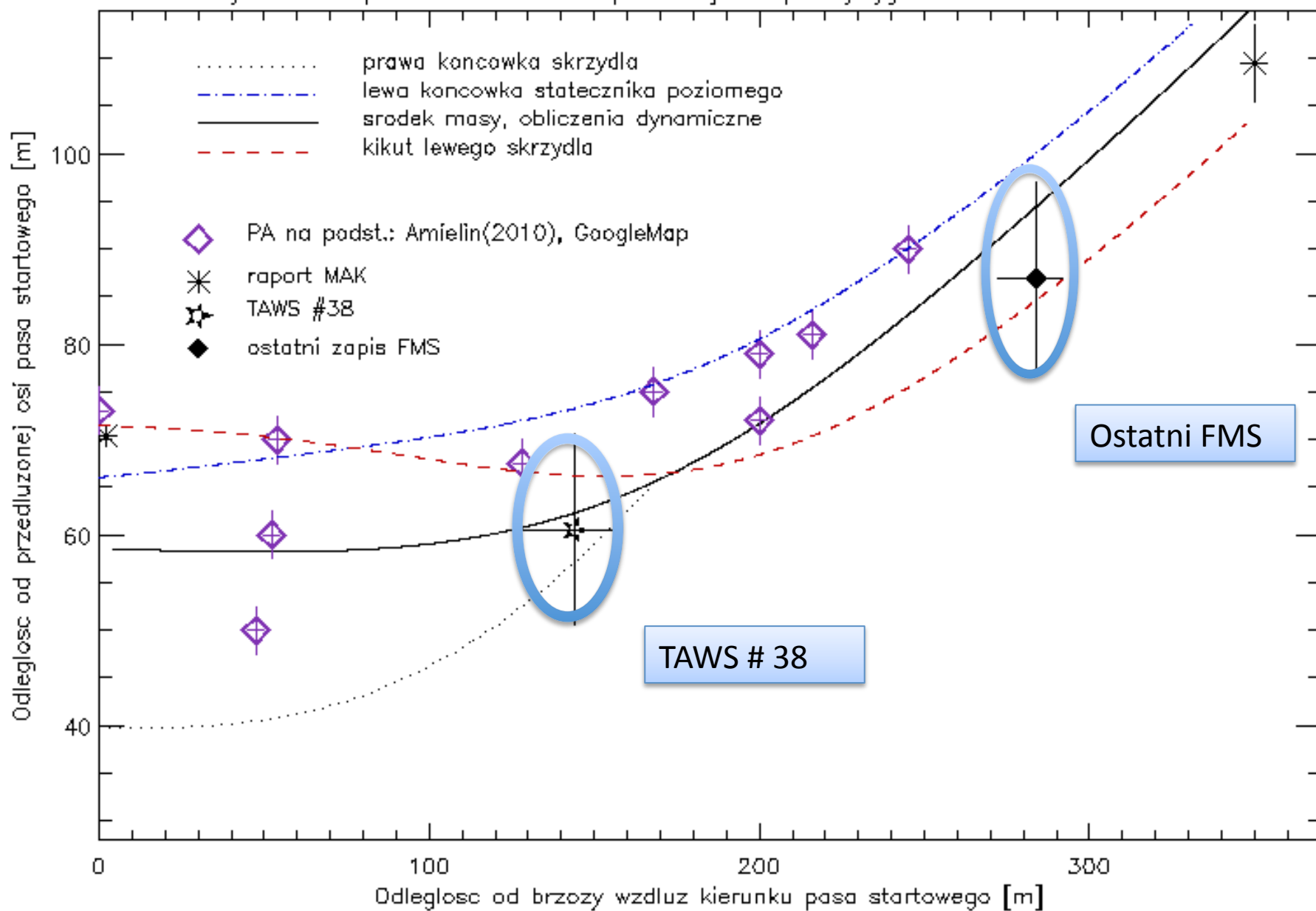
Rys. 7

Rys.7. Mapa lotu PLF 101 pokazująca precyzyjnie zmierzone drzewa



Rys. 7

Rys.7. Mapa lotu PLF 101 pokazująca precyzyjnie zmierzone drzewa



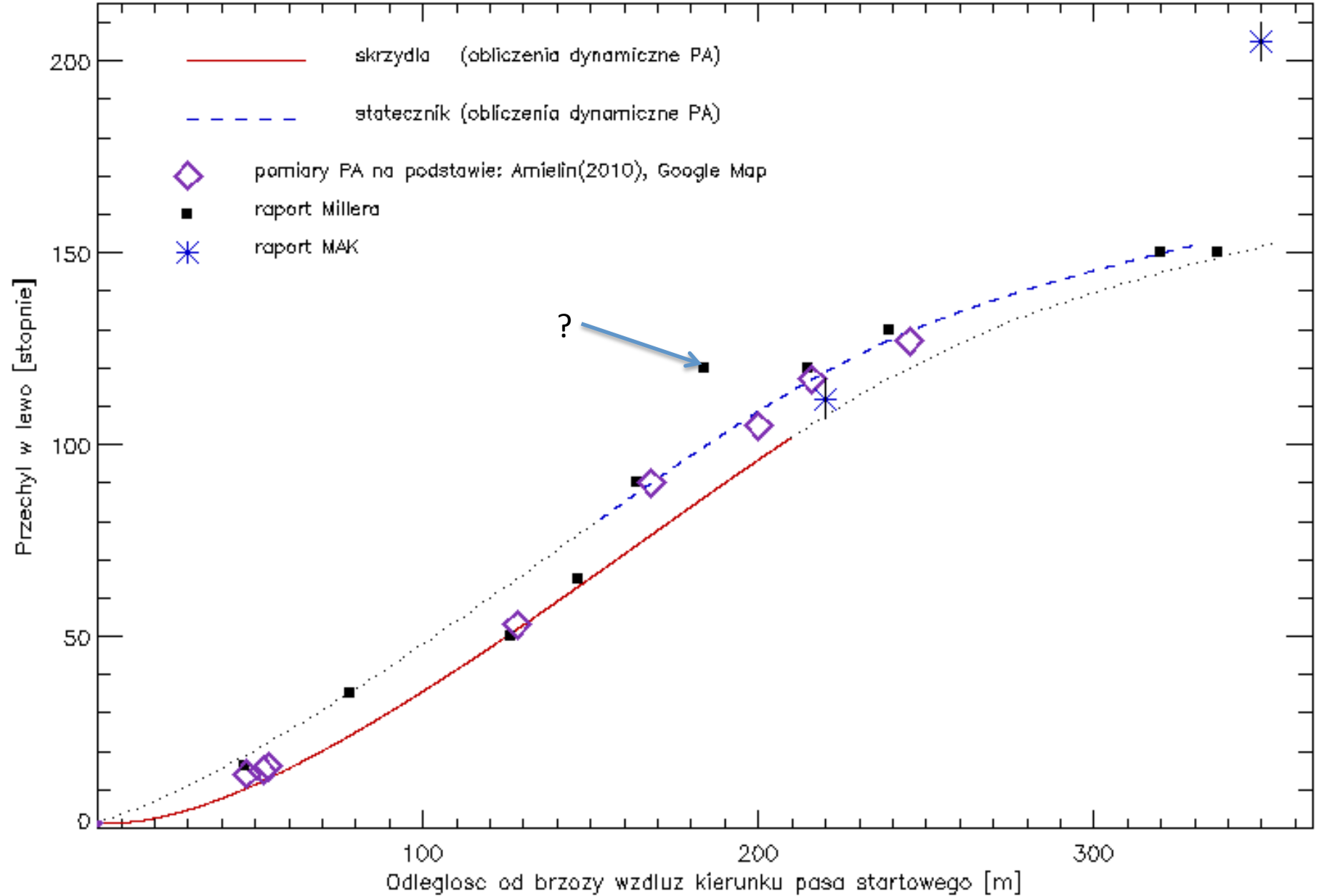
Przechyl w funkcji czasu lub odległości

Porównanie teoretycznych przechyłów z danymi wypadu bardzo dobrze. Zmierzyłem wszystkie kąty, używając zdjęć Amielina. Z jednym wyjątkiem, dostałem wyniki zbieżne z raportem Millera



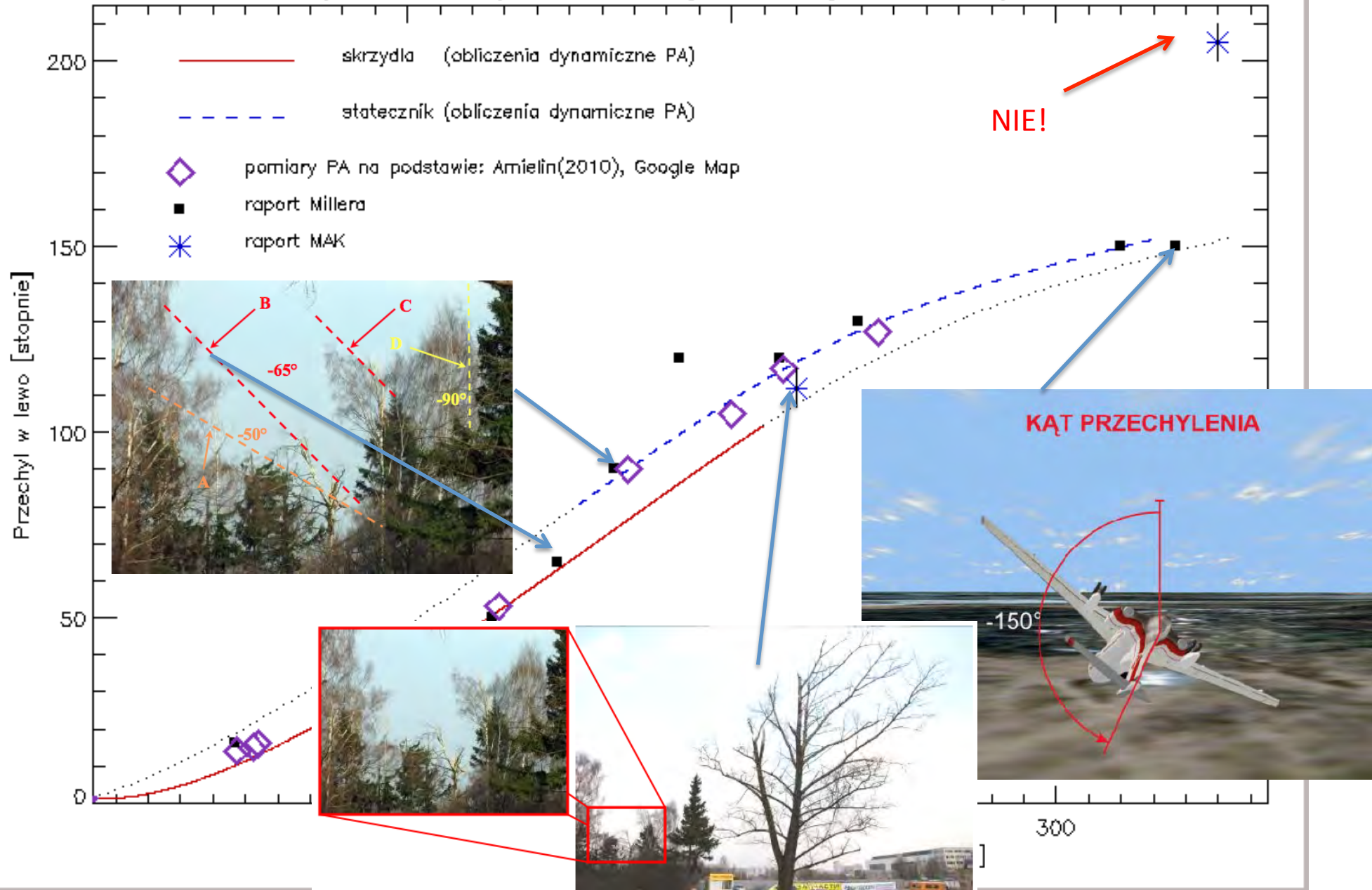
Rys. 4

Rys.4. Przechył PLF101 w wyniku utraty części skrzydła



Rys. 4

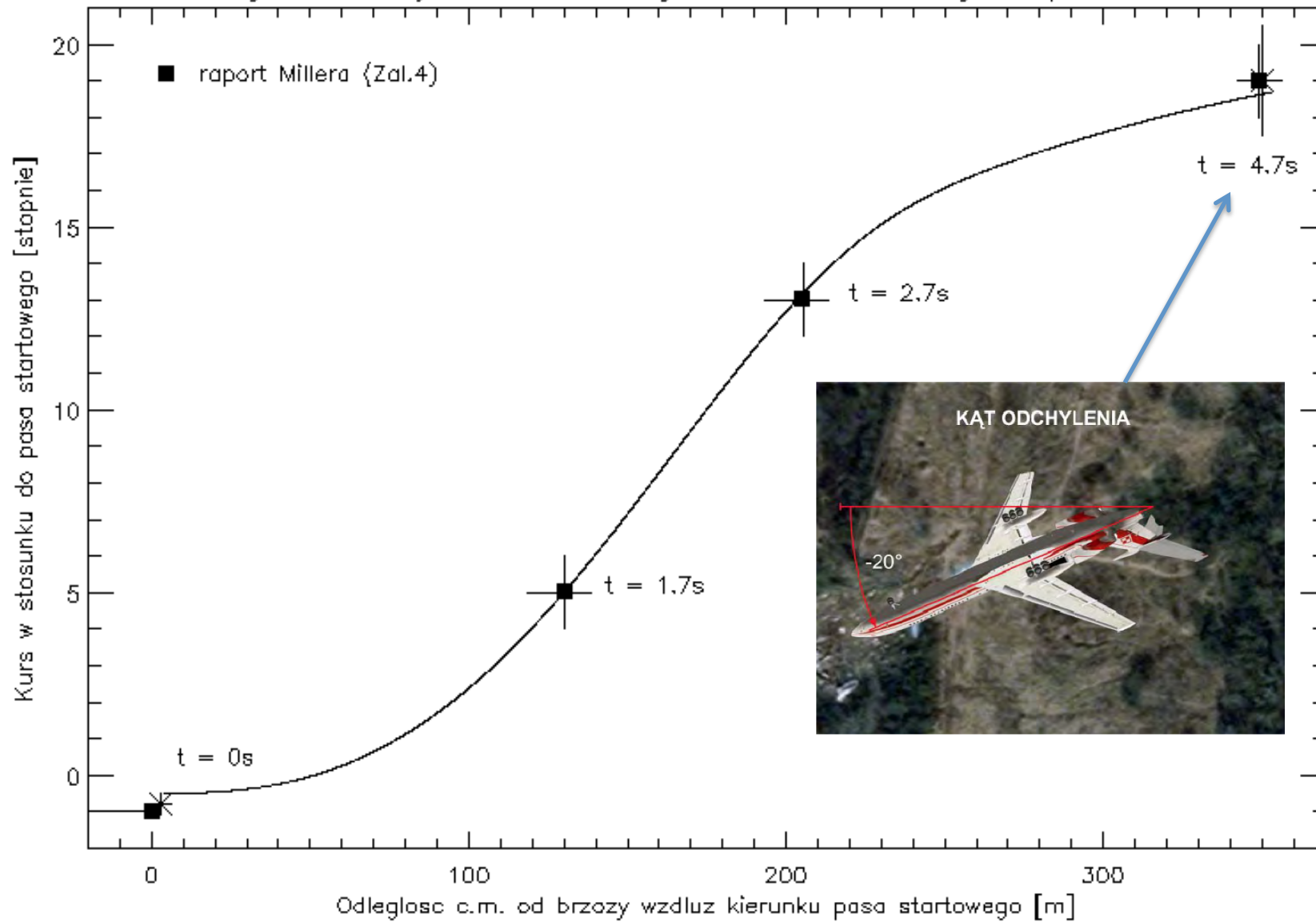
Rys.4. Przechył PLF101 w wyniku utraty części skrzydła



Zmiana kursu żyromagnetycznego

Rys. 5

Rys.5. Odchylenie katowe trajektorii PLF 101 w wyniku polobrotu

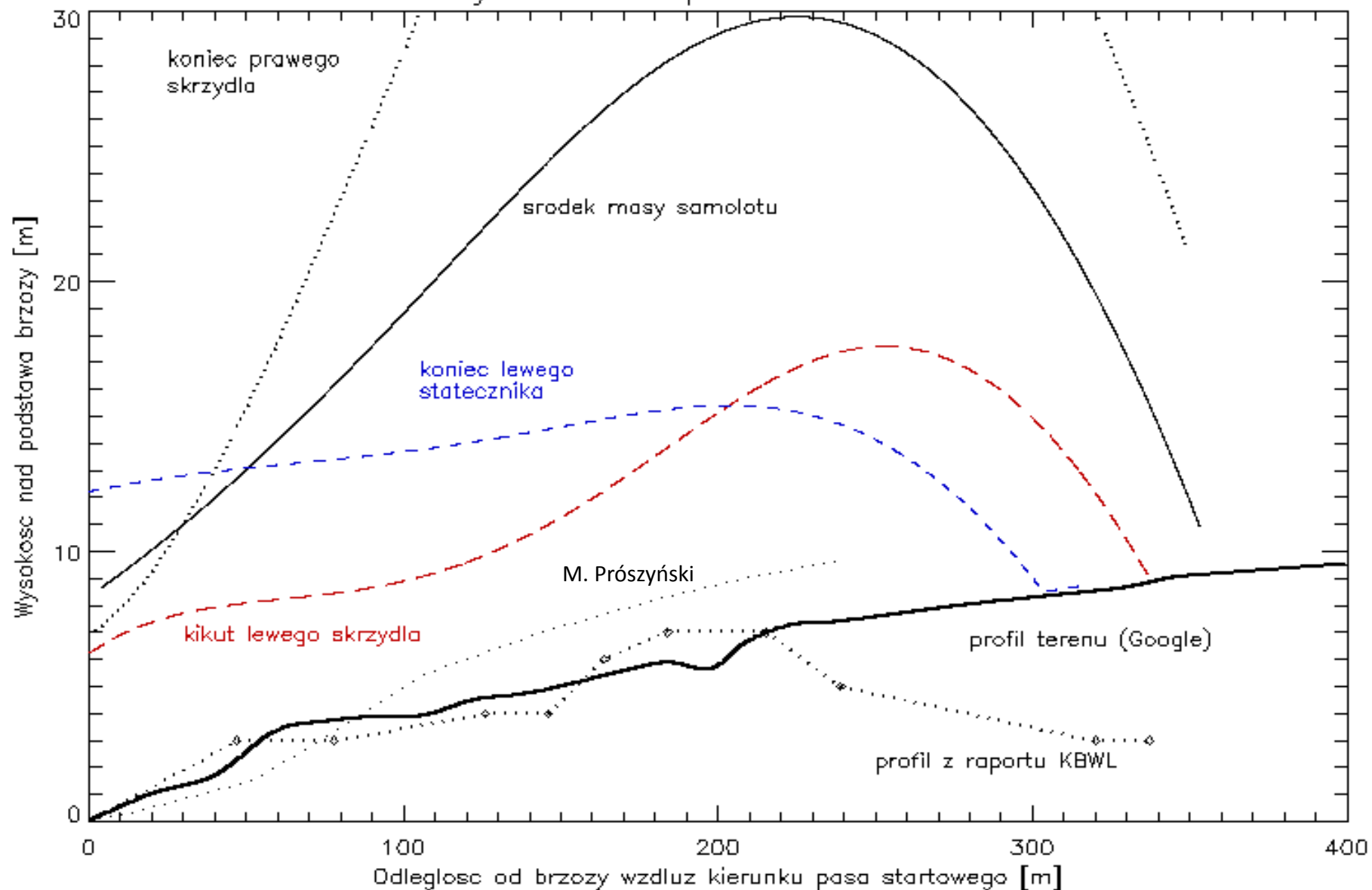


Trajektoria w pionie

Różne modele wysokości terenu: +- parę metrów

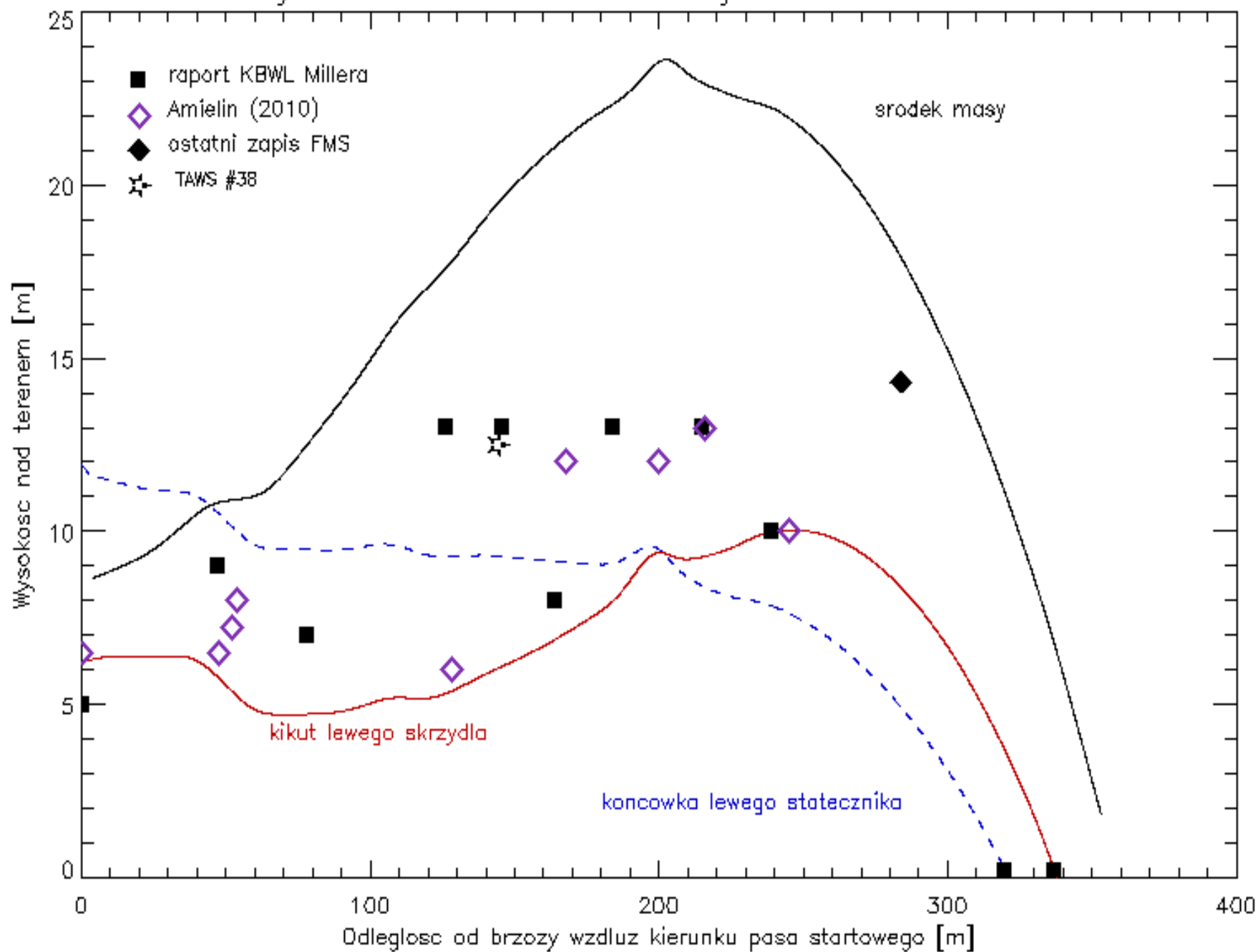
Rys. 2

Rys.2. Teren i profile lotu PLF 101

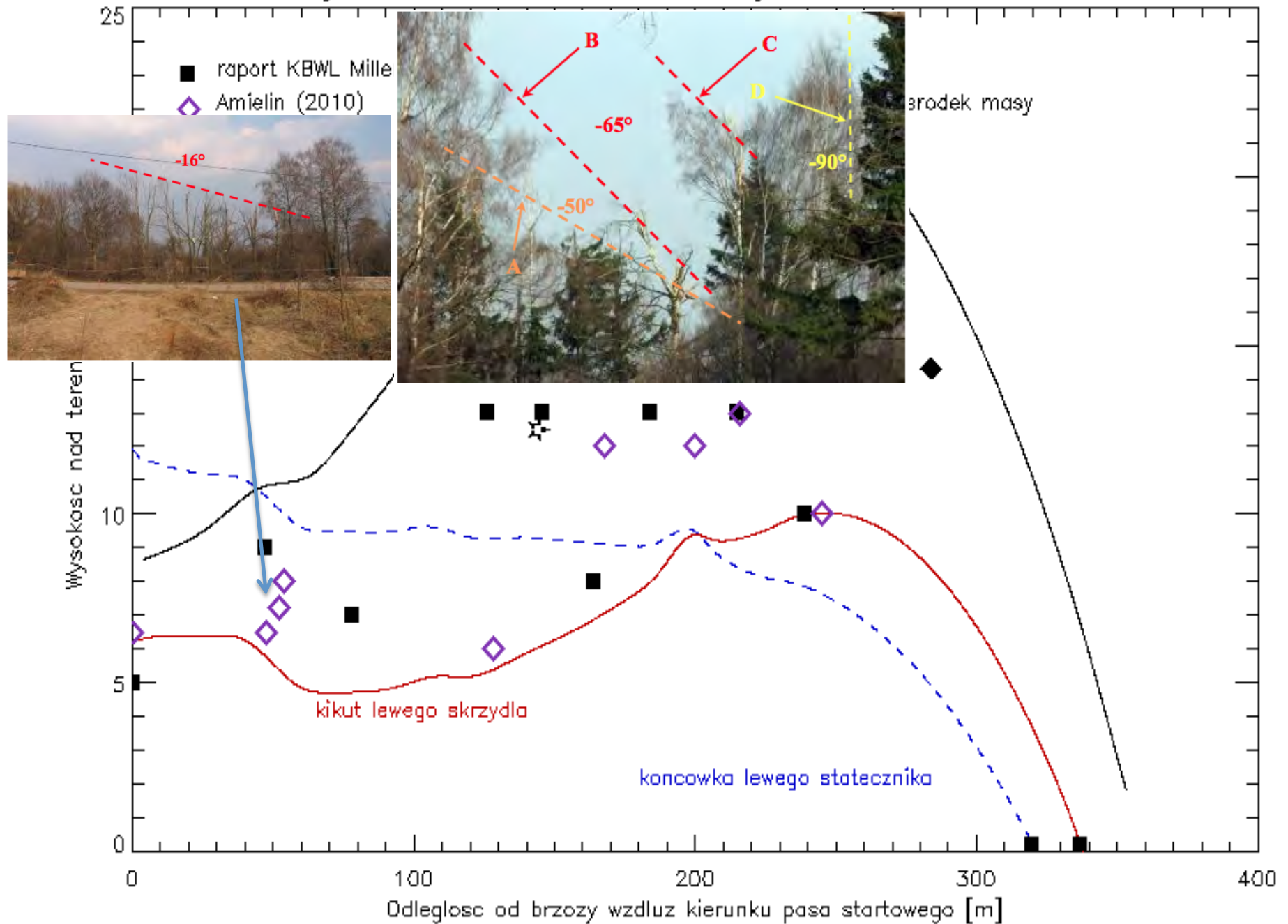


Rys. 3

Rys.3. Profile lotu PLF 101 i miejsca zderzeń z drzewami



Rys.3. Profile lotu PLF 101 i miejsca zderzeń z drzewami



Konkluzje

- Zredukowana metoda symulacji (3 DOF + 3 DOF z zapisów rejestratorów PLF 101) pozwala wyznaczyć trajektorię za brzożą, po urwaniu 1/3 lewego skrzydła **na brzozie**.
- Daje bardzo dobrą zgodność z zeznaniami świadków, danymi powypadkowymi i zapisami CVR i parametrycznymi, odtwarzając:
 0. Czas trwania lotu od brzoży do początku destrukcji kadłuba (4.7s)
 1. Trajektorię na mapie, w tym:
 - z dokł. +/-1.8m w poziomie i 6.5m w pionie, podejrzewany przez zespół sejmowy Macierewicza o niezgodność z rekonstrukcjami MAK I KBWL/Millera **punkt TAWS #38**, jak też ostatni zapis w pamięci stałej FMS-a (+/-7.2m w poziomie i 3m w pionie; w obu przypadkach ochylenie jest dużo mniejsze, niż dokładność tego zapisu deklarowana przez producenta, Universal Avionics)

Konkluzje (co wyjaśnia model)

2. Wysokości, na których PLF 101 zderzał się z obiektami, głównie drzewami, lecąc kikutem lewego skrzydła zaledwie 5-10m nad terenem na odległości setek metrów. Dokładność dokumentacji i modelu pozwalają w wielu przypadkach na bezsporne rozsądzenie czy TU-154M zaczepił o dane drzewo skrzydłem czy statecznikiem poziomym. (To odnosi się też do dalszych punktów konkluzji).
3. Kąt pochylenia śladów cięcia drzew na całej długości drogi drogi.
4. Dobrą zgodność z końcowym kątem w miejscu destrukcji 150° komisji Millera, a niezgodność z analizą komitetu MAK ($200-210^\circ$)
5. Kąt dewiacji z oryginalnego kursu 259° w trzech zmierzonych empirycznie punktach trajektorii: końcowy kurs żyromagnetyczny wynosił $240^\circ \pm 1^\circ$

Podsumowanie

Całkowita droga PLF 101 do miejsca upadku w pochylonym terenie wynosi 320-350m, w zależności od części składowej samolotu.

Nieprzypadkowo, jest to udokumentowana odległość brzozy od pobjowiska. Samolot rozpoczął więc beczkę +/-15 m od brzozy Bodina, a więc najprawdopodobniej dokładnie na niej, na wysokości około 6.5 m, z prędkością pionową ok. 6.3 m/s.

Końcówka skrzydła, która w niekwestionowany sposób oderwała się od samolotu przed jego zderzeniem z terenem, nie mogła uczynić tego dalej niż 10-20m przed lub za brzozą. Wskazuje to na bardzo szybkie urwanie skrzydła bez pomocy sił aerodynamicznych lub z ich szybkim zadziałaniem (jak w testach NASA samolotów DC-7 i Constellation).

Z moich (nie przedstawionych tu) modeli dynamicznych wynika dodatkowo, że końcówka lewego skrzydła przelatuje 90-110m za brzozę, przy danych warunkach początkowych i danej masie, powierzchni i kształcie końcówki. Istotnie, znaleziono ją 109 m za brzozą.

Symulacje fizyczne uwiarygodniają zasadnicze znaleziska analiz wypadku PLF 101, przedstawionych przez komisje polską i rosyjską, korygując ich niektóre istotne szczegóły.