“Katastrofa TU-154M PLF 101: konfrontacja obliczeń trajektorii lotu ze zniszczeniami naziemnymi i zapisem dźwięku w kokpicie”

Paweł Artymowicz

University of Toronto

XVI Mechanics in Aviation, 26-29 maja 2014, Kazimierz Dolny

TEMATY REFERATU

- Przypomnienie wyników modelowania dynamicznego ostatnich sekund lotu PLF 101 – model o 3 stopniach swobody:

  m.in:

  teoria beczki,

  deficyt siły nośnej natychmiast po urwaniu skrzydła oraz po ustaleniu przepływu na kikucie skrzydła,

  wpływ lotek i hamulców powietrznych

- Rozszerzenia:

✚ Czwarty stopień swobody (ślizg = yaw) a kierunek magnetyczny (heading) w chwili upadku

✚ Ułożenie kadłuba w chwili upadku na ziemię

✚ Porównanie z dokładnymi danymi o przechyle samolotu

✚ Teorie analityczne utraty siły nośnej i beczki

- Czy były wybuchy? Gdzie rozpoczęła się półbeczka? Itp.

Po co prowadzimy modelowanie dynamiczne lotu samolotu PLF101?

- Aby wyjaśnić szczegóły przebiegu katastrofy, w tym niemożliwe do ustalenia inaczej (nierejestrowane) parametry i ich ewolucje czasową
- Ustalić spójność istniejących danych
- Wyeliminować niefizyczne teorie alternatywne, np.:

Hipoteza spadku samolotu w “mniej niż sekundę po ew. urwaniu skrzydła” w związku z utratą siły nośnej (Nowaczyk, Binienda, et al.)

Hipoteza lotu kontrolowanego (lotką) po utracie 20-33% skrzydła (Berczyński)

Hipoteza nieuchronnego zaczepienia kikutem skrzydła o ziemię

Hipoteza rozbieżności trajektorii lotu z punktami TAWS (Nowaczyk)

Hipoteza samolotu przegubowego (Szuladziński)

Hipoteza wybuchów w powietrzu (wszyscy wyżej wymienieni)

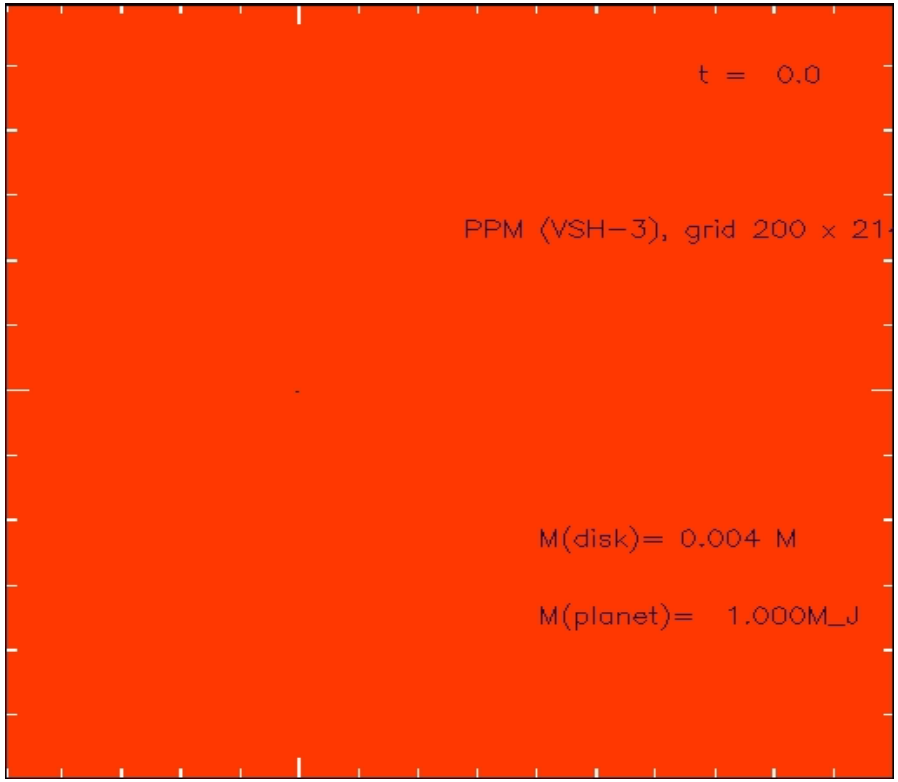
Hipoteza niezgodnści CVR z uderzeniami w drzewa, w tym brzoze Bodina

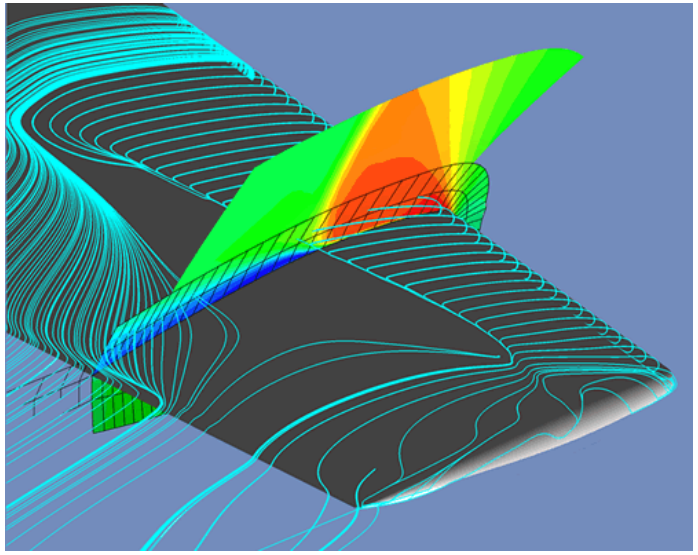
Hipoteza 12-metrowego lotu końcówki skrzydła… (ad infinitum)

Rozważania niefizyczne

OBLICZENIA FIZYCZNE

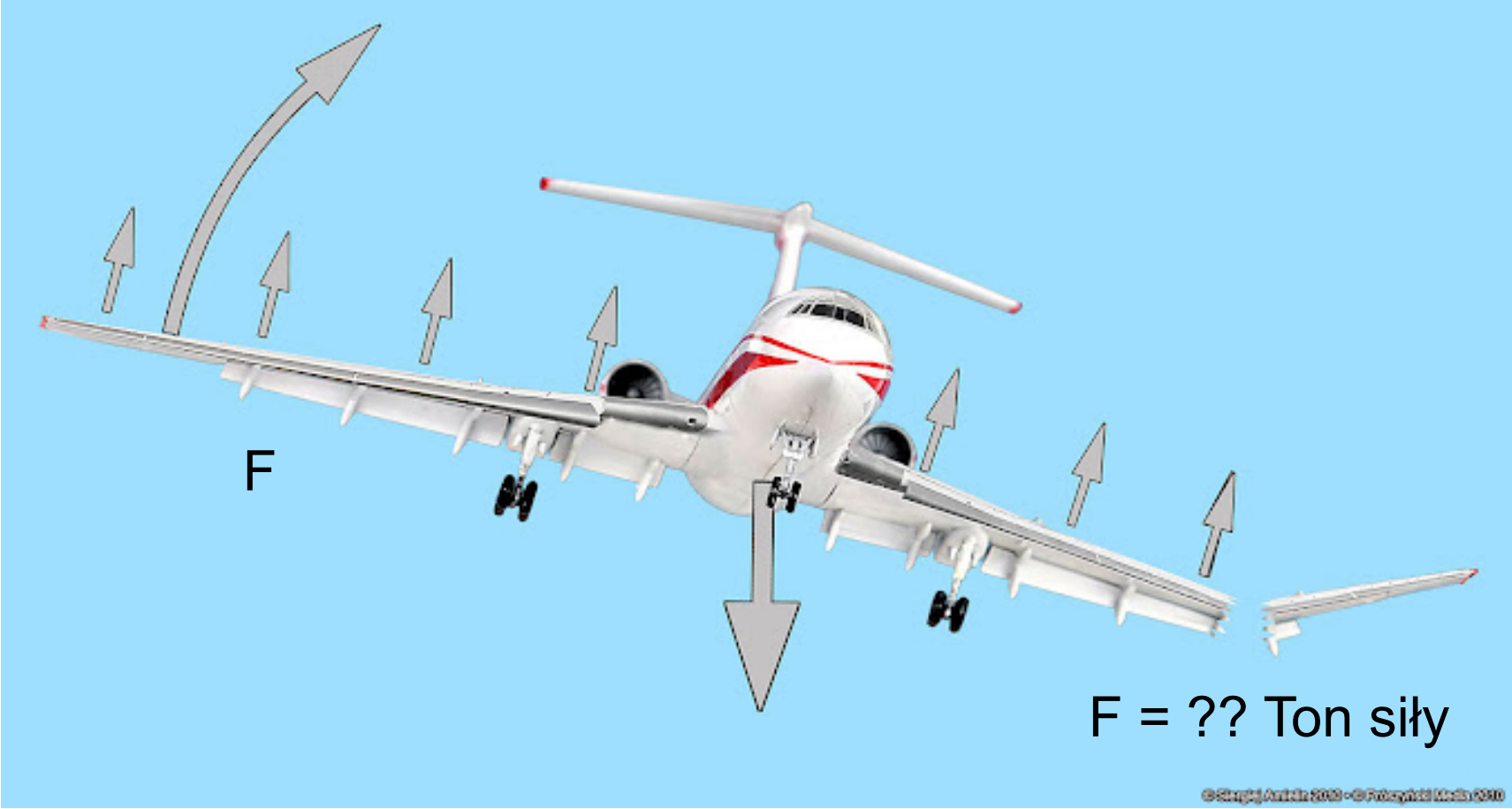
- Wielkoskalowe są nieprzejrzyste, ‘all but the kitchen sink’





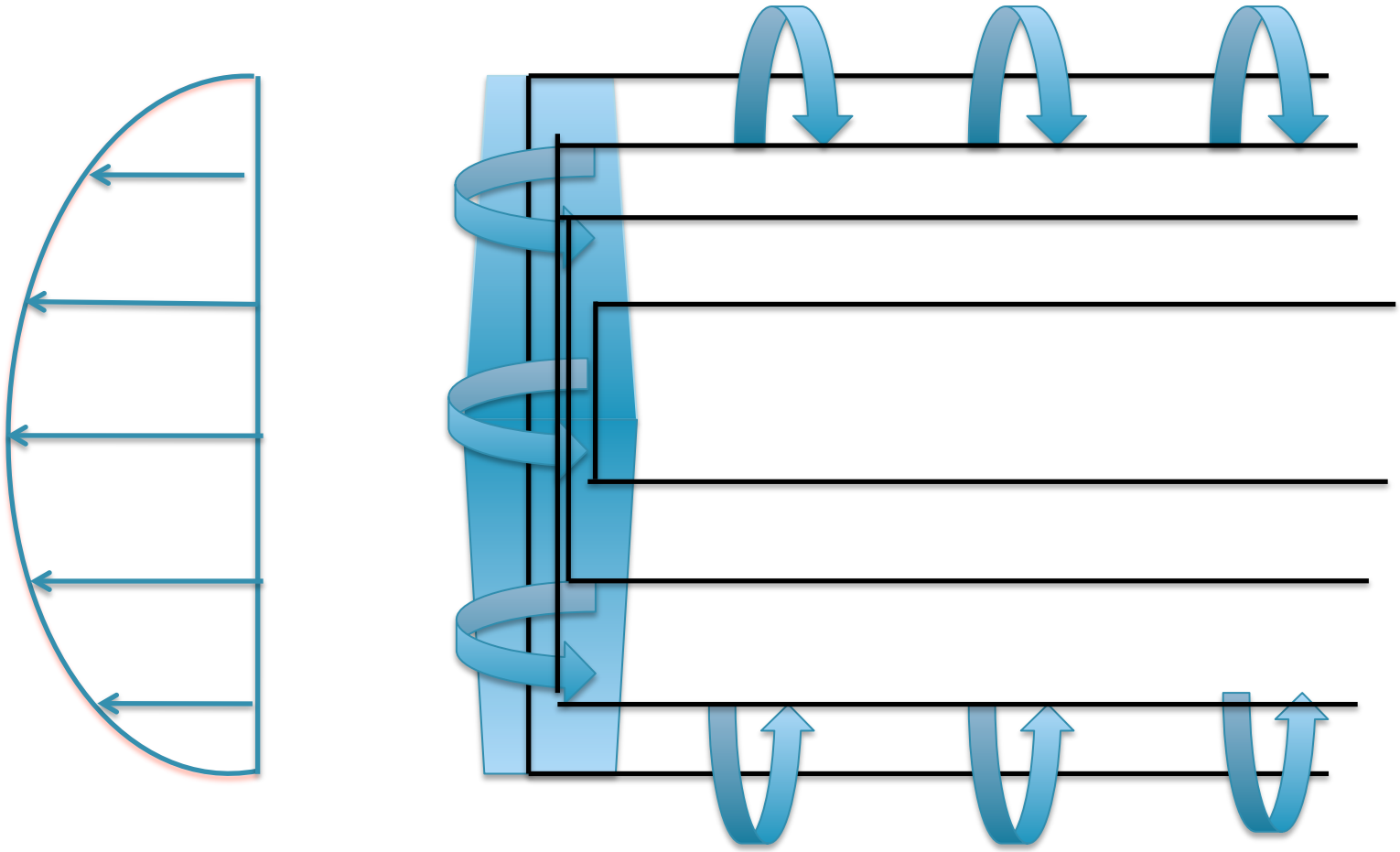
- Kwestia powtarzalności I weryfikowalności przez szersze grono inżynierów/naukowców , przejrzystości założeń i in.

Przechył był skutkiem momentu siły nośnej na asymetrycznym skrzydle. Ile ton siły ubyło?



Metoda Prandtla

- Teoria skrzydła skończonego.



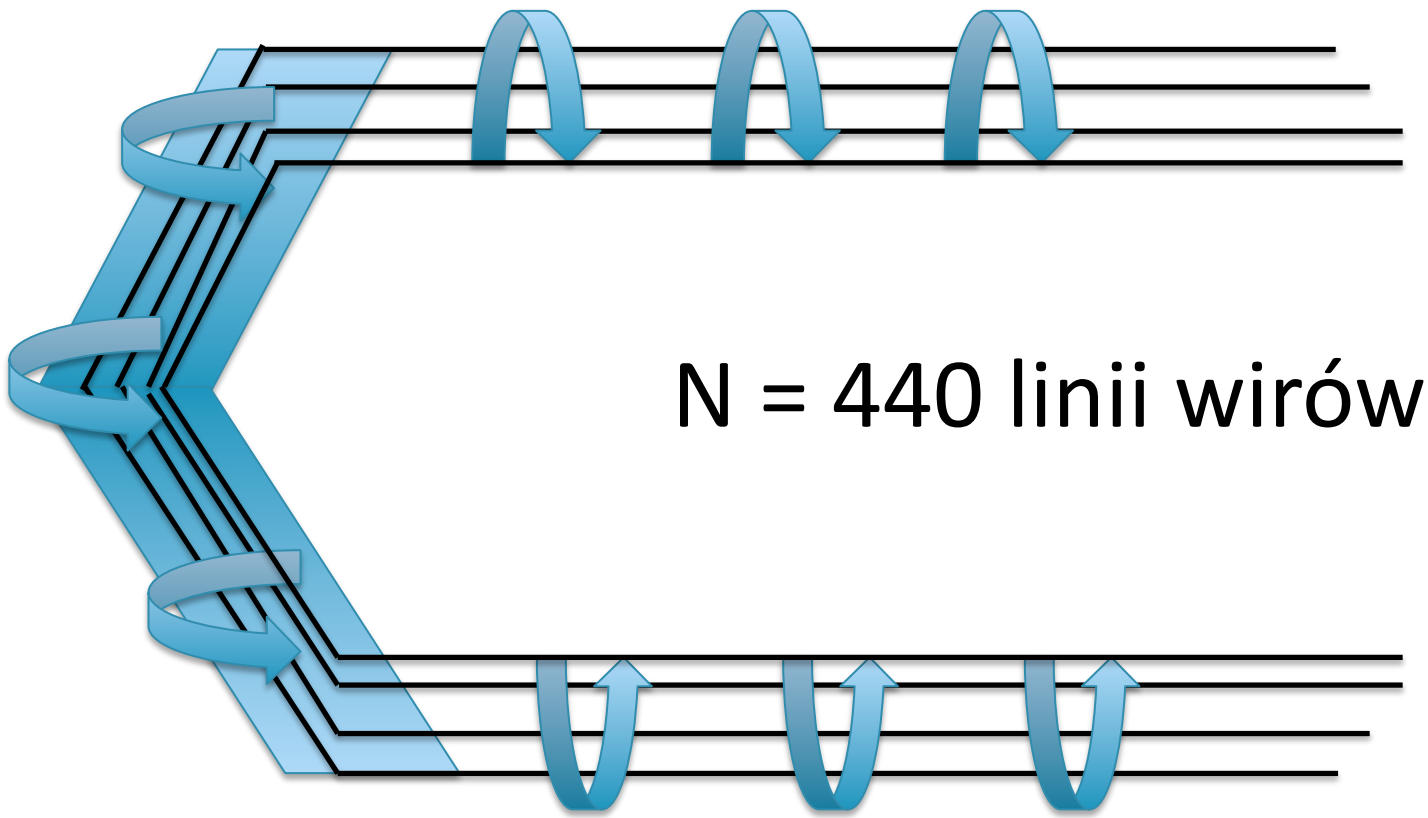
Współczynnik siły nośnej C_L

Problem skończonego skrzydła jest zadaniem 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 profilu skrzydła, formułujemy N warunków dla N nieznanych wirowości (cyrkulacji), innymi słowy "natężenia" wirów

Metodę Prandtla-Weissingera uogólniłem do przypadku niesymetrycznych skrzydeł, obecności klap i lotek oraz kątów natarcia ponadkrytycznych (wykorzystując schematyczne krzywe CL(AOA) w literatury rosyjskiej o TU-154, mi.in. Piatnin et al. i Bechtir et al., z lat 1990ch)



Redukcja stopni swobody do trzech (przechył samolotu, wysokość, odchylenie boczne toru lotu)

Motywacja do zredukowanej symulacji dynamicznej:
Łatwo zrozumieć, łatwo powtórzyć, łatwo odkryć błąd.

Wyliczanie *ab initio* ruchu postępowego wzdłuż trajektorii nie jest konieczne. Składowe skierowne wzdłuż kierunku ruchu sił: napędu, cieżkosci i oporu aerodynamicznego są trudne, a dają znany dobrze z zapisu prędkości instrumentalnej wynik. Prędkość postępowa zmieniała się w wąskich granicach 73-76 m/s. Znamy też pochylenie w funkcji czasu.

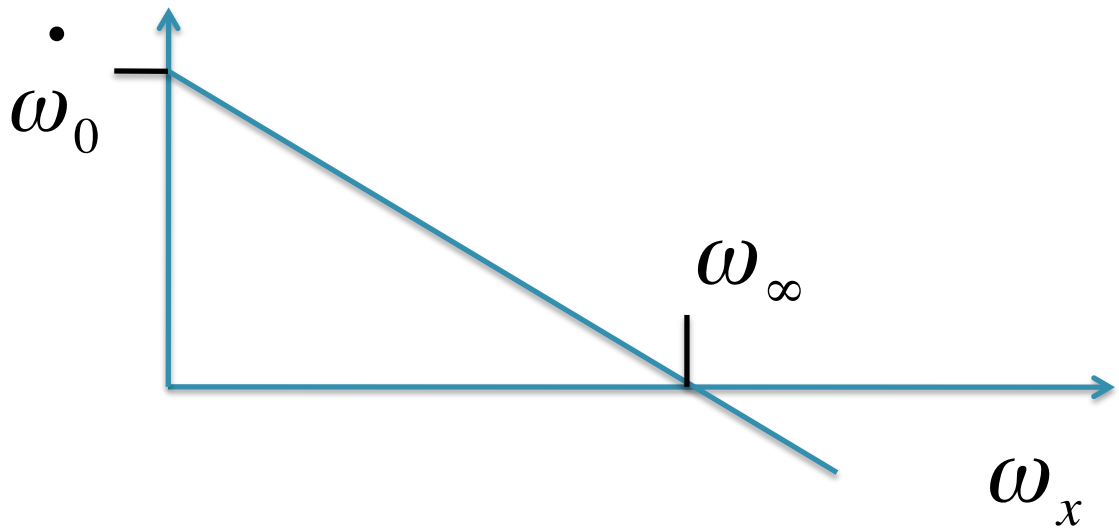
WADY: nie znamy kąta yaw, czyli ślizgu. Nie jest on istotny dla tempa obrotu, ale interesujący sam w sobie, gdyż są informacje o MH (magnetic heading, kierunku magn. kadłuba).

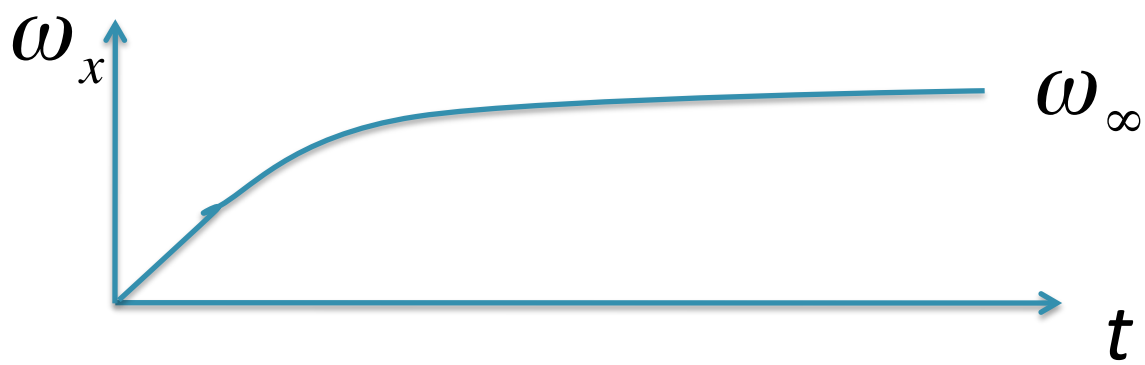
Dodatkowe efekty uwzględnione w modelu

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. Hamulec (interceptor) miał aż ok. 2 razy wiekszy wpływ na obrót
3. Klapy wysunięte na 36°
4. Siły nośne na usterzeniu

Zasadnicza wyliczna w programie do aerodynamiki relacja: moment pochylający względem szybkości przechyłu. Daje zasadnicze informacje używane przez osobny program do całkowania równań ruchu PLF 101

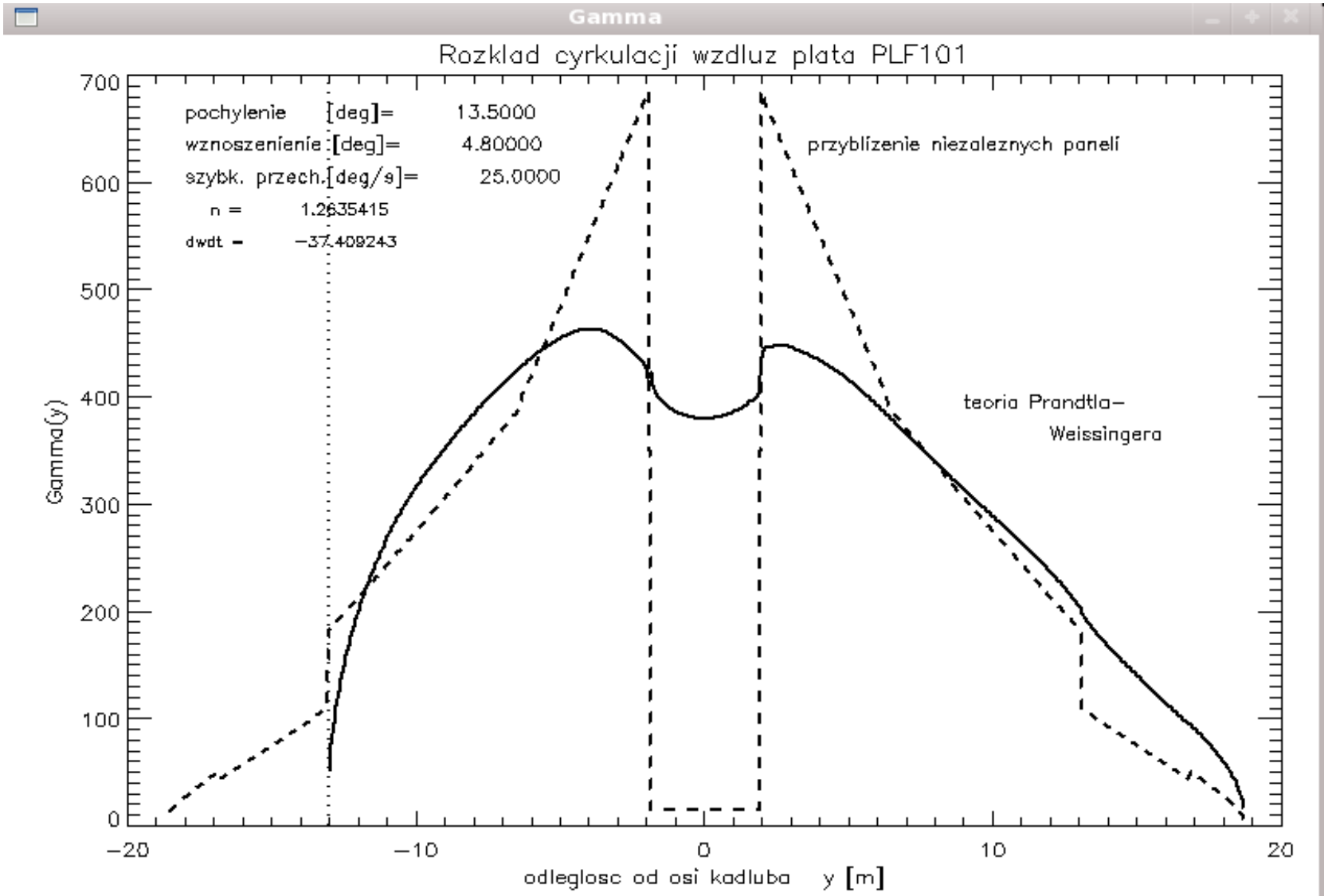
$$\dot{\omega}_x(\omega_x)$$

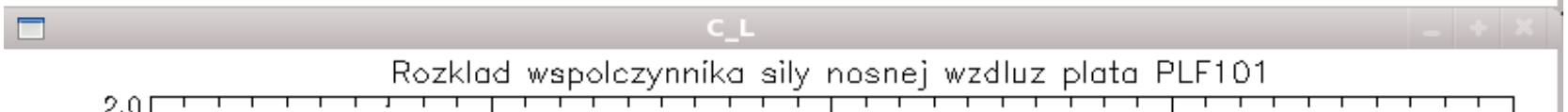


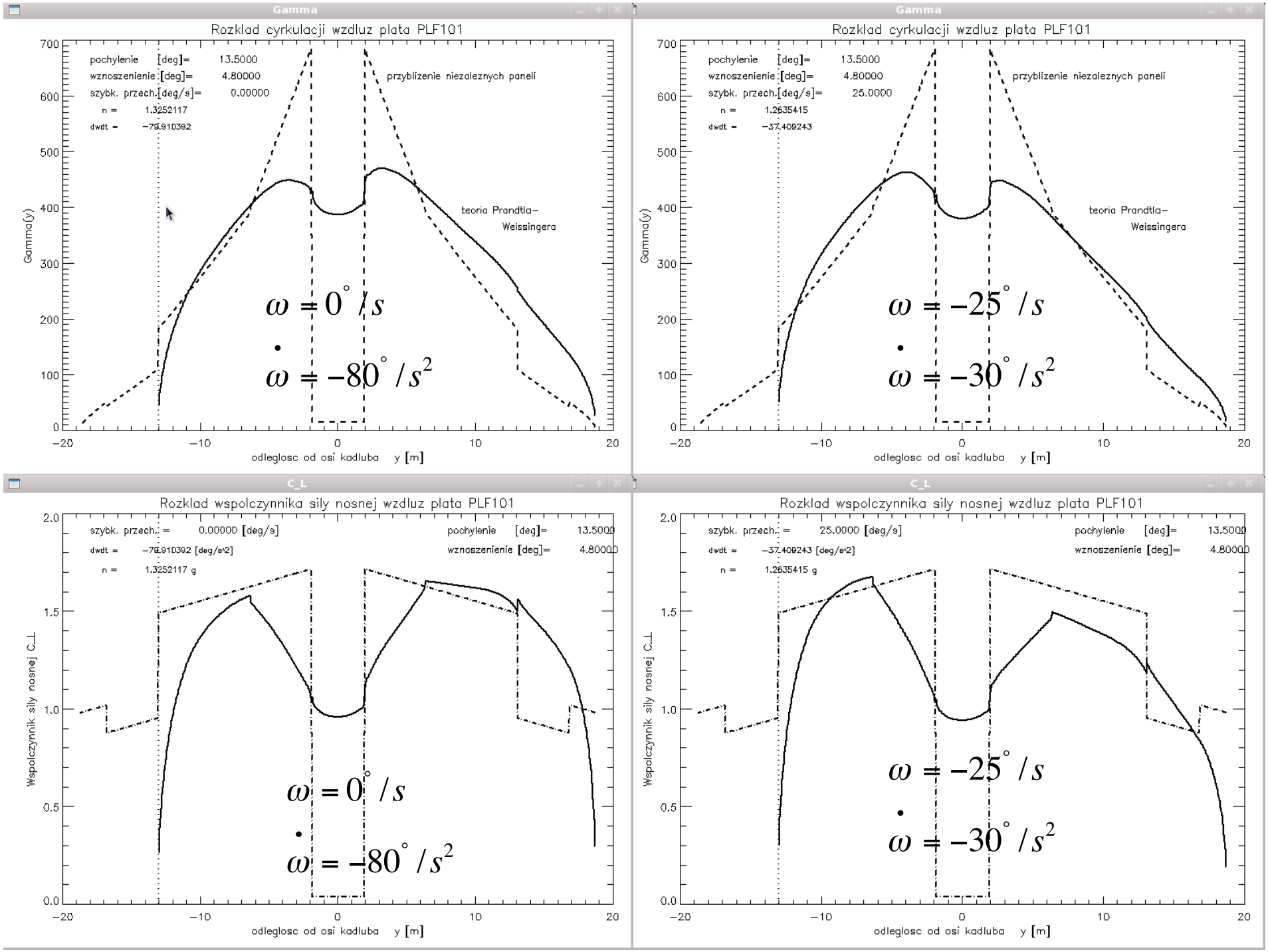


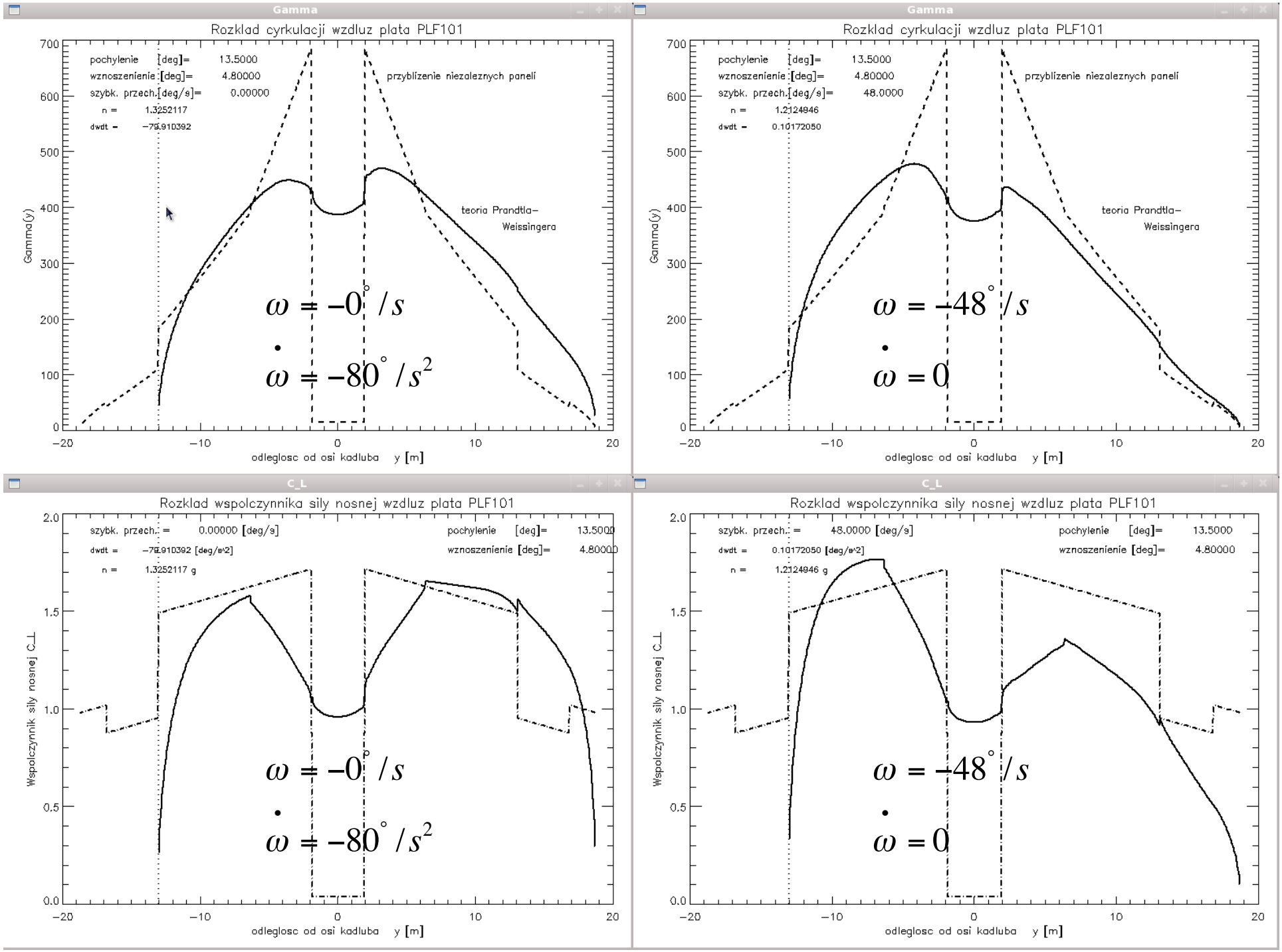
Rozkład sił na skończonej długości, skośnym, uszkodzonym skrzydle PLF 101

początkowa różnica sił na prawym i lewym skrzydle ~ 14 ton,
moment taki, jak od siły 11.4 ton na ramieniu 15.5 m



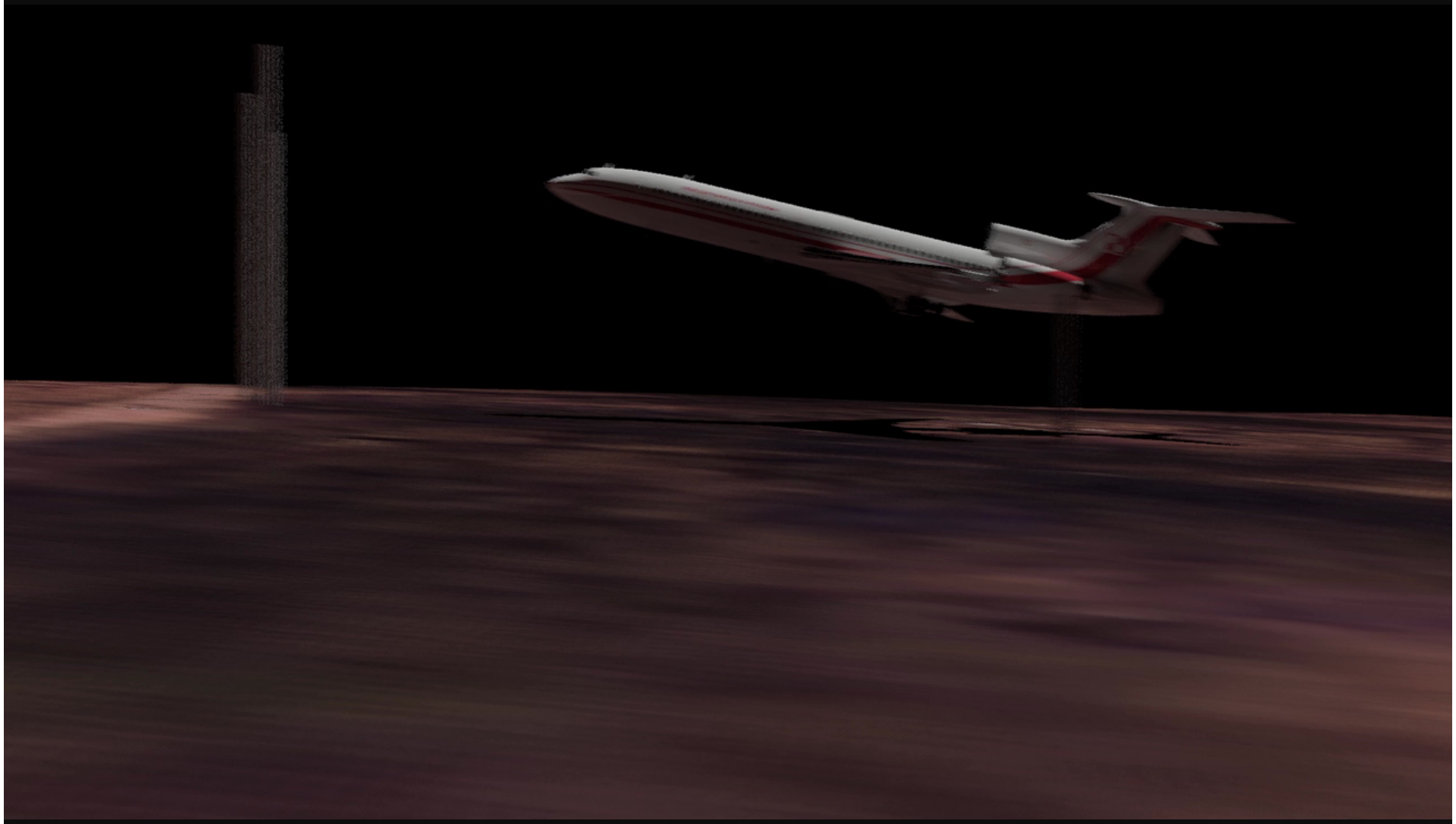



Gamma
Rozklad cyrkulacji wzdluz plata PLF101
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
szybk. przech. [deg/s]= 0.00000
n = 1.3252117
dwdt = -79.910392
przyblizenie niezaleznych paneli
teoria Prandtla-Weissingera
$\omega = 0^\circ / s$
$\dot{\omega} = -80^\circ / s^2$
Gamma(y)
odleglosc od osi kadluba y [m]
Gamma
Rozklad cyrkulacji wzdluz plata PLF101
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
szybk. przech. [deg/s]= 25.0000
n = 1.2635415
dwdt = -37.409243
przyblizenie niezaleznych paneli
teoria Prandtla-Weissingera
$\omega = -25^\circ / s$
$\dot{\omega} = -30^\circ / s^2$
Gamma(y)
odleglosc od osi kadluba y [m]
C_L
Rozklad wspolczynnika sily nosnej wzdluz plata PLF101
szybk. przech. = 0.00000 [deg/s]
dwdt = -79.910392 [deg/s^2]
n = 1.3252117 g
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
$\omega = 0^\circ / s$
$\dot{\omega} = -80^\circ / s^2$
Wspolczynnik sily nosnej C_L
odleglosc od osi kadluba y [m]
C_L
Rozklad wspolczynnika sily nosnej wzdluz plata PLF101
szybk. przech. = 25.0000 [deg/s]
dwdt = -37.409243 [deg/s^2]
n = 1.2635415 g
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
$\omega = -25^\circ / s$
$\dot{\omega} = -30^\circ / s^2$
Wspolczynnik sily nosnej C_L
odleglosc od osi kadluba y [m]

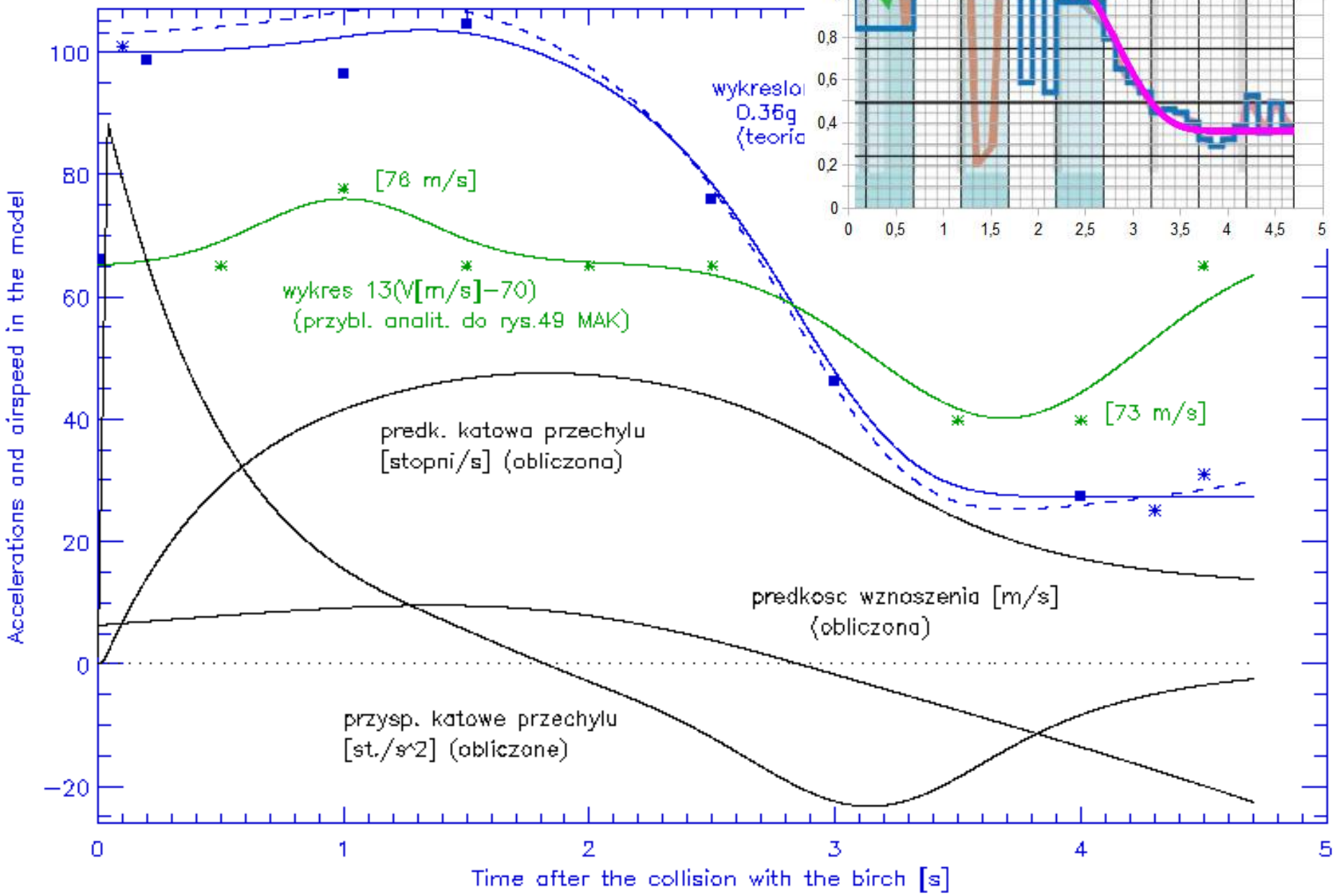

Gamma
Rozklad cyrkulacji wzdluz plata PLF101
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
szybk. przech. [deg/s]= 0.00000
n = 1.3252117
dwdt = -79.910392
przyblizenie niezaleznych paneli
teoria Prandtla-Weissingera
$\omega = -0^\circ / s$
$\dot{\omega} = -80^\circ / s^2$
Gamma(y)
odleglosc od osi kadluba y [m]
Gamma
Rozklad cyrkulacji wzdluz plata PLF101
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
szybk. przech. [deg/s]= 48.0000
n = 1.2124946
dwdt = 0.10172050
przyblizenie niezaleznych paneli
teoria Prandtla-Weissingera
$\omega = -48^\circ / s$
$\dot{\omega} = 0$
Gamma(y)
odleglosc od osi kadluba y [m]
C_L
Rozklad wspolczynnika sily nosnej wzdluz plata PLF101
szybk. przech. = 0.00000 [deg/s]
dwdt = -79.910392 [deg/s^2]
n = 1.3252117 g
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
$\omega = -0^\circ / s$
$\dot{\omega} = -80^\circ / s^2$
Wspolczynnik sily nosnej C_L
odleglosc od osi kadluba y [m]
C_L
Rozklad wspolczynnika sily nosnej wzdluz plata PLF101
szybk. przech. = 48.0000 [deg/s]
dwdt = 0.10172050 [deg/s^2]
n = 1.2124946 g
pochylenie [deg]= 13.5000
wznoszenienie [deg]= 4.80000
$\omega = -48^\circ / s$
$\dot{\omega} = 0$
Wspolczynnik sily nosnej C_L
odleglosc od osi kadluba y [m]

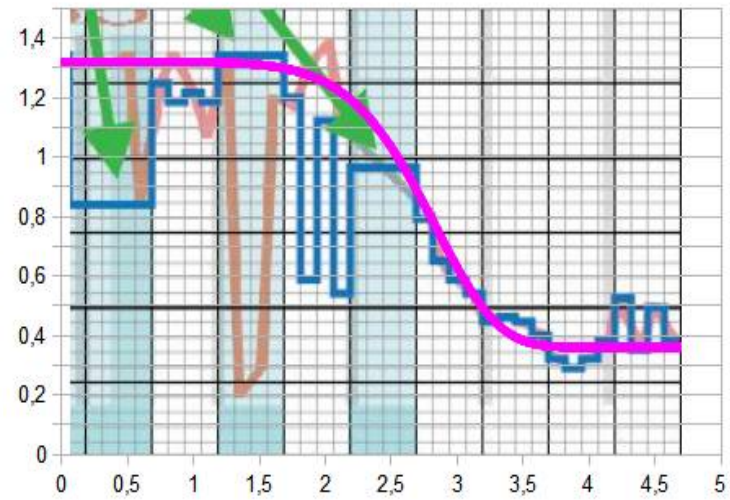
Wyniki modelowania
i porównanie z rzeczywistością

Ostatnie 4.6 sekund lotu PLF 101



Spadek wyliczonego przyspieszenia uzgodniony z wygładzonymi krzywymi z rejestratorów PLF





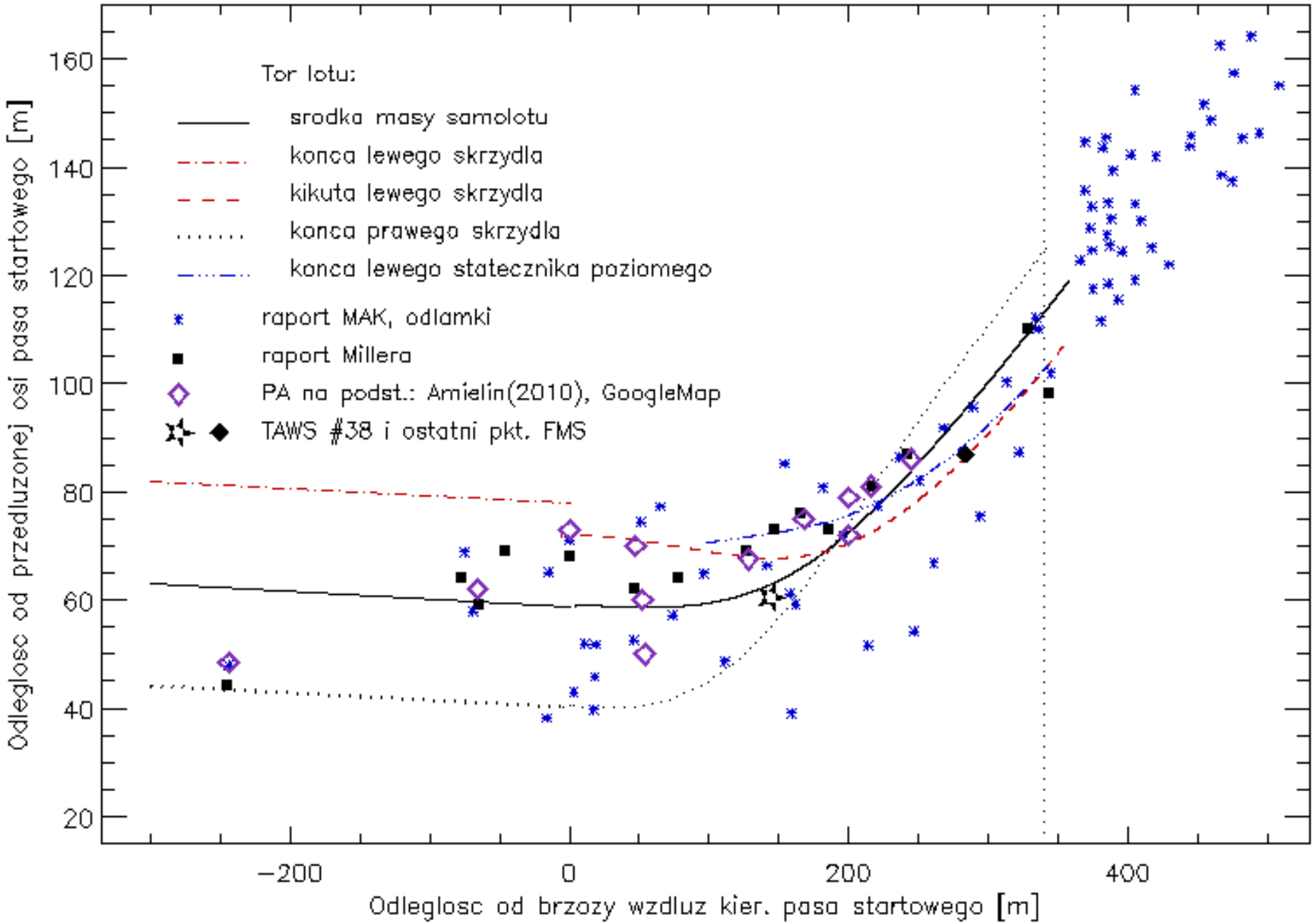
Przeciążenie Pionowe w funkcji czasu
Różnice między MAK i KBWLLP

1. Mylące (niefizyczne) zapisy surowych danych w raporcie KBWLLP stałego przez wiele nominalnych okresów pomiarowych przyspieszenia pionowego (1/8 s). Przeciążenie nie odnosi się do środka ciężkości samolotu i jest próbkowane w skomplikowany, niepełny sposób I zapisywane z powtórzeniami (niebieska linia). W miejscu dużych uskoków jest wyrywkowym zapisem drgań konstrukcji samolotu w wyniku napotyknia przeszkód na ziemi.

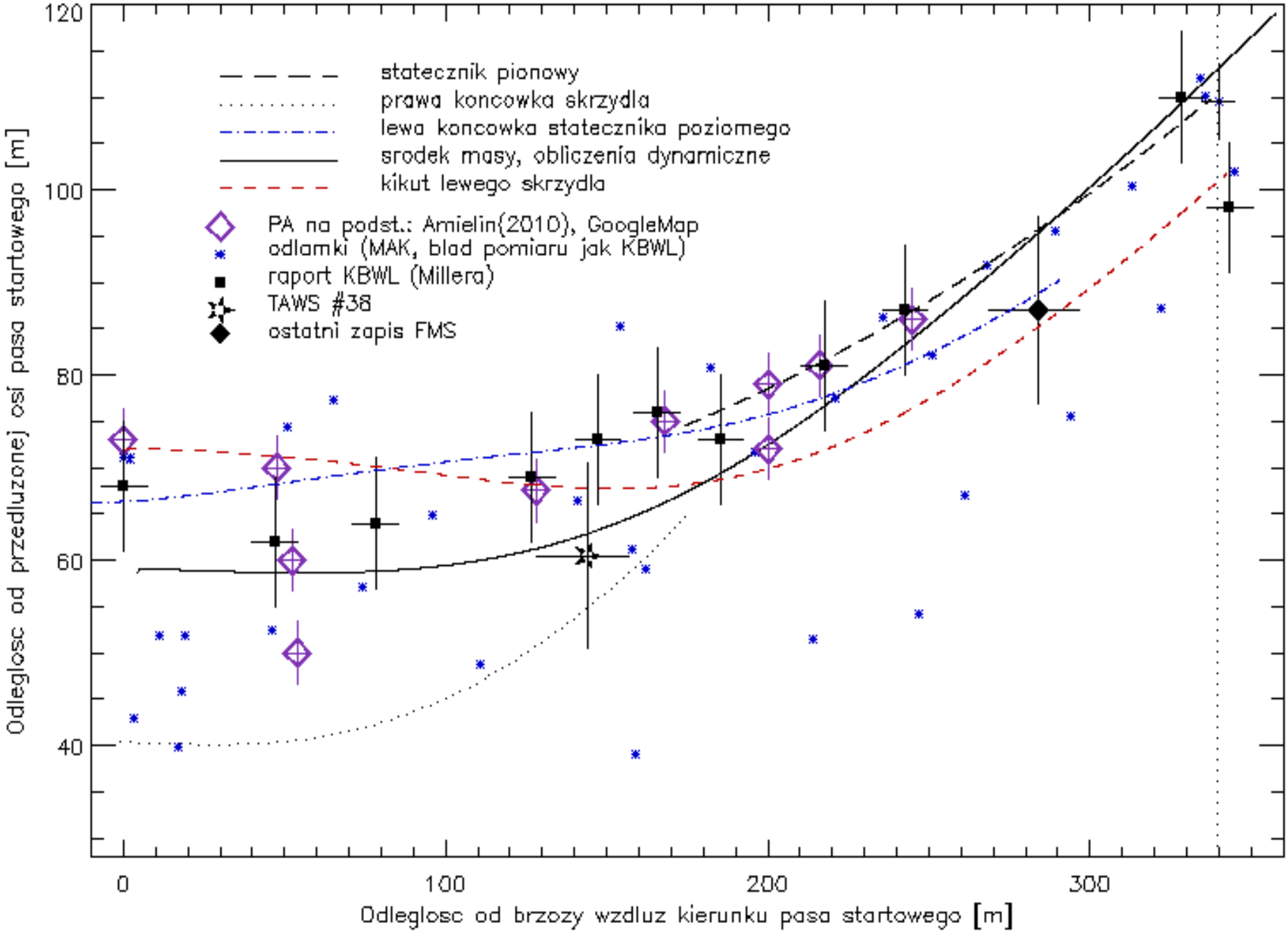
2. Przesunięcie w czasie o ok. ½ s zapisów MAK I KBWLLP

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

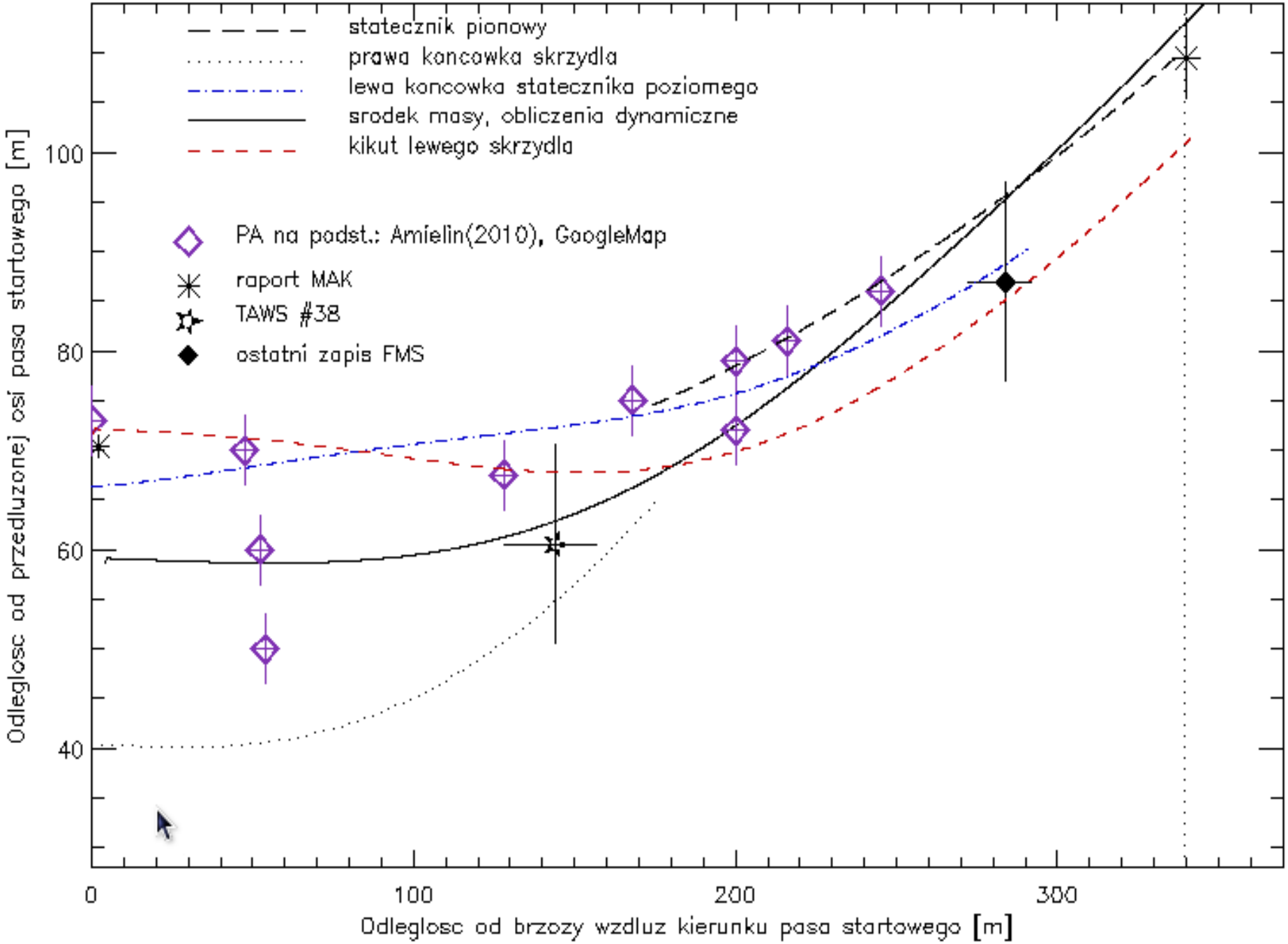
Rys.8. Mapa lotu PLF101, odlamkow i obiektow napotkanych w terenie



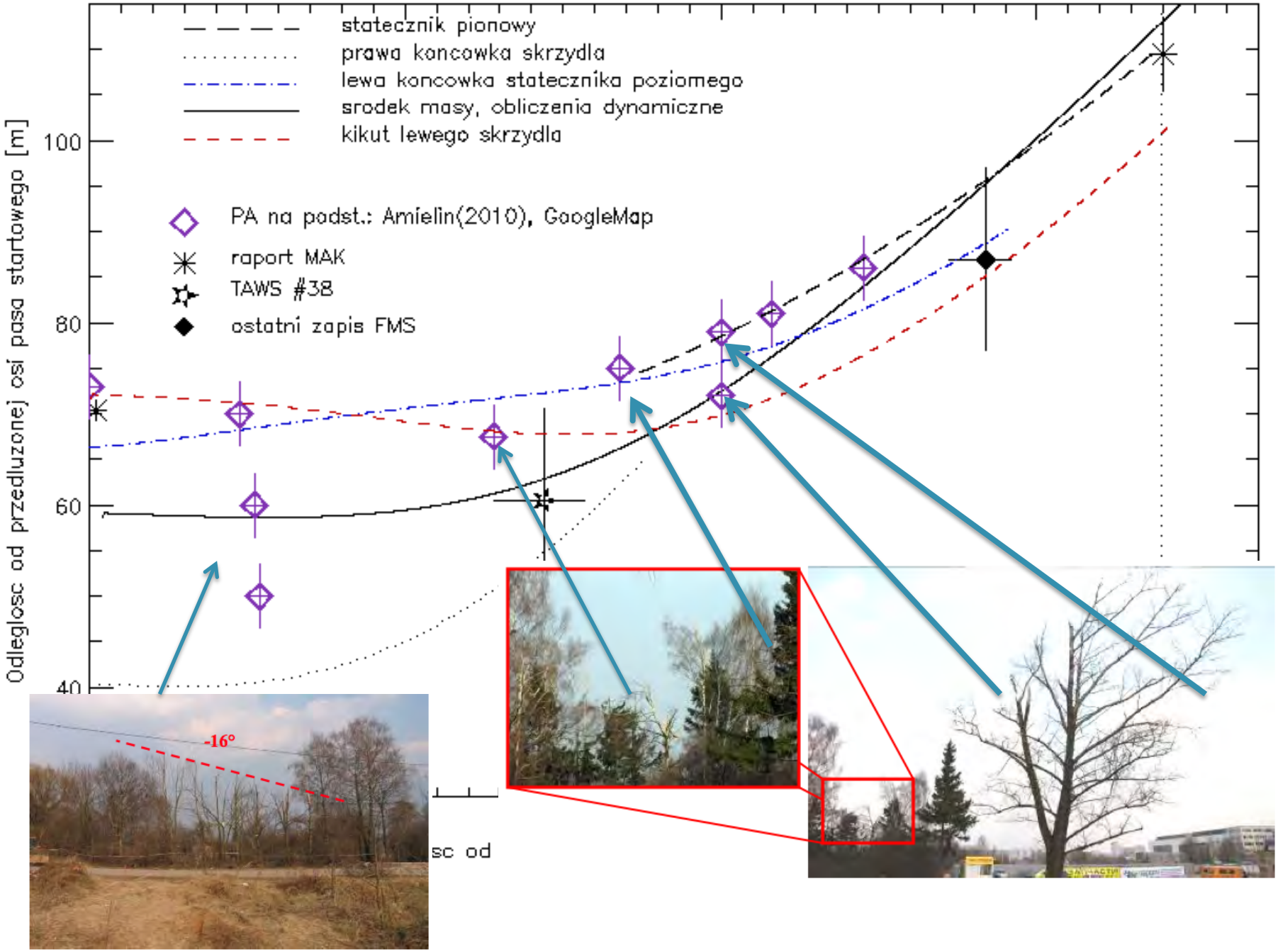
Rys.6. Mapa trajektorii PLF101 za brzoza Bodina



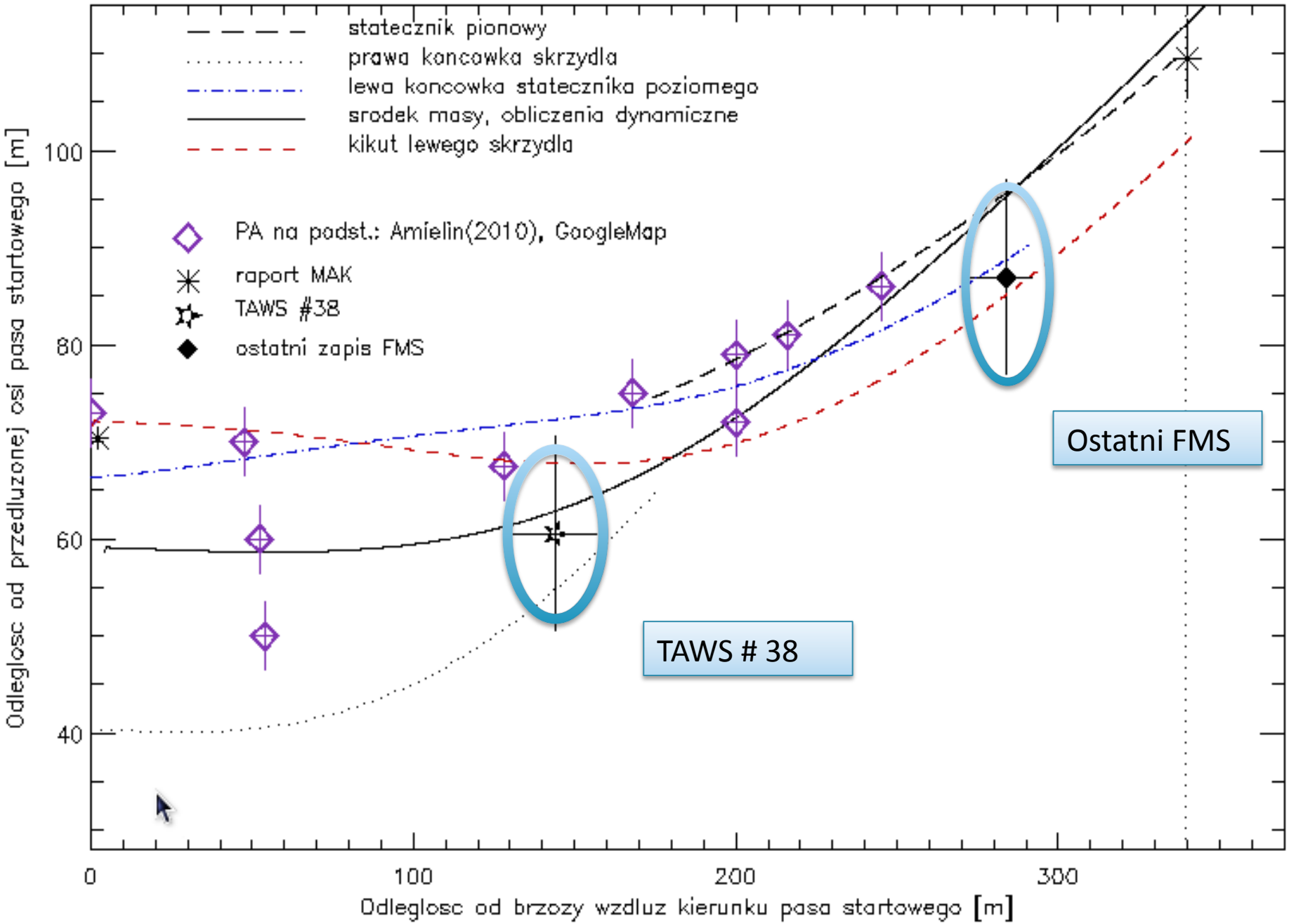
Rys.7. Mapa lotu PLF 101 pokazujaca precyzyjnie zmierzone drzewa



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

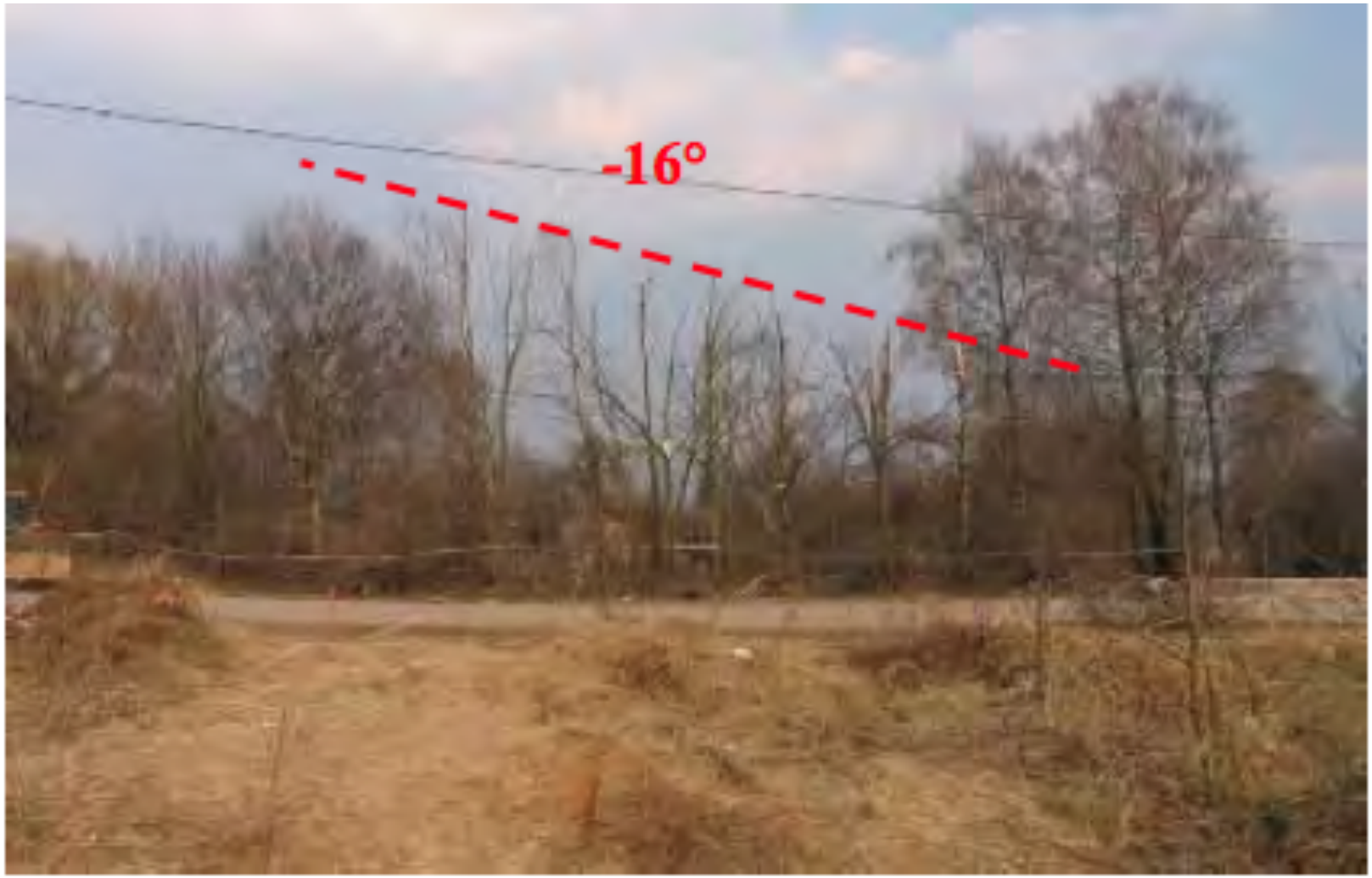


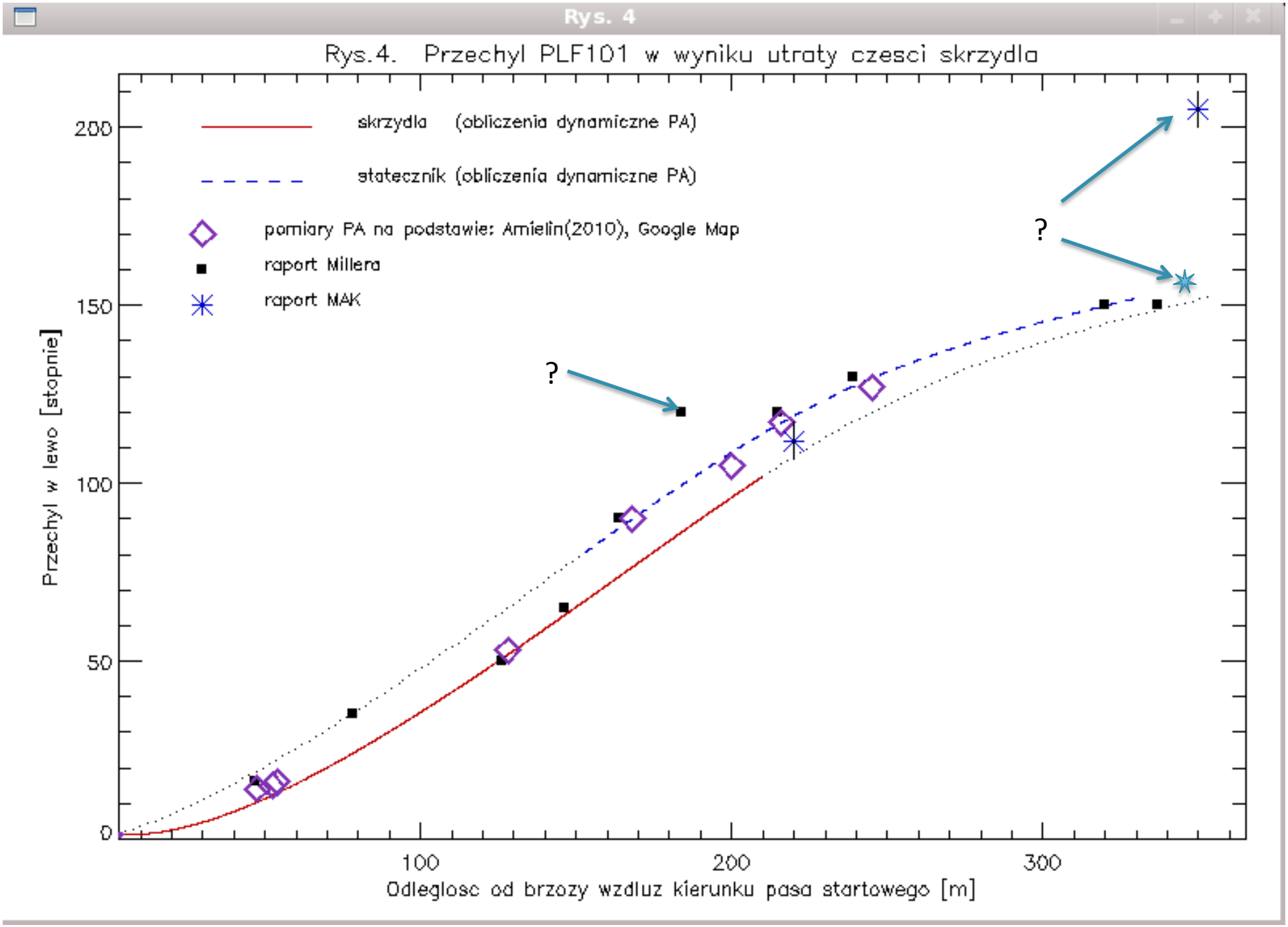
Rys.7. Mapa lotu PLF 101 pokazujaca precyzyjnie zmierzone drzewa

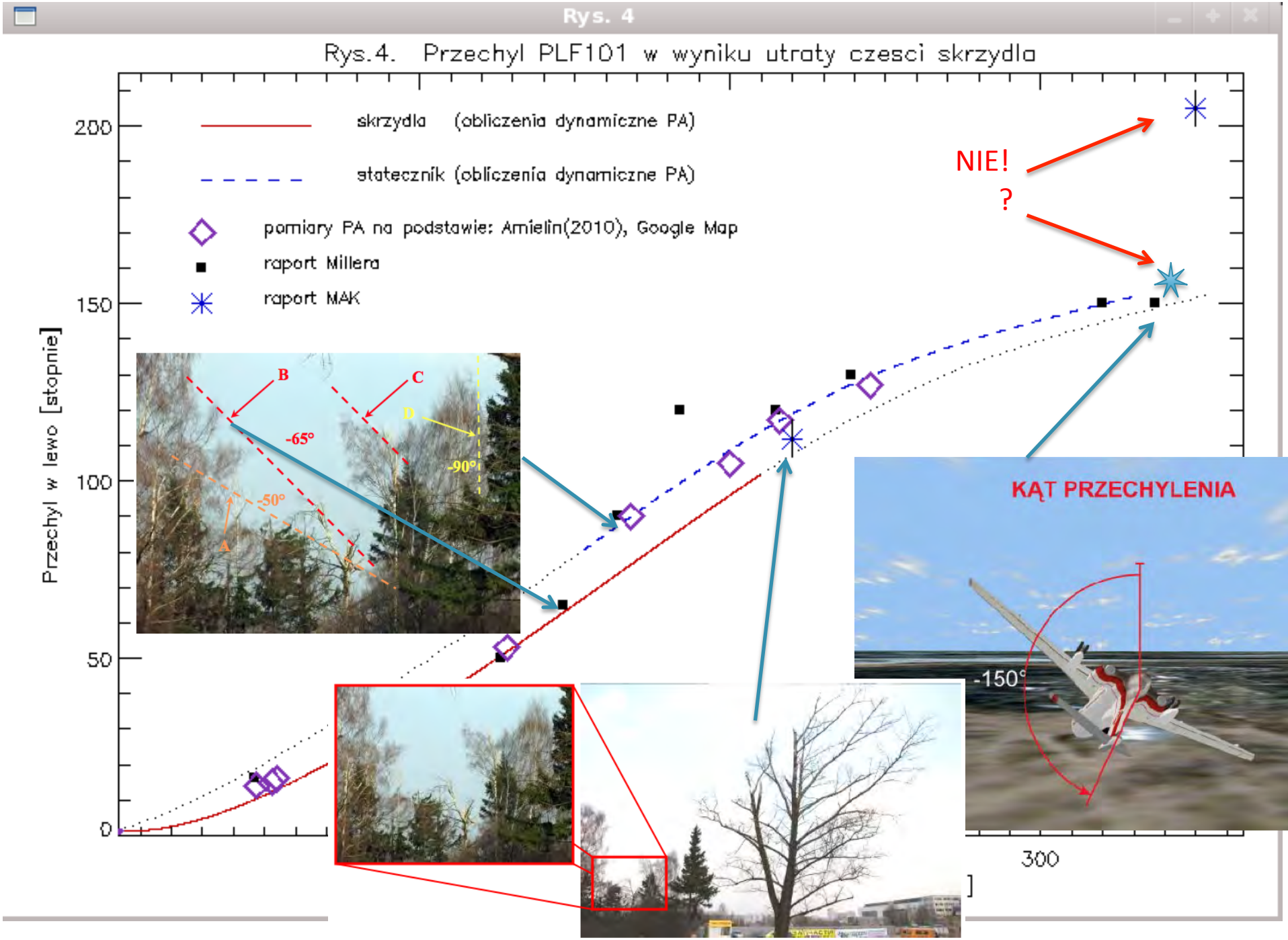


Przechył w funkcji czasu lub odległości

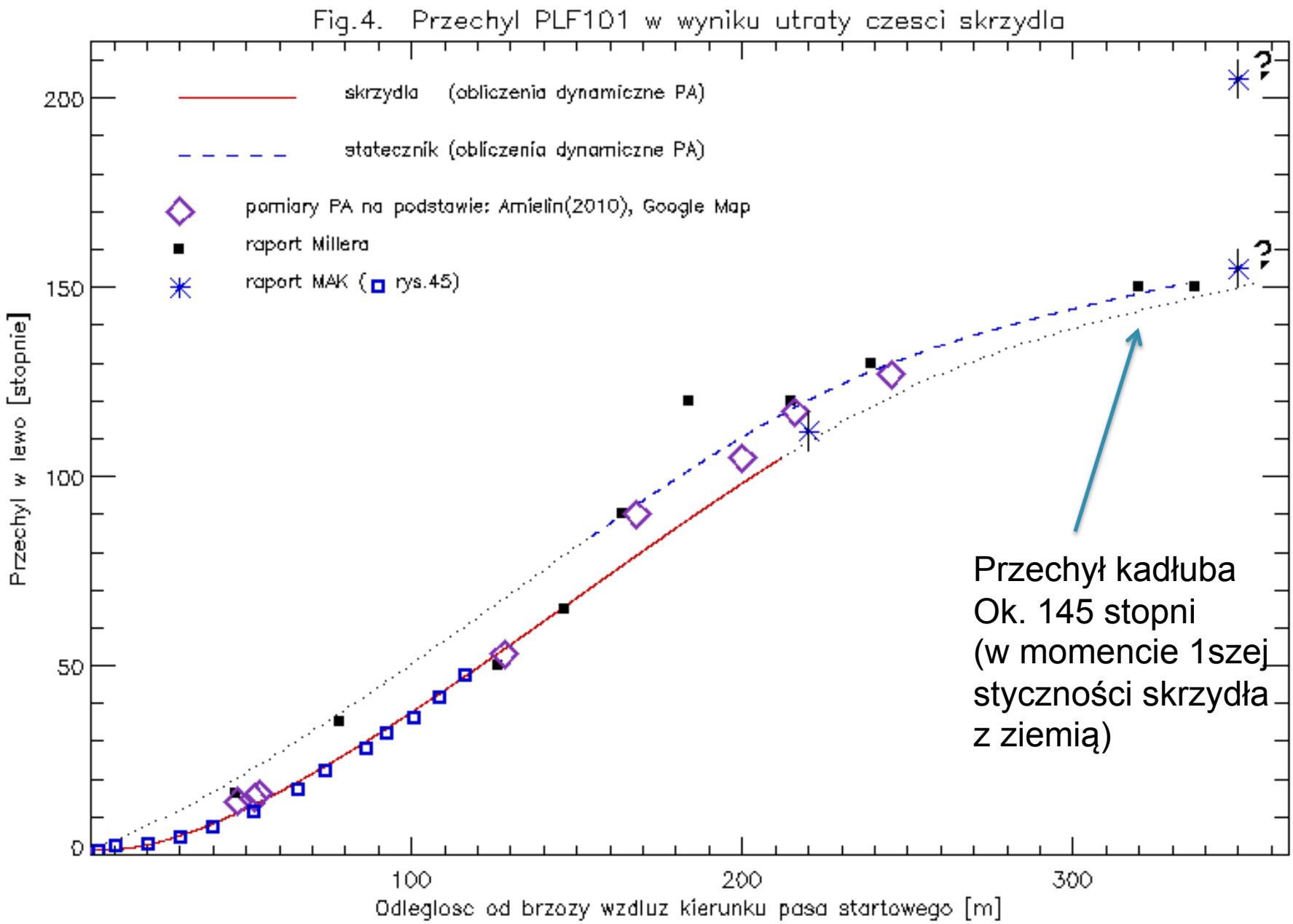
Porównanie teoretycznych przechyłów z danymi wypada bardzo dobrze. Zmierzyłem wszystkie kąty, używając zdjęć Amielina. Z jednym wyjatkiem, dostałem wyniki zbieżne z raportem Millera




Rys. 4
Rys.4. Przechyl PLF101 w wyniku utraty czesci skrzydla
skrzydla (obliczenia dynamiczne PA)
stateczník (obliczenia dynamiczne PA)
pomiary PA na podstawie: Amielin(2010), Google Map
raport Millera
raport MAK
?
?
Przechyl w lewo [stopnie]
0
50
100
150
200
100
200
300
Odleglosc od brzozy wzdluz kierunku pasa startowego [m]

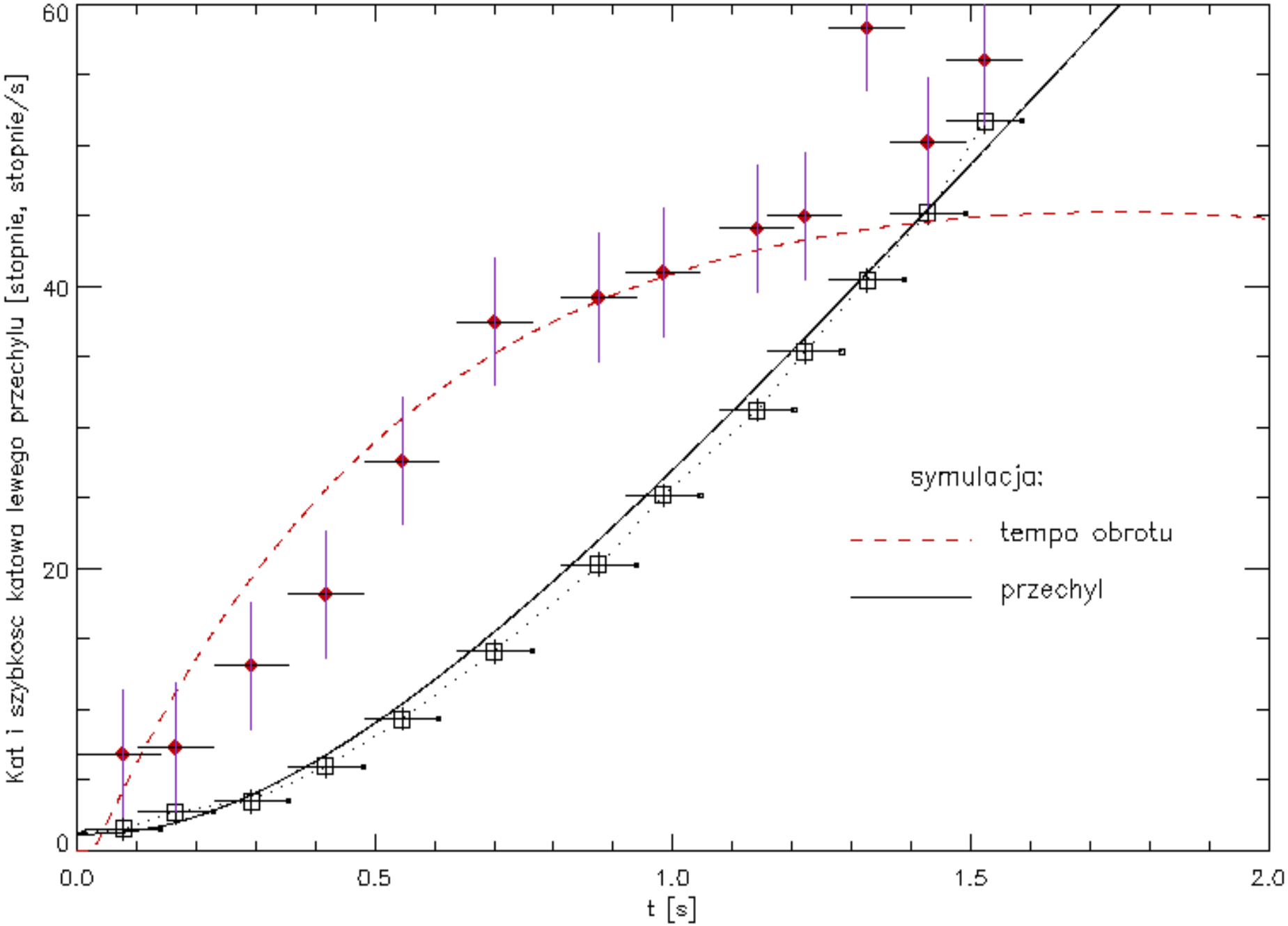

Rys. 4
Rys.4. Przechyl PLF101 w wyniku utraty czesci skrzydla
skrzydla (obliczenia dynamiczne PA)
stateczník (obliczenia dynamiczne PA)
pomiary PA na podstawie: Amielin(2010), Google Map
raport Millera
raport MAK
NIE!
?
Przechyl w lewo [stopnie]
200
150
100
50
0
300
B
C
D
A
-65°
-90°
-50°
KĄT PRZECHYLENIA
-150°

Nowe porównie z danymi MSRP64



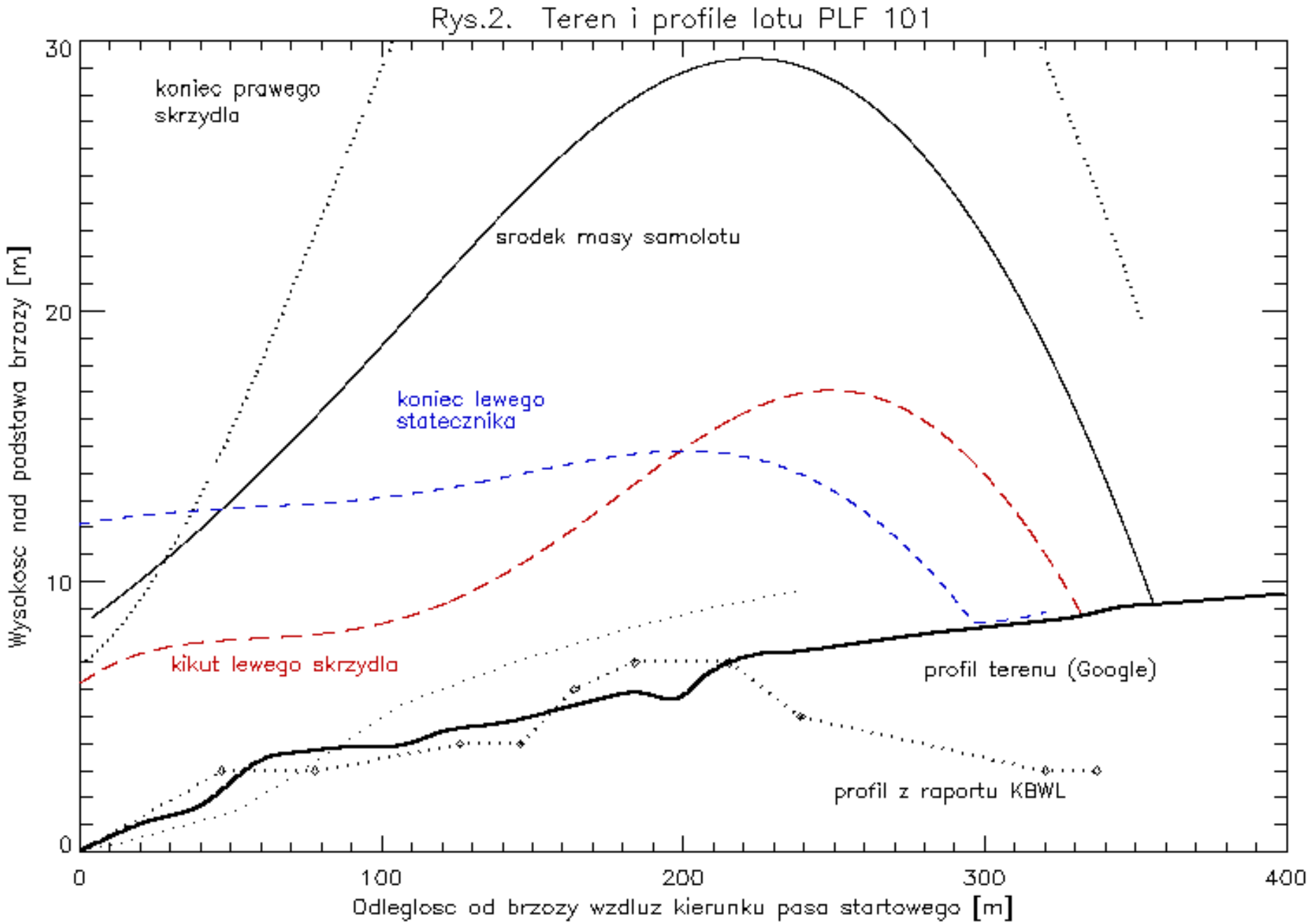
Przechył kadłuba
Ok. 145 stopni
(w momencie 1szej
styczności skrzydła
z ziemią)

Rys.9. Przechyl PLF 101 w funkcji czasu w por. z danymi MAK

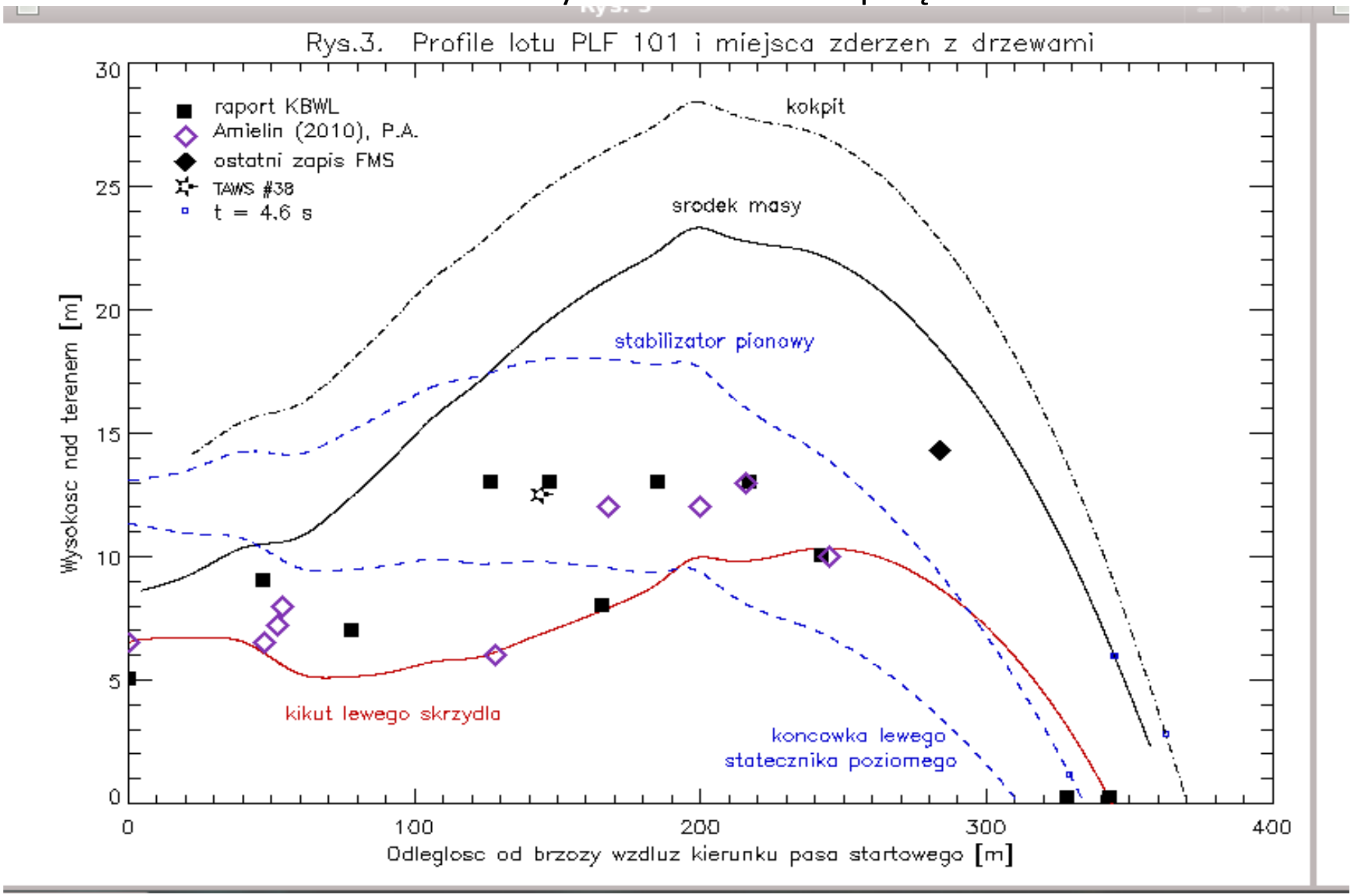


Trajektoria w pionie

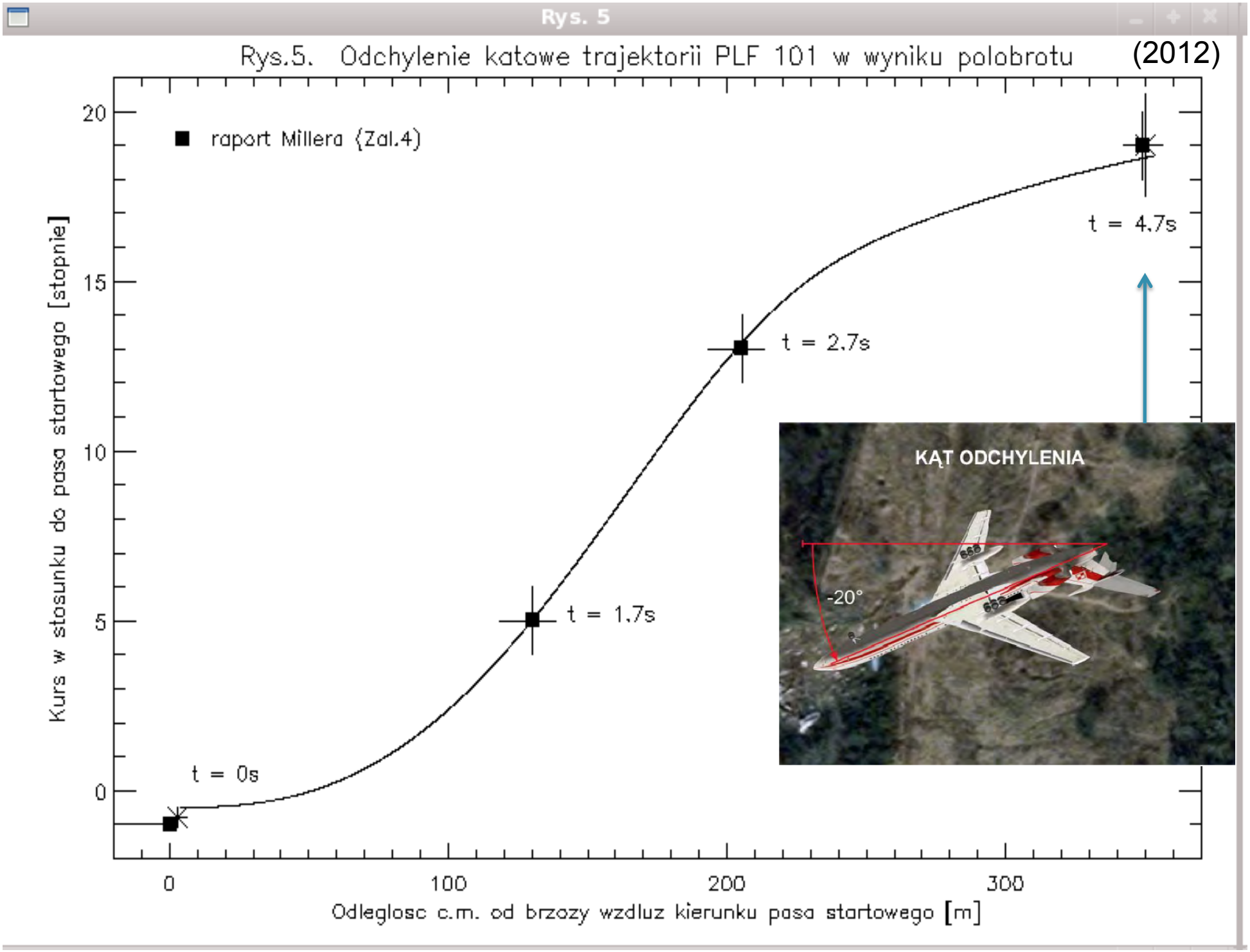
Różne modele wysokości terenu: +- parę metrów



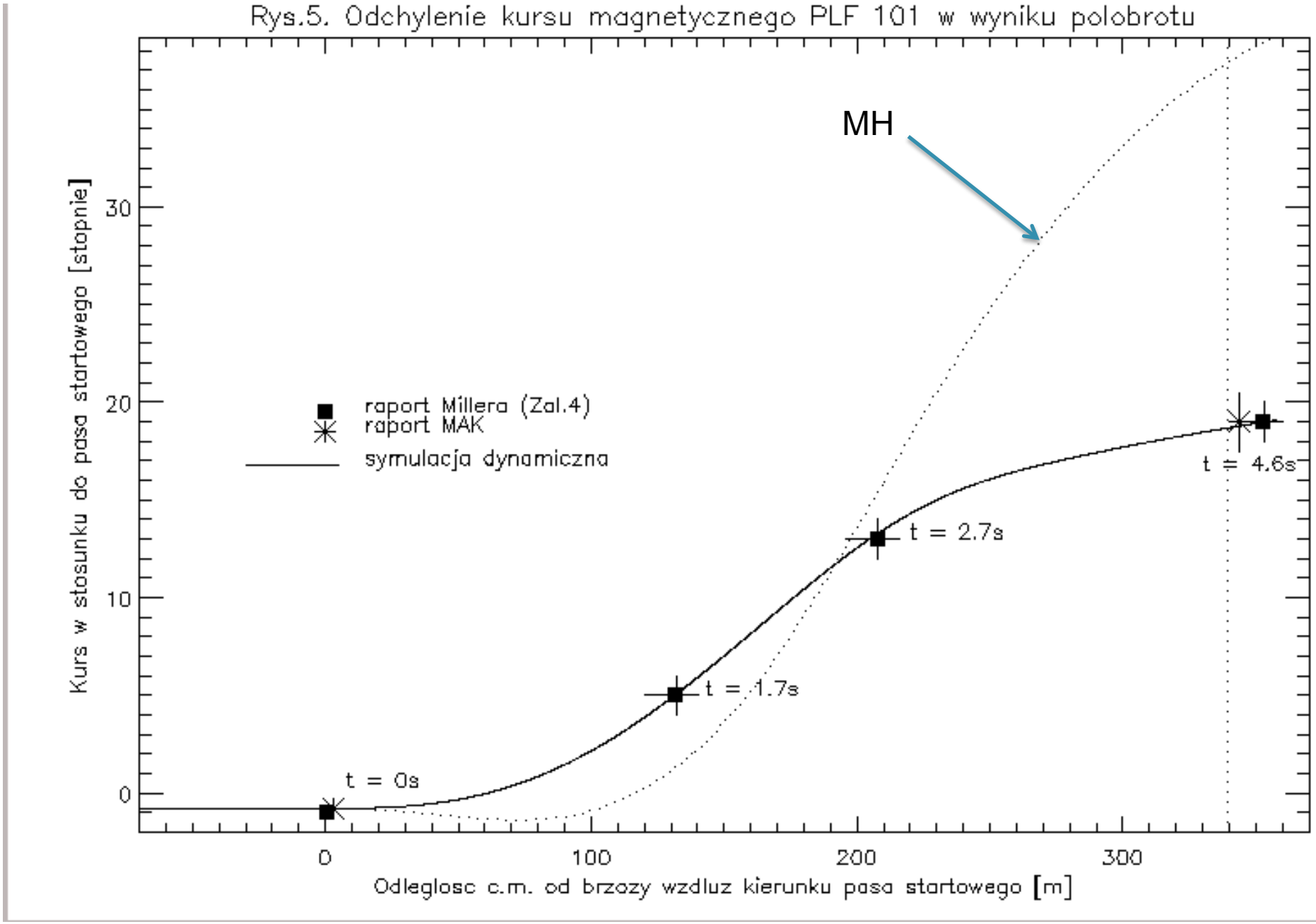
Różne modele wysokości terenu: +- parę metrów



Zmiana kursu (2012) i kierunku żyromagnetycznego (2014)

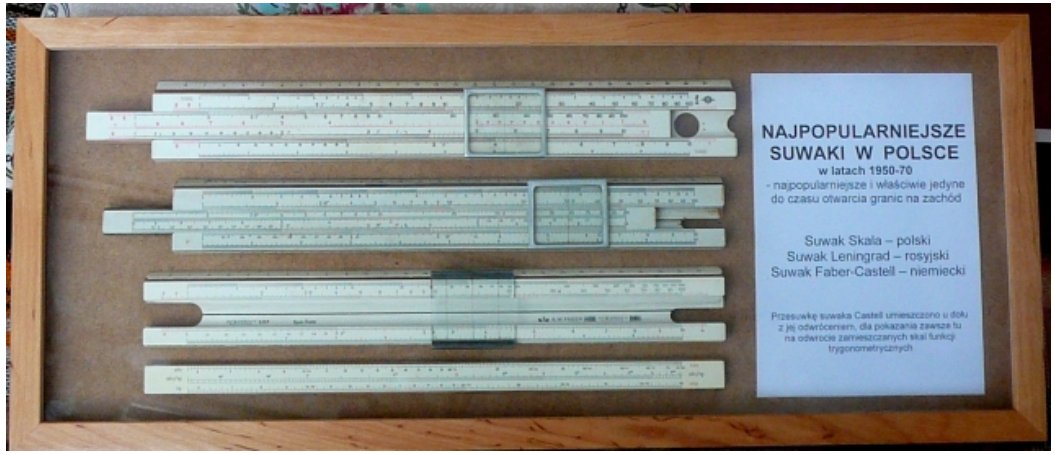

Rys. 5
Rys.5. Odchylenie katowe trajektorii PLF 101 w wyniku polobrotu
(2012)
raport Millera (Zal.4)
t = 0s
t = 1.7s
t = 2.7s
t = 4.7s
KĄT ODCHYLENIA
-20°
Kurs w stosunku do pasa startowego [stopnie]
Odleglosc c.m. od brzozy wzdluz kierunku pasa startowego [m]
0
5
10
15
20
0
100
200
300

MH (magnetic heading, kierunek magnetyczny)



Metoda przedstawiona w odcinku 33 bloga Fizyka Smoleńska, czyli o starciu nauki i pseudonauki

“33. Jak tupolew orał ziemię ogonem i jak doznawał ślizgu”



http://fizyka-smolenska.blogspot.com/2014/02/33-jak-tupolew-ora-ziemie-ogonem-i-jak.html

- Jakie były pierwsze ślady zostawione na polu destrukcji samolotu? Prawiew tym samym czasie tupolew uderzył w dość płaskim locie czubkiem ogona i kikutem skrzydła, a bardzo krotką chwilę później odwróconym prawie do góry kołami kokpitem. To oznacza, że pochylenie kadłuba samolotu w stosunku do horyzontu było pomiędzy 0 a 10° w doł (0°...-10°). Dziesięć stopni to kąt pomiędzy horyzontem a linią od czubka ogona do sufitu kokpitu.
- PKBWL (komisja Millera) określiła pochylenie w momencie kontaktu z ziemią na około -6°, zaś kąt spadku na $10\text{-}12^o$.
- Z raportu MAK (rys. 25) wynika zaś, że ostatnim zarejestrowanym pochyleniem było mniej więcej zero stopni i że tuż przedtem szybko spadało

,

- Dlaczego samolot dotknął ziemi w położeniu prawie poziomym? To oczywiście pewnego rodzaju przypadek, ale bardzo użyteczny do testowania modeli dynamiki beczki, jak i hipotez rozpadu samolotu w powietrzu (które przewidują diametralnie różne wyniki)
- KĄT NATARCIA I UŁOŻENIE SAMOLOTU W MOMENCIE KOLIZJI
- Oznaczmy kąt pochylenia kadłuba jako θ_p (p od "pitch"), a kąt pochylenia powierzchni referencyjnej płata do wiatru jako θ. Są to w praktyce bardzo bliskie co do wartości kąty, różnią się o nie więcej, niż kilka procent, gdyż kąt ślizgu β nie przekraczał około 15 stopni: $\theta_p \sim \theta$.
- Są to katy w układzie samolotu, wiec jeszcze nie uwzgledniajace przechyłu.

Oznaczmy kąt przechyłu jako γ, a składową prędkości wznoszenia samolotu w przechylonym kierunku normalnym do skrzydła jako

$V_z = \cos\gamma \, V_{pion}$,

gdzie V_{pion} to znana z modelu końcowa szybkość wznoszenia (tj. opadania) pionowego, równa ~ -19 m/s, co daje V_z ~ +15 m/s.

Tangens kąta napływu wiatru na skrzydło można zapisać z geometrii jako

$\tan \alpha = w_z/V = \sin(\theta) (\cos(\gamma)^2 - (V_z/V)^2)^{1/2} - \cos(\theta) (V_z/V) + \omega y/V$

Po uproszczeniu ze wzgl. Na małe kąty

$\alpha = w_z/V = \cos(\gamma) [\theta (1- (V_{pion}/V)^2)^{1/2} - V_{pion}/V]$

- Moja płaszczyzna referencyjna to taka, że cięciwa profilu leżaca w niej nie daje siły nośnej. Kąt jest w przypadku tupolewa z klapami opuszczonymi na 36° równy w przyblizeniu α_{0L} = -8° oraz -6.6° (Bechtir 1997, rys. 1.5, odpowiednio, krzywe z efektem gruntowym i bez niego). Dzieje się to przy niezerowym kącie napływu α_{0L} w stosunku do cięciwy skrzydła.

$$\alpha = (1- (V_{pion}/V)^2)^{1/2} \cos(\gamma)\, \theta_p + \alpha_{fix} - \alpha_{0L} - V_z/V$$

- Kąt zaklinowania to α_{fix} = 3° (w części skrzydła dającej największą siłę nośną). Przypomnę, że kątem natarcia zwykle nazywa się w literaturze lotniczej nieco inny kąt AOA = $\alpha + \alpha_{0L}$.
- Przy brzozie Bodina kąt α miał wartość α_0 = 13° (pitch) +6.6° +3°-4.8°, czyli α_0 = 18.3°. Standardowe AOA wyniosło wtedy tylko 11.7°, dużo mniej niż wartość krytyczna α_{kr}~18° (por. Bechtir et al. 1997, rys 1.5; Piatin 1994).

$\alpha/\alpha_0 = n/n_0$,

gdzie n_0= 1.32g za brzozą Bodina (g=9.81 m/s^2). Przy zerowym kącie α, siła nośna znika, a zatem n=0, tak jak w powyższym wzorze. Jeśli zaś chodzi o ostatni moment lotu, to mamy tam n ~ 0.36g (por. dane obu oficjalnych komisji). Przeciążenia są dobrą miarą kątów natarcia.

- Mając związek α z kątem pochylenia θ (bliskim szukanemu θ_p), możemy najpierw wyznaczyć α,

$\alpha = (0.36/1.32)\ 18.3^o = 5^o$,

a stąd AOA = $\alpha+\alpha_{0L}= \alpha-6.6^o \sim -2^o$.

WYNIKI: KĄTY POCHYLENIA I SPADKU SAMOLOTU

$V_{pion}/V \sim -0.25$ (lub **14.3º w dół**), to jest jednocześnie końcowe nachylenie trajektorii lotu do horyzontu. Jest **tylko nieco większe,** niż oszacowane przez PKBWL równe 10-12º.

- Po podstawieniu wartości dostajemy
- $\cos(\gamma)\ \theta_p \sim (1-(V_{pion}/V)^2)^{-1/2}\ (\alpha - \alpha_{fix} + \alpha_{0L} + V_z/V) \sim 5.7^o$
- Z ziemi pochylenie widoczne jest jako kąt o wartości $\cos(\gamma)\ \theta_p$, albo

pitch θ_p **~ -6º**

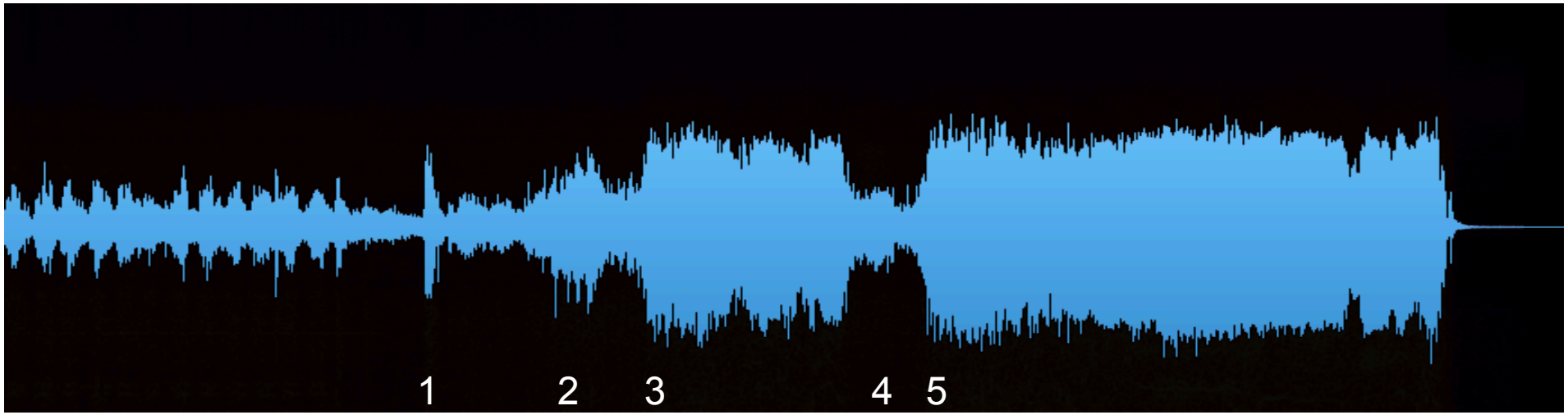
- Model dynamiczny zdał więc bardzo trudny test, gdyż przewidział poprawnie z dokładnością +-1 stopień kątowy, ułożenie poziome, jak i kąt spadku tupolewa

KORELACJA RUCHU SAMOLOTU Z DŹWIĘKIEM ZAPISANYM PRZEZ CVR

1sza zidentyfikowana w CVR kępa drzew

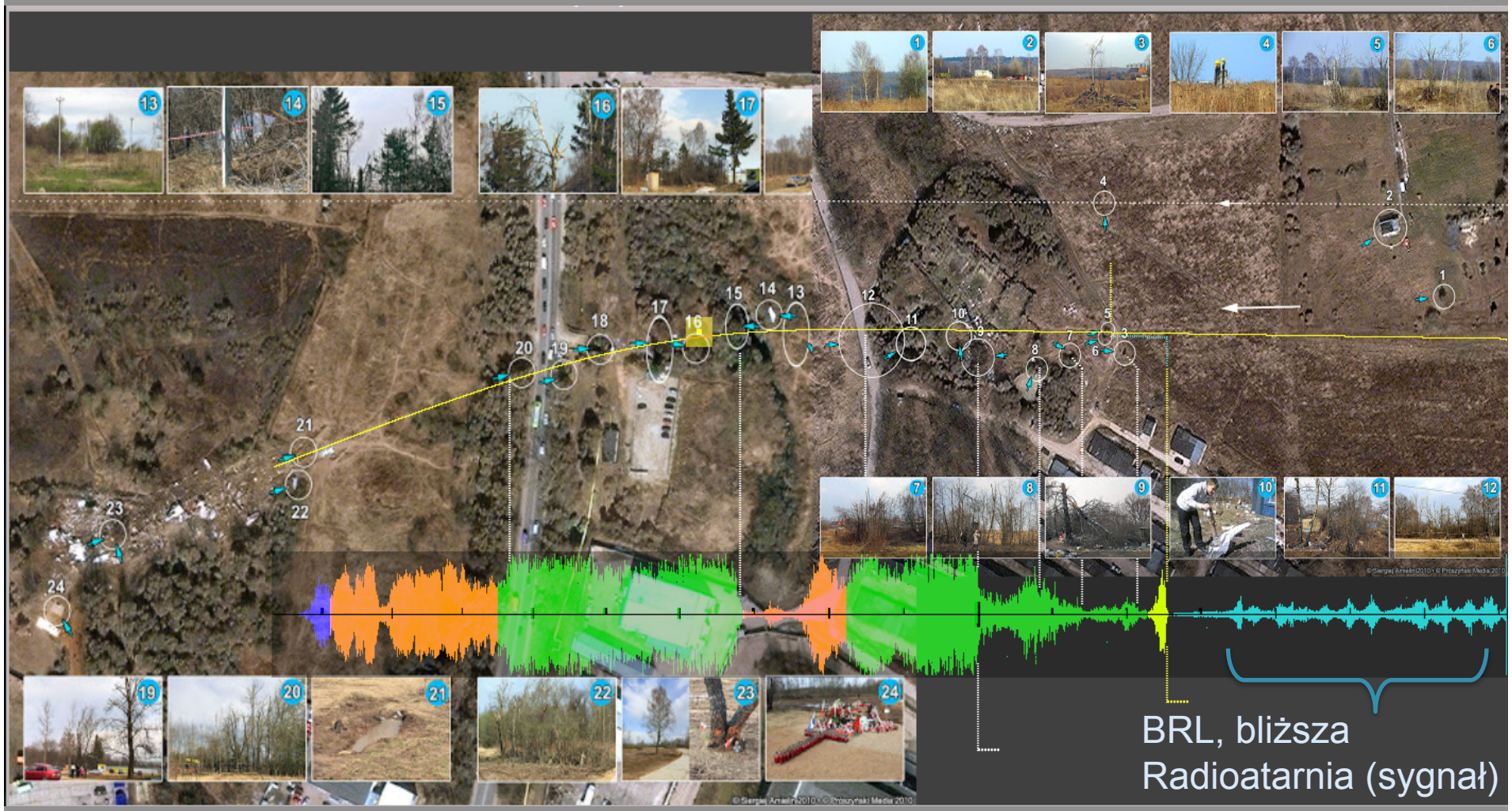
Czego nie rozpoznał IES i in.

Dźwięk z CVR

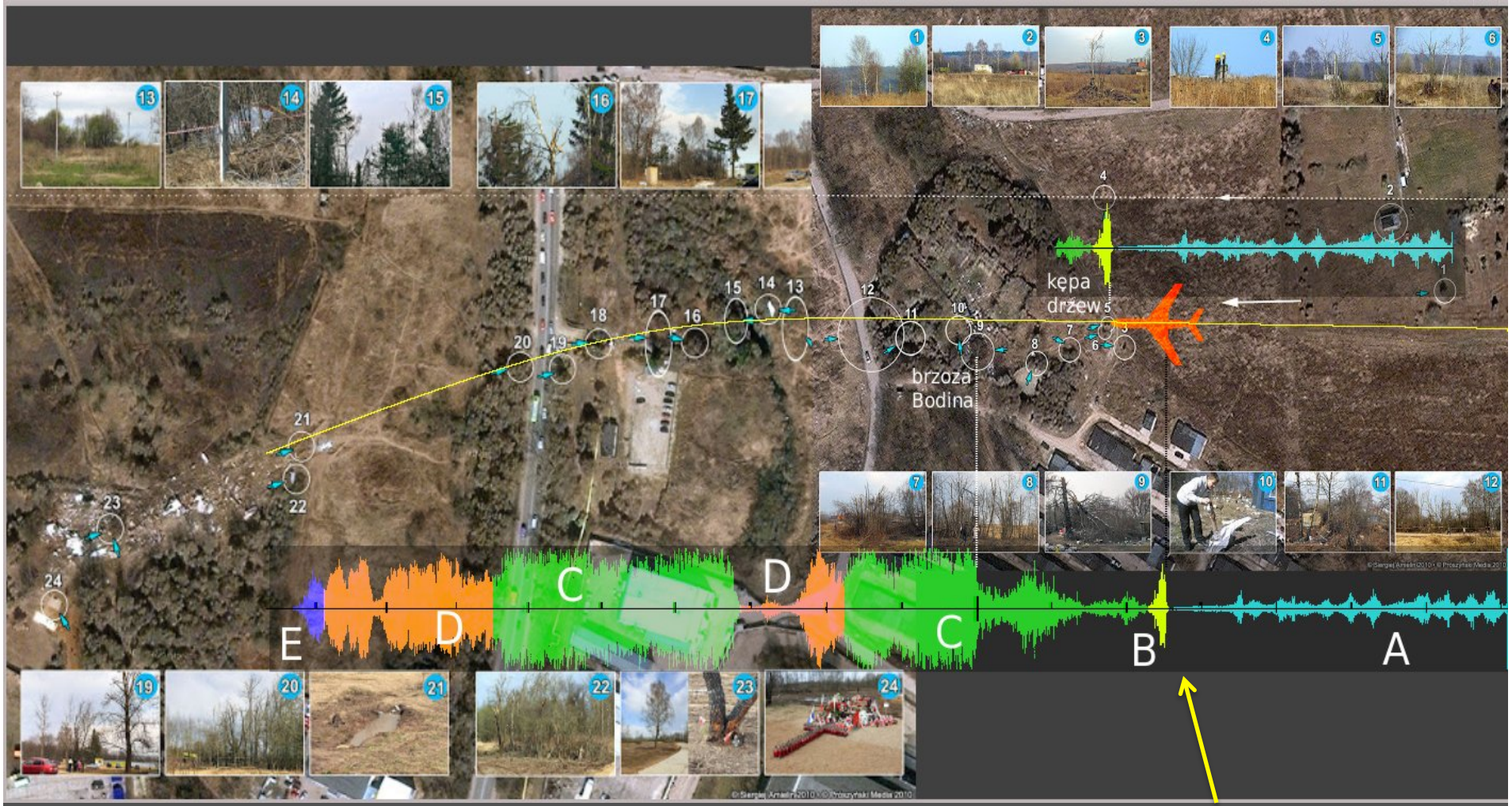


1. Uderzenia w kępę drzew (nr 3 w raprcie KBWLLP, nr 5 I 6 w “Ostatni Lot”) spodem kadłuba w okolicy kokpitu
2. Cięcia drzew przed brzozą Bodina lewym, mało uszkodzonym skrzydłem
3. Uderzenia w brzozę Bodina (czas narastania dźwięku odpowiada bardzo dokładnie czasowi lotu na przestrzeni 2-3 metrów, czyli rozpiętości konarów)
4. Ciszy nad ul. Gubienko
5. Zderzeń z lasem przy autokomisie; w pkt. 5 wygenerowany też został TAWS 38 po uderzeniu lewym wózkiem podwozia w gałąź (sygnał LANDING)

Korelacja trajektorii z CVR

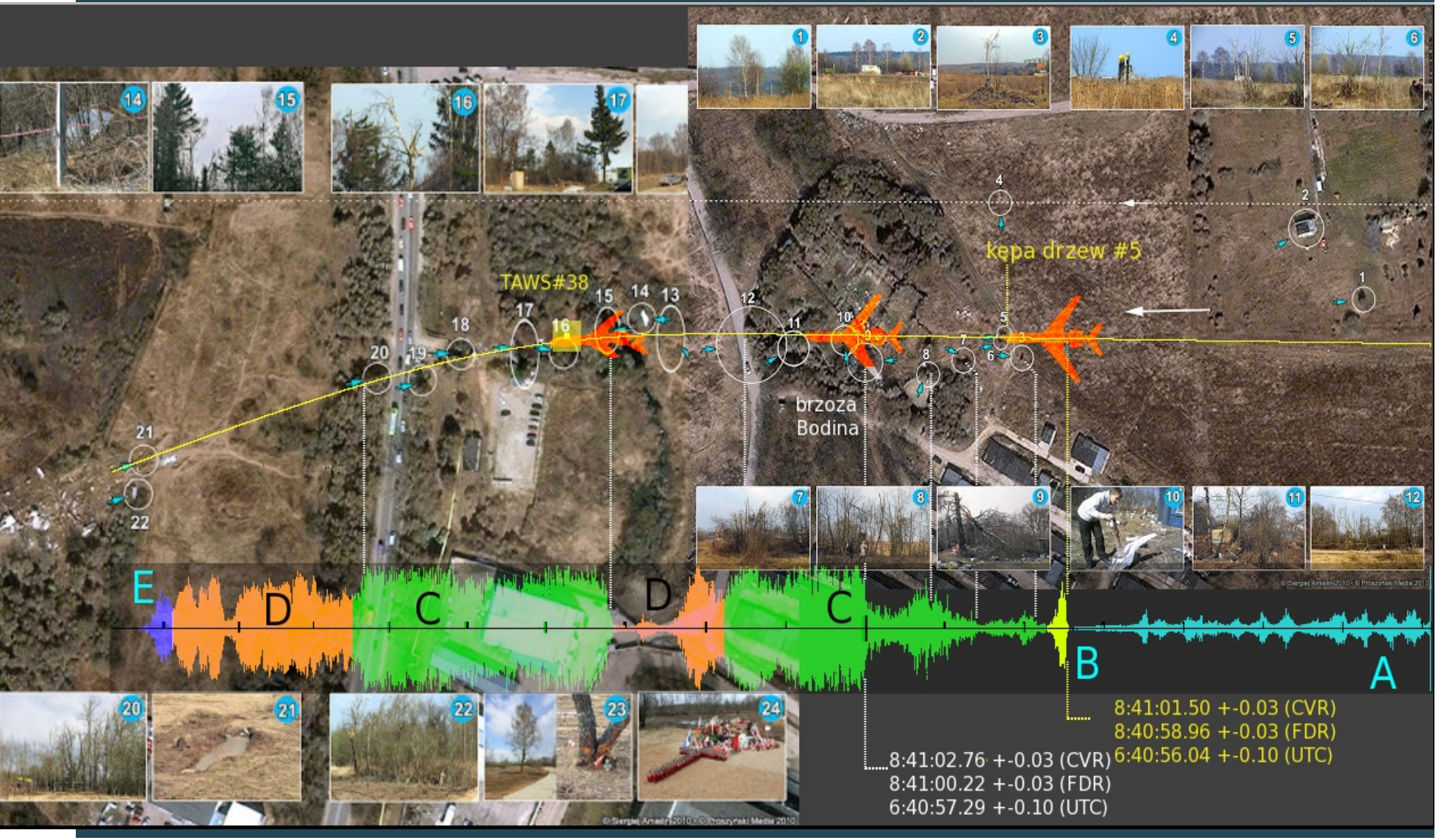


Osie czasu związane z kokpitem i z miejscem oderwania skrzydła (którą przyjmuję jako zasadniczą)



Kępa
drzew

Trajektoria wyliczona zgadza się z położeniem obiektów niszczonych przez samolot, TAWS38 oraz CVR



WNIOSKI Z KORELACJI CVR I TRAJEKTORII LOTU PLF 101

- CVR i teoretyczna trajektoria, na której nastepuje urwanie skrzydła 3m za brzozą Bodina i następnie półbeczka, potwierdzają się nawzajem
- Pierwszy zidentyfikowany z dokładnością kilku setnych sekundy (1-sigma) dźwięk zderzenia z obiektem naziemnym, to uderzenie części dziobowej samolotu w "kępę młodych brzózek" opisaną w zał. 4.7 do raportu Millera i trylogii pt. *Ostatni Lot* (wyd. Prószyński i S-ka), o godzinie 06:40:56:04 +-0.1s czasu uniwersalnego.
- To zderzenie dostaczyć mogło połamanych drobnych gałęzi, które mogły zostać zassane i przemielone przez silniki, wywołując rejestrowalne drgania i chwilowy ogień w gazach wylotowych

WNIOSKI Z KORELACJI CVR I TRAJEKTORII LOTU PLF 101

- Brzoza Bodina została "odnaleziona" w CVR i zaznaczona grubą kreską 1.26s po zderzeniu z kępą #5 na rysunkach. (Znaczniki na osi czasu podają odstępy półsekundowe i sekundowe od tego momentu)
- Zderzenia z kępą brzózek i brzozą Bodina są wyraźnie słyszalne
- Wycinanie konarów drzew przed ulicą Gubienko i od ściany lasu przy autokomisie do miejsca tuż za szosą Kutozowa, jest słyszalne i koreluje się bardzo dobrze z czasem przelotu samolotu nad odpowiednimi obszarami zadrzewionymi

WNIOSKI Z KORELACJI CVR I TRAJEKTORII LOTU PLF 101

- TAWS#38 został wygenerowany praktycznie w momencie miniecia linii lasu i pierwszych odgłosow uderzeń drzew pomiędzy Gubienko a Kutuzowa.
- Moment zatrzymania zapisu to moment uderzenia statecznika pionowego, lewego skrzydła i natychmiast potem kadłuba, w teren, około 150m za szosą Kutuzowa.
- Rejestracja dźwięku do ostatniej chwili, a także brak odgłosu eksplozji w ciągu lotu, powodują, że CVR potwierdza brak jakichkolwiek wybuchów w tupolewie oraz brak zaawansowanej fragmentacji samolotu w powietrzu

- Analiza instytutu IES w Krakowie była niepełna. “Trwające dochodzenia w sprawie Smoleńska powinny dokonać re-analizy CVR, jeśli nie chcą zaniedbać ważnych informacji (również tekstów wypowiadanych w kokpicie) zawartych w CVR.” [YKW, 7.03.13]

- Dalsze analizy CVR które przeprowadziłem wskazują, że słuszne było założenie (IES jak i moje), o niemal jednostajnym biegu taśmy w magnetofonie rejestratora MARS-BM w czasie ostatnich sekund lotu.

Konkluzje

- Zredukowana metoda symulacji (4 DOF + 2 DOF z zapisów rejestratorów PLF 101) pozwala wyznaczyć trajektorię za brzozą, po urwaniu 1/3 lewego skrzydła na niej (formalnie, w odl. < 5 m od brzozy)
- Daje bardzo dobrą zgodność z zeznaniami świadków, danymi powypadkowymi i zapisami CVR i parametrycznymi, odtwarzając:

1. Czas trwania lotu od brzozy do początku destrukcji kadłuba (4.6s)
2. Trajektorię na mapie, w tym:

   z dokładnością +-2.5 m w poziomie oraz 7-9 m w pionie, podejrzewany przez zespół sejmowy Macierewicza o niezgodność z rekonstrukcjami MAK I kom. Millera punkt TAWS #38, jak też ostatni zapis w pamięci stałej FMS-a (+-7.5m w poziomie i 10 m w pionie; w obu przypadkach odchylenie jest dużo mniejsze, niż dokładność tego zapisu deklarowana przez producenta, Universal Avionics SC) a zgodne z faktycznym standardowym rozrzutem GPS-ów lotniczych

Konkluzje (co wyjaśnia model)

3. Wysokości, na których PLF 101 zderzał się z obiektami, głównie drzewami, lecąc kikutem lewego skrzydła zaledwie 5-10m nad terenem na odleglosci 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 sie też do dalszych punktów konkluzji).
4. Kąt pochylenia śladów cięcia drzew na całej długości drogi drogi.
5. Dobrą zgodność z końcowym kątem przechyłu w miejscu destrukcji 150° komisji Millera, a niezgodność z analizą komitetu MAK ($200\text{-}210^o$); chociaż nie jest do końca jasne, czy MAK nie miał na myśli 360° -(200…210) ^{o} = 160…150°, wówczas byłaby też zgodność i z MAK
6. Kąt zejścia z orginalnego kursu 259° w trzech zmierzonych empirycznie punktach trajektorii: końcowy kurs żyromagnetyczny wynosił 240°+-1°

Konkluzje (c.d.)

7. Ułożenie kadłuba w momencie spadku na ziemię:

   pochylenie równe -6 stopni do horyzontu

8. Kątowe nachylenie trajektorii w stosunku do ziemi równe 14 stopni (por: ok 10-12 stopni w raportach)

9. Dobrą zgodność z końcowym kątem MH (kier. Magnetyczny) wskazującym na około 40° prawego ślizgu (yaw) widzianego w przypadku odwróconego połozenia samolotu jako lewa dewiacja kierunku magnetycznego

10. Prędkość pionowa spadku około 14-18 m/s (kompatybilna ze zniszczeniami, zwłaszcza w nierównym, częściowo zalesionym terenie)

Podsumowanie

Końcówka skrzydła, która w niekwestionowany sposób oderwała się od samolotu przed jego zderzeniem z terenem, nie mogła doznać tego dalej niż 5 m od brzozy. Wskazuje to na bardzo szybkie urwanie skrzydła w czasie zderzenia z brzozą Bodina, bez pomocy sił aerodynamicznych lub z ich szybkim zadziałaniem (tak jak w teście NASA I FAA samolotu DC-7 w 1963r.).

Z modelu wynika także, że samolot dotyka po raz pierwszy ziemi spadając pod kątem 14 stopni, ok. 340 m za brzoza Bodina statecznikiem i skrzydłem, przy przechyle 146 stopni oraz pochyleniu kadłuba względem horyzontu -6 stopni, co zgadza się bardzo dobrze z wartością określoną przez KBWLLP.

Symulacje fizyczne w pełni I na wiele sposobów potwierdzają scenariusz z wypadku PLF 101 przedstawiony przez komisje polską i rosyjską, a przeczą wszelkim hipotezom alternatywnym, w tym hipotezie o nie zderzeniu z borzą Bodina lub nie urwaniu na niej skrzydła. Osobno, przeczy im także zapis CVR, w którym nie ma śladów ew. wybuchów, a słychać jedynie zderzenia z drzewami, w tym także z feralną brzozą.

CVR jest najdokładniejszym chronometrem czasu zdarzeń w ostatnich sekundach lotu PLF 101 oraz najdokładniejszym detektorem chwilowego ciśnienia w kokpicie samolotu. Zapis trwał nieprzerwanie I w sposób niezaburzony do tragicznego końca lotu PLF 101

Teorie wybuchów lub też niemożliwości półbeczki są sprzeczne z każdym z N>10 źródeł informacji o katastrofie smoleńskiej
(CVR, FDR, TAWS, MSRP64, ATM-QAR, aerodynamika uszkodzonego płatowca, aerodynamika końcówki skrzydła, położenia drzew, kąty przycięcia drzew, zeznania naocznych świadków wydarzenia, ...)