

**“Co obliczenia dynamiczne łamania
brzozy i lotu końcówki skrzydła w
katastrofie PLF 101 mówią o jej
przebiegu? ”**

Paweł Artymowicz
University of Toronto



TEMATY REFERATU

- Jak i gdzie urwała się końcówka skrzydła tupolewa PLF 101?
- Jak leciała i dokąd doleciała?
- Jakie stąd wypływają wnioski dla przebiegu katastrofy:
Gdzie rozpoczęła się półbeczka?
- Jak przebiegało zderzenie skrzydła z brzozą Bodina? Czy jego końcówka odpadła na brzozie?



Obliczenia prof. Biniendy et al. (2012)

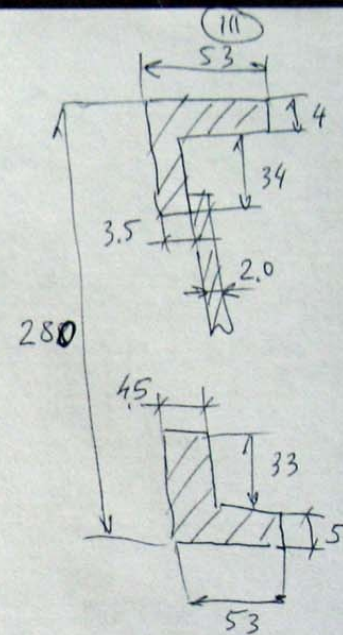
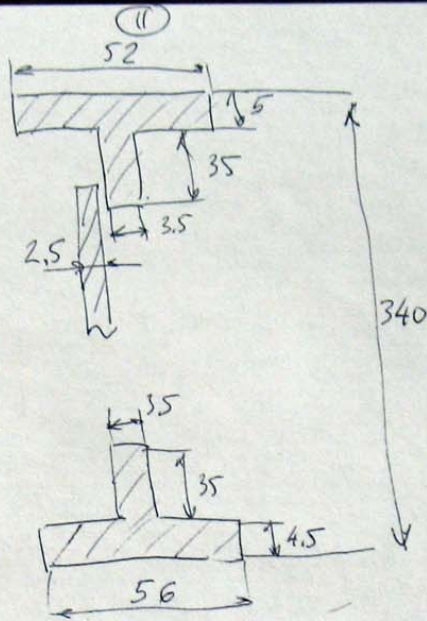
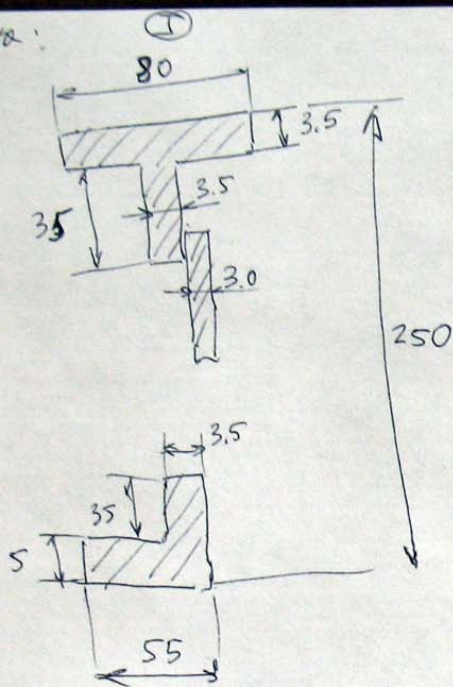
Hipoteza lotu 10-12 metrów z nagłym hamowaniem w powietrzu



Taki ruch wymaga przyspieszeń do 60 g, współczynnika C_d rzędu 20-30, albo gęstości powietrza zawyżonej 20-30 razy, błędnej masy skrzydła, bądź (co bardzo prawdopodobne, liczby Re zaniżonej w obliczeniu małej rozdzielczości o wiele rzędów wielkości)



Консервы:
Dźwigary



Skos
Стреповидность

| I конс. | II конс. | III конс. | Dźwigar |
|---------|----------|-----------|---------|
| 32° | 33,5° | 30,5° | |

Grubość poszycia
Толщина обшивки

I-II консерв : 2.42 верху, 2.5 внизу
dźwigar górne dolne
II-III консерв : 2.67 верху, 2.5 внизу

Odległości między dźwigarami

Расстояние между консерами по нормали к III конс.
prostopadle do III dźwigara

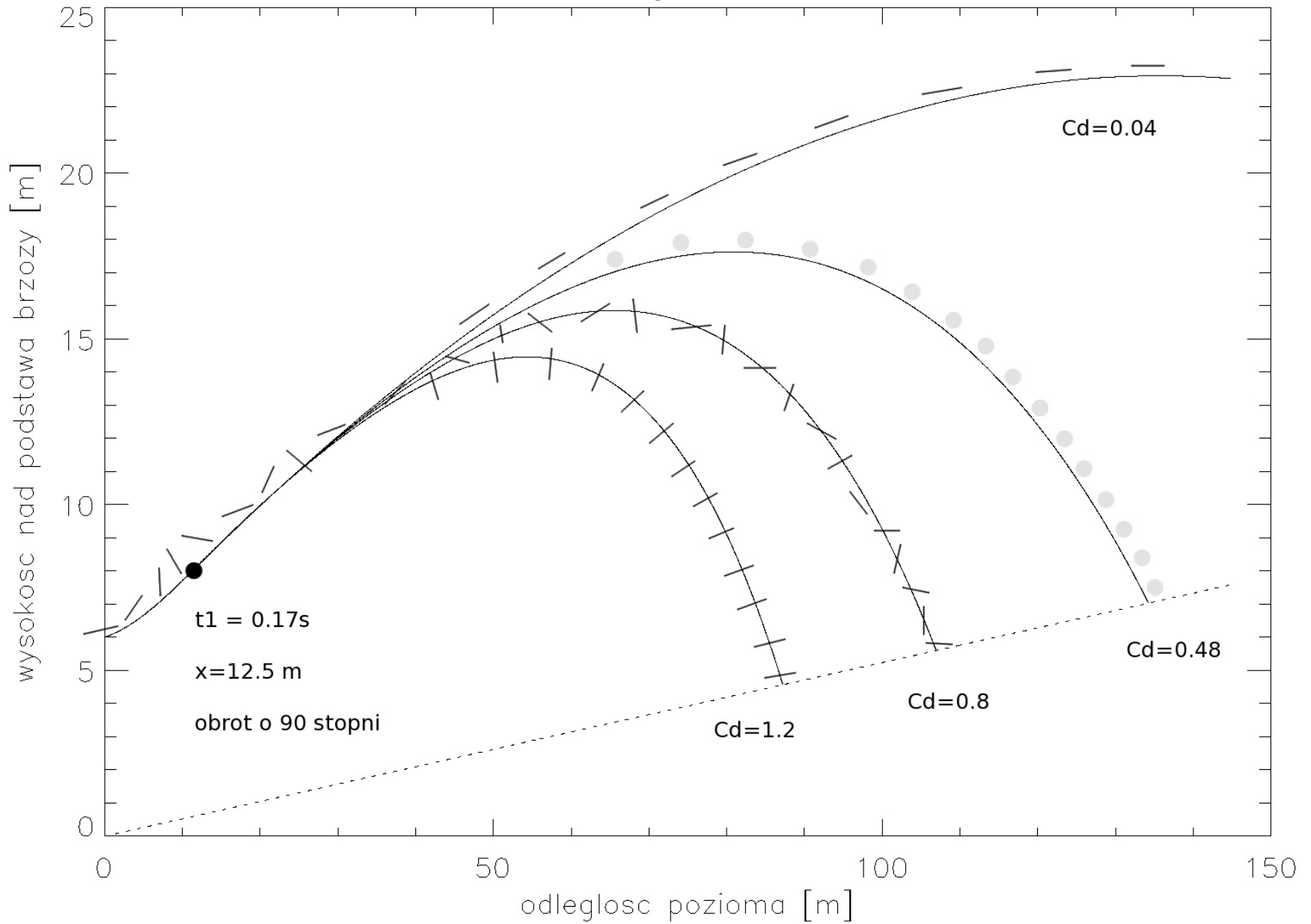
I-II 744 ; II-III 824

Дистанция 27 нрв. зebro 12341
Odległość 28 нрв 12721

(od czego - od zebra nr 0 po III dźwigarze?)

Moje wyniki z 2012 r.

trajektorie



Konieczne było jednak rozważenie efektów aerodynamiki niestabilnej, w której zdarzają się siły nośne i oporu kilkakrotnie przewyższające siły ustabilizowane

J. Fluid Mech. (1979), vol. 92, part 2, pp. 327–348

327

Printed in Great Britain

Autorotating flat-plate wings: the effect of the moment of inertia, geometry and Reynolds number

By J. D. IVERSEN

Department of Aerospace Engineering and Engineering Research Institute,
Iowa State University, Ames

(Received 2 November 1977)

Free-flight and wind-tunnel measurements by previous investigators of the flat-plate autorotation phenomenon have been analysed. The variation of the autorotation characteristics with changes in the Reynolds number and the aspect ratio, thickness ratio and moment of inertia of the flat plate have been correlated. The interpretation of the role of the Reynolds number made in a previous investigation is shown to be incorrect. The tip-speed ratio, for the ranges of the dimensionless parameters investigated, is shown to be a function of only the plate aspect ratio, thickness ratio, and also the moment of inertia if the latter is sufficiently small. The lift and drag coefficients, and therefore the free-flight glide angle, are shown to be functions of the tip-speed ratio, the aspect ratio and the Reynolds numbers based on the chord and plate thickness.

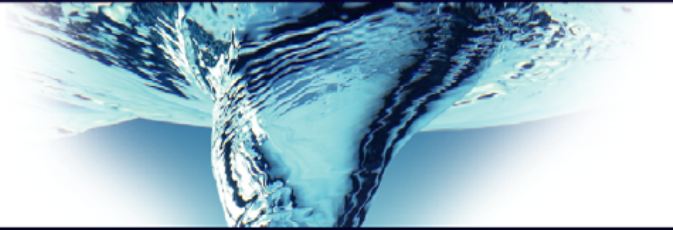
1. The Magnus rotor: introduction

The Magnus rotor as defined here is a cylinder of arbitrary cross-section which revolves about an axis perpendicular to the cross-section and moves through air or another fluid in a direction perpendicular to this axis (or is stationed in a wind tunnel with its axis perpendicular to the stream). Owing to the circulation about the cylinder caused by rotation and interaction with the wind stream, a lift force is generated. Some

Pojawiło się ostatnio wiele nowych prac....

J. Fluid Mech. (2013), vol. 733, R5, doi:10.1017/jfm.2013.444

JFM RAPIDS
journals.cambridge.org/rapids



Unsteady pitching flat plates

Kenneth O. Granlund^{1,†}, Michael V. Ol¹ and Luis P. Bernal²

¹Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH 45433, USA

²Department of Aerospace Engineering, University of Michigan, Ann Arbor, MI 48109, USA

(Received 5 June 2013; revised 31 July 2013; accepted 19 August 2013)

Direct force measurements and qualitative flow visualization were used to compare flow field evolution versus lift and drag for a nominally two-dimensional rigid flat plate executing smoothed linear pitch ramp manoeuvres in a water tunnel. Non-dimensional pitch rate was varied from 0.01 to 0.5, incidence angle from 0 to 90°, and pitch pivot point from the leading to the trailing edge. For low pitch rates, the main unsteady effect is delay of stall beyond the steady incidence angle. Shifting the time base to account for different pivot points leads to collapse of both lift/drag history and flow field history. For higher rates, a leading edge vortex forms; its history also depends on pitch pivot point, but linear shift in time base is not successful in collapsing lift/drag history. Instead, a phenomenological algebraic relation, valid at the higher pitch rates, accounts for lift and drag for different rates and pivot points, through at least 45° incidence angle.

Key words: low-dimensional models, nonlinear dynamical systems, separated flows, vortex flows, wakes/jets

Aerodynamic Characterisation of Static and Auto-rotating plates using coupled CFD-RBD simulations

Bruce Kakimpa^a, David M. Hargreaves^b, John S. Owen^c

^a *Postgraduate Research Student, Department of Civil Engineering,
University of Nottingham, UK, evxbk1@nottingham.ac.uk*

^b *Lecturer, Department of Civil Engineering,
University of Nottingham, UK, david.hargreaves@nottingham.ac.uk*

^c *Associate Professor, Department of Civil Engineering,
University of Nottingham, UK, john.owen@nottingham.ac.uk*

ABSTRACT: The phenomenon of plate autorotation is one that has application in a number of practical problems. Previous experimental investigations of autorotation have however been focused on single degree of freedom autorotation about a fixed axis due to the practical difficulties involved with implementing full 3D autorotation. Numerical studies of the problem have also focused mainly on 2D and low Reynolds number problems with one rotational degree of freedom. However in many practical situations, autorotation is three-dimensional in nature, exhibiting non-linear three degree of rotational freedom autorotation about an arbitrary axis. A more complete numerical treatment of autorotation is therefore necessary. This paper presents a three-degree of freedom simulation of the autorotation of a 3D low aspect ratio plate about its centre of mass in a high Reynolds number flow using a coupled CFD-RBD approach. The effects of vortex shedding on plate motion are found to be negligible and the autorotation phenomenon is found to be strongly dependent on the initial orientation of the plate. Predicted autorotational velocities are found to agree with experimentally derived correlation expressions.

Autorotacja zachodzi dla AR (wydłużenia) w szerokim zakresie, również jest mało czuła w realistycznym zakresie na liczbę Re

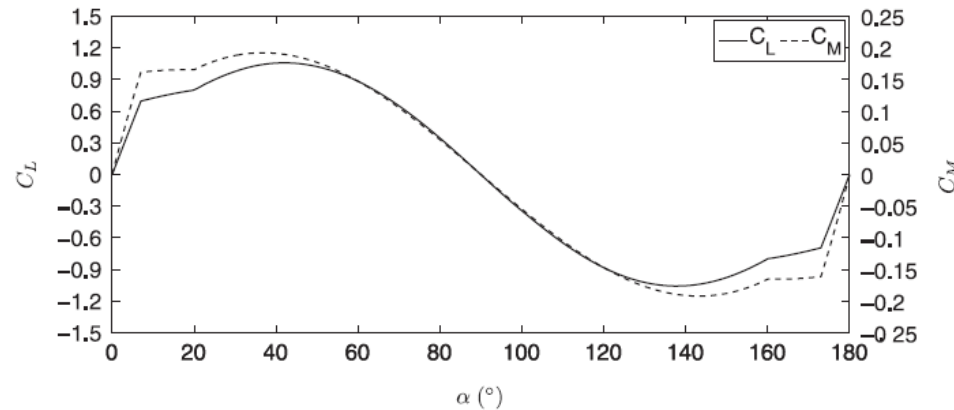


Fig. 1. Steady-state curves showing the variation of lift, C_L , and moment, C_M , coefficients with angle of attack, α for static square flat plates held in a steady flow (ESDU, 1970).

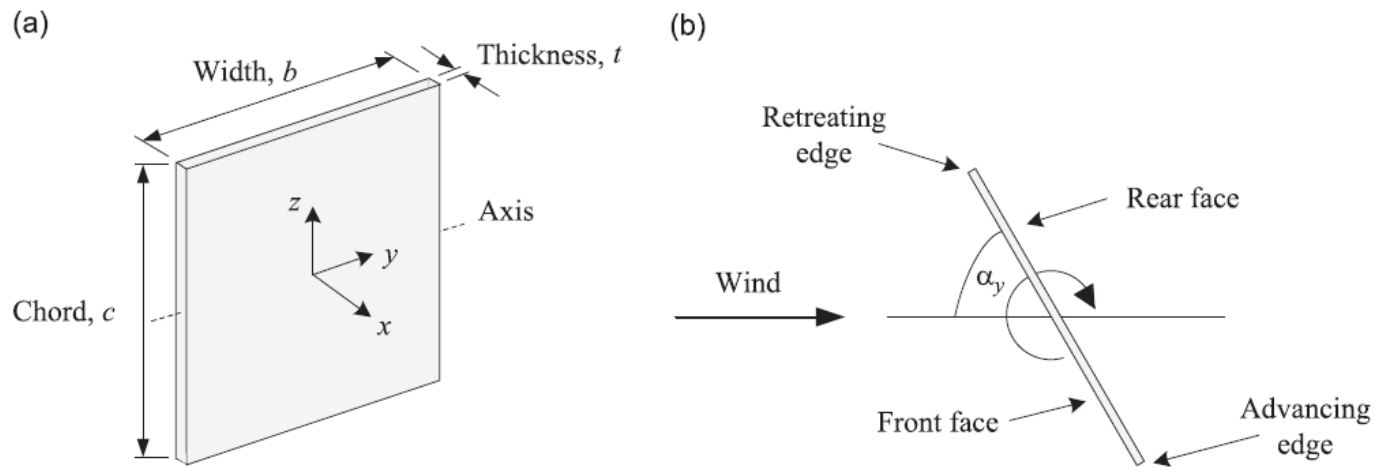
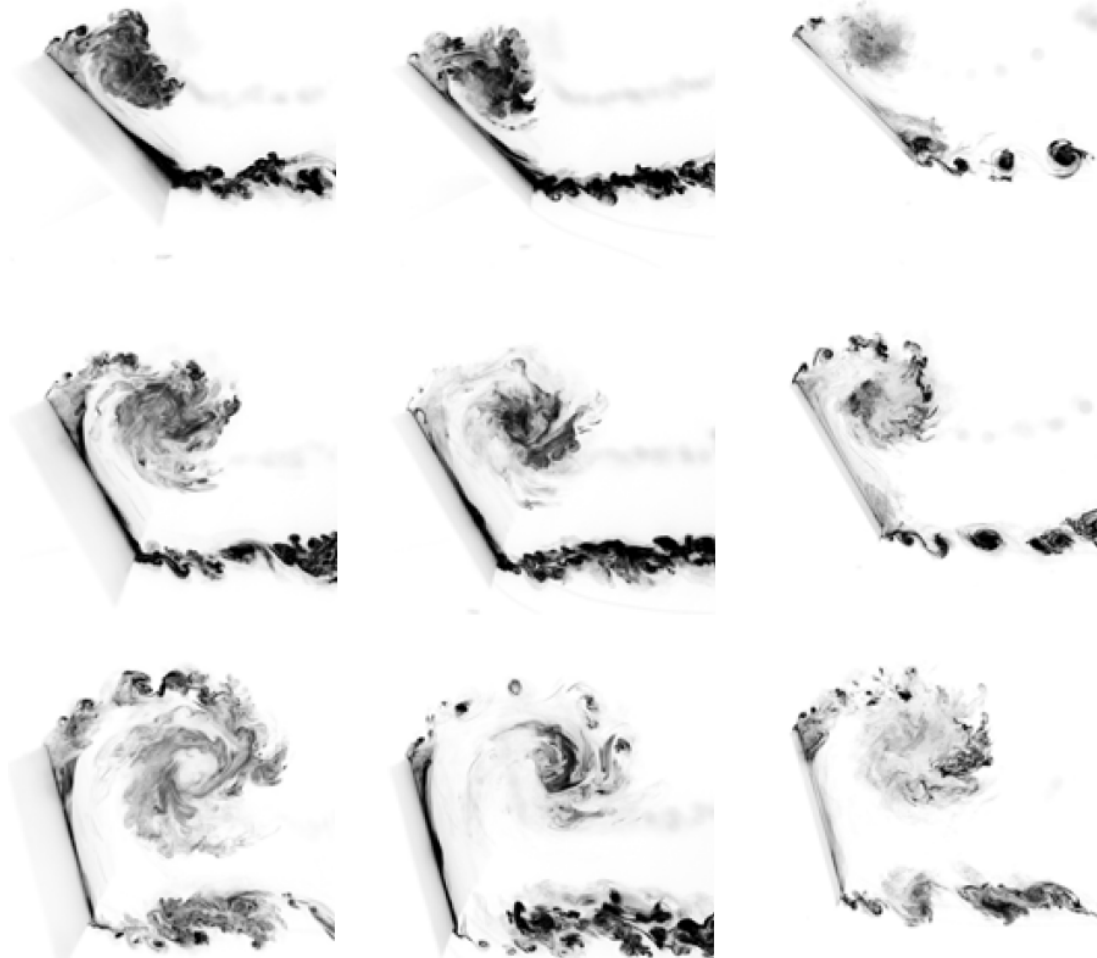


Fig. 2. (a) Dimensions and orientation of the plate and (b) the nomenclature associated with an autorotating plate.

Niestacjonarna hydrodynamika płata:

Autorotację napędza podciśnienie wiru za krawędzią natarcia.

Autorotacja preferuje prędkość kątową obrotu płata taką, że liniowa prędkość jego krawędzi równa jest 0.35-0.5 prędkości niezaburzonej przepływu



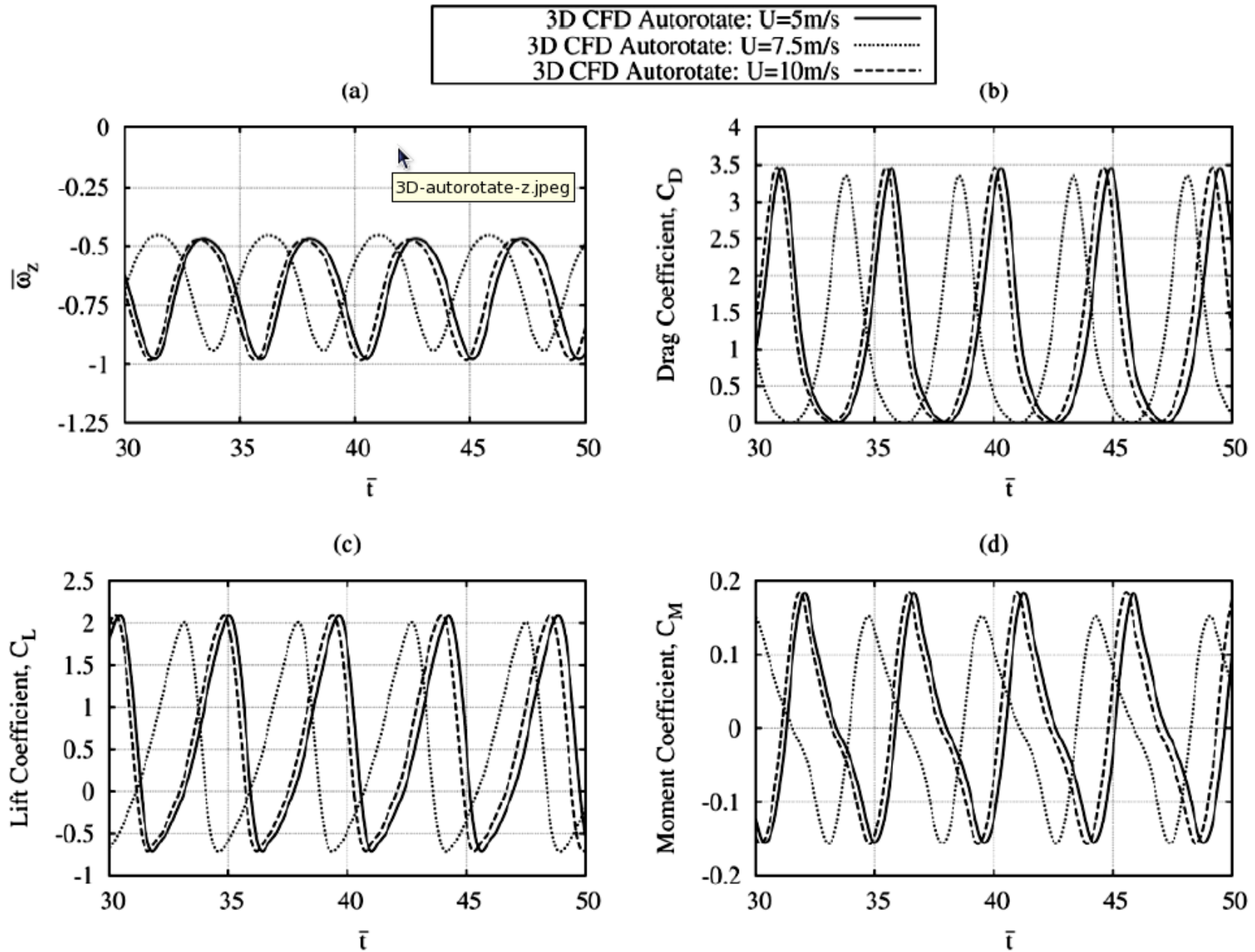


Figure 5: Time series plots for autorotational speed (a), drag coefficients (b), lift coefficients (c) and moment coefficients (d), obtained from 3D CFD-RBD simulations performed at various wind speeds

Lot swobodny płyty: obrót wokół osi długiej z nutacją

4.3 Free-Axis Autorotation

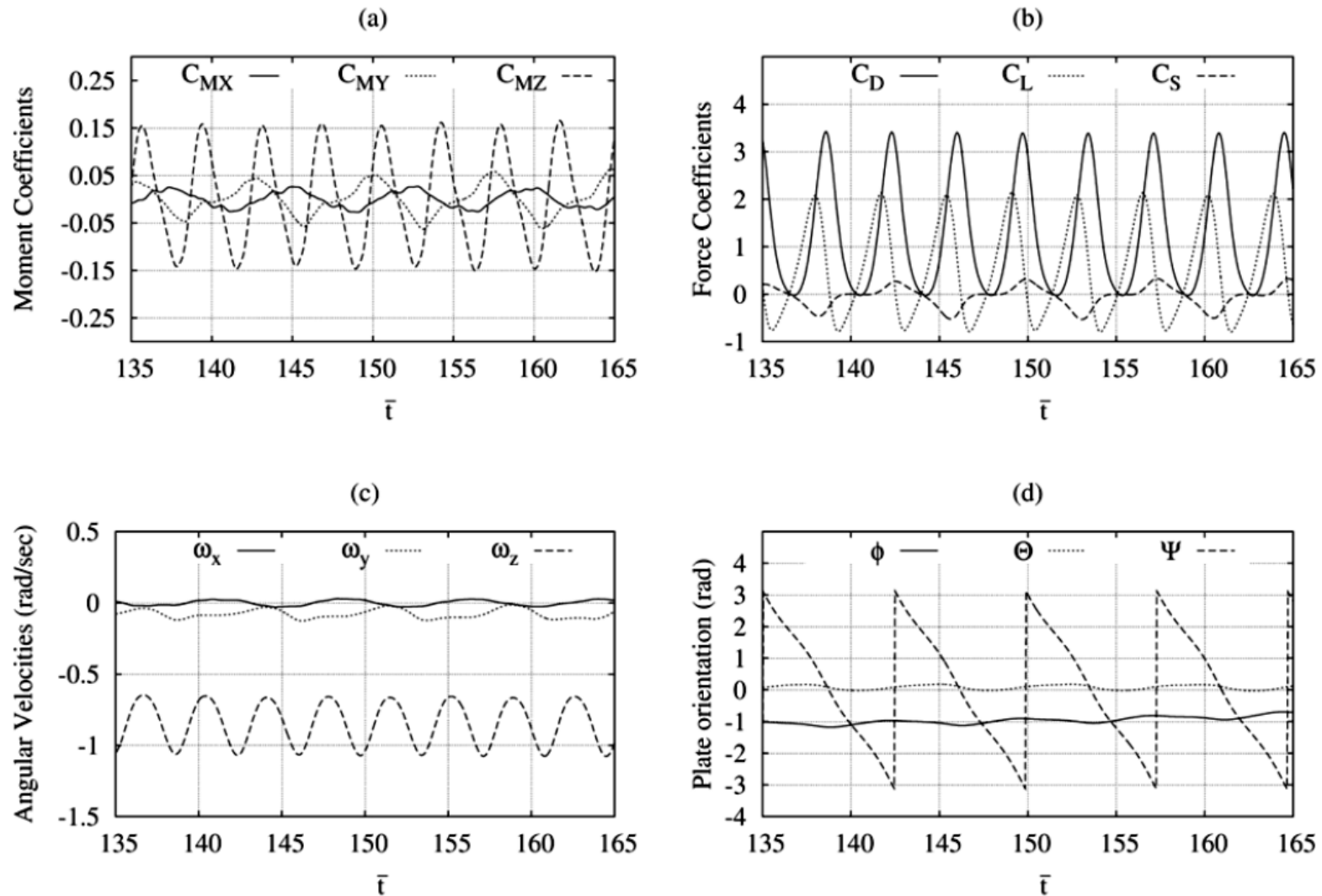
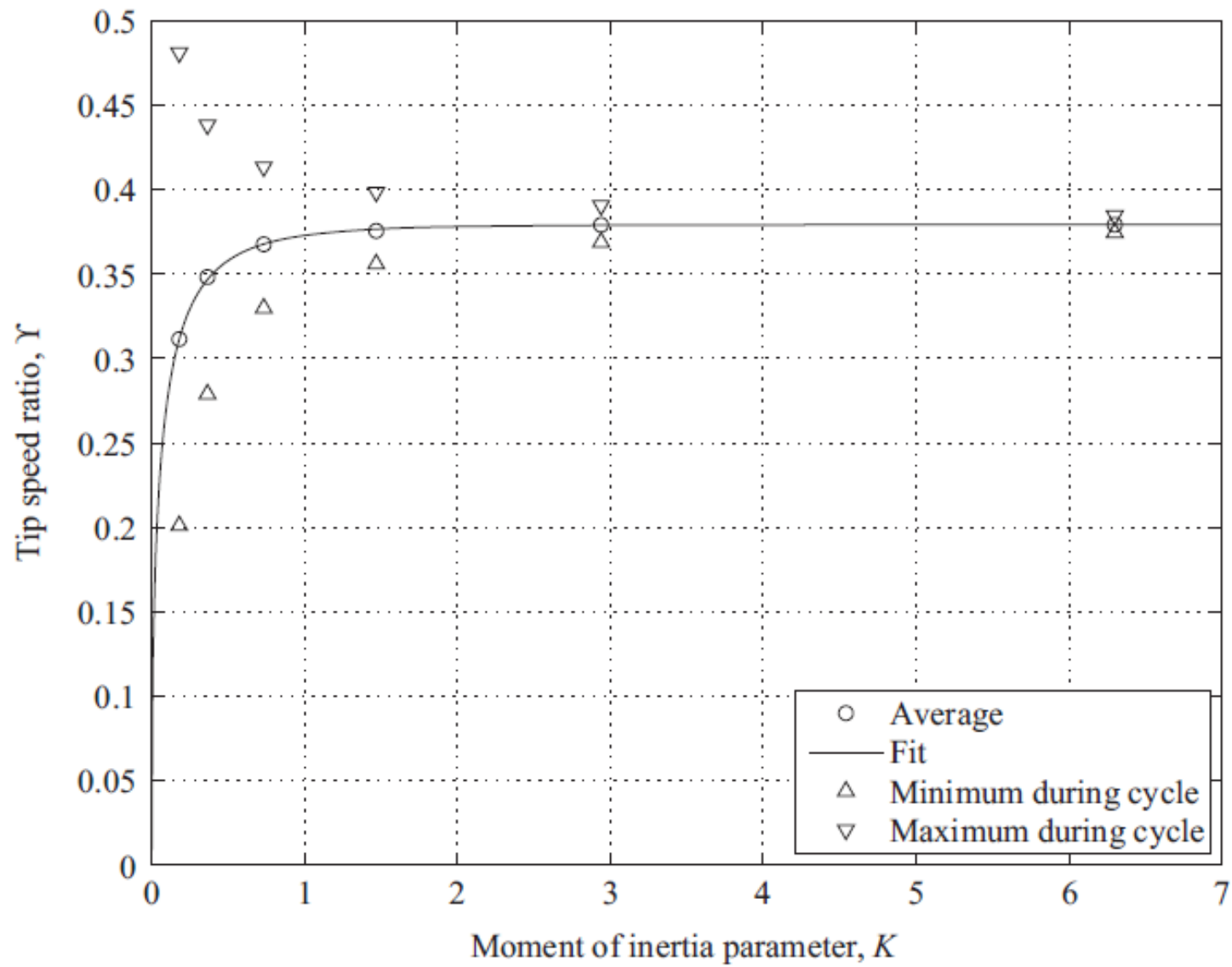
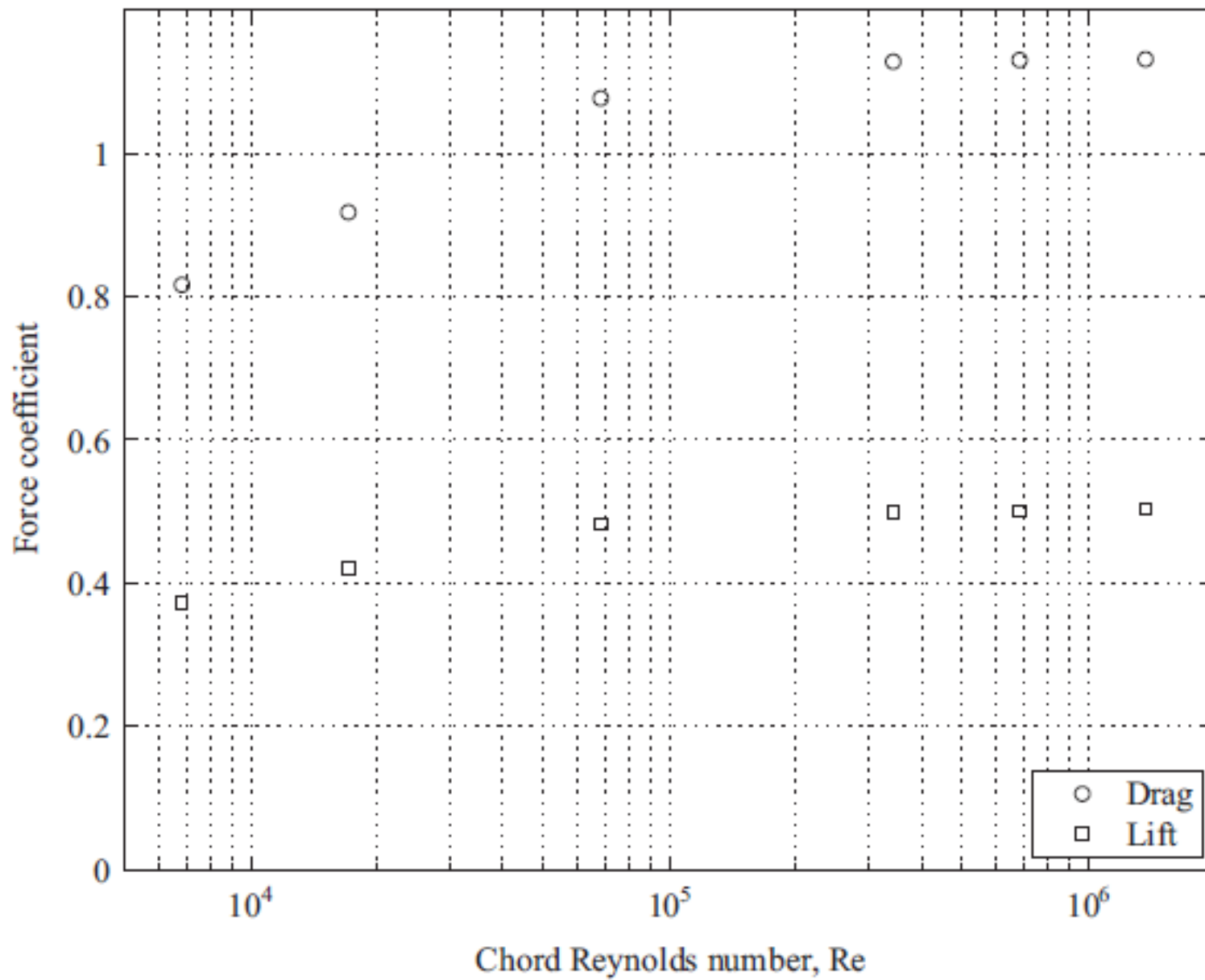


Figure 7: Moments (a), Forces (b), Angular velocities (c) and Orientation (d) from CFD-RBD simulations of a plate autorotating freely about an arbitrary axis through its centre of mass.







ELSEVIER

Contents lists available at ScienceDirect

Journal of Fluids and Structures

journal homepage: www.elsevier.com/locate/jfs



The computational fluid dynamics modelling of the autorotation of square, flat plates



D.M. Hargreaves*, B. Kakimpa, J.S. Owen

Faculty of Engineering, University of Nottingham, Nottingham NG7 2RD, UK

ARTICLE INFO

Article history:

Received 9 August 2012

Accepted 1 December 2013

Available online 14 February 2014

Keywords:

CFD

Autorotation

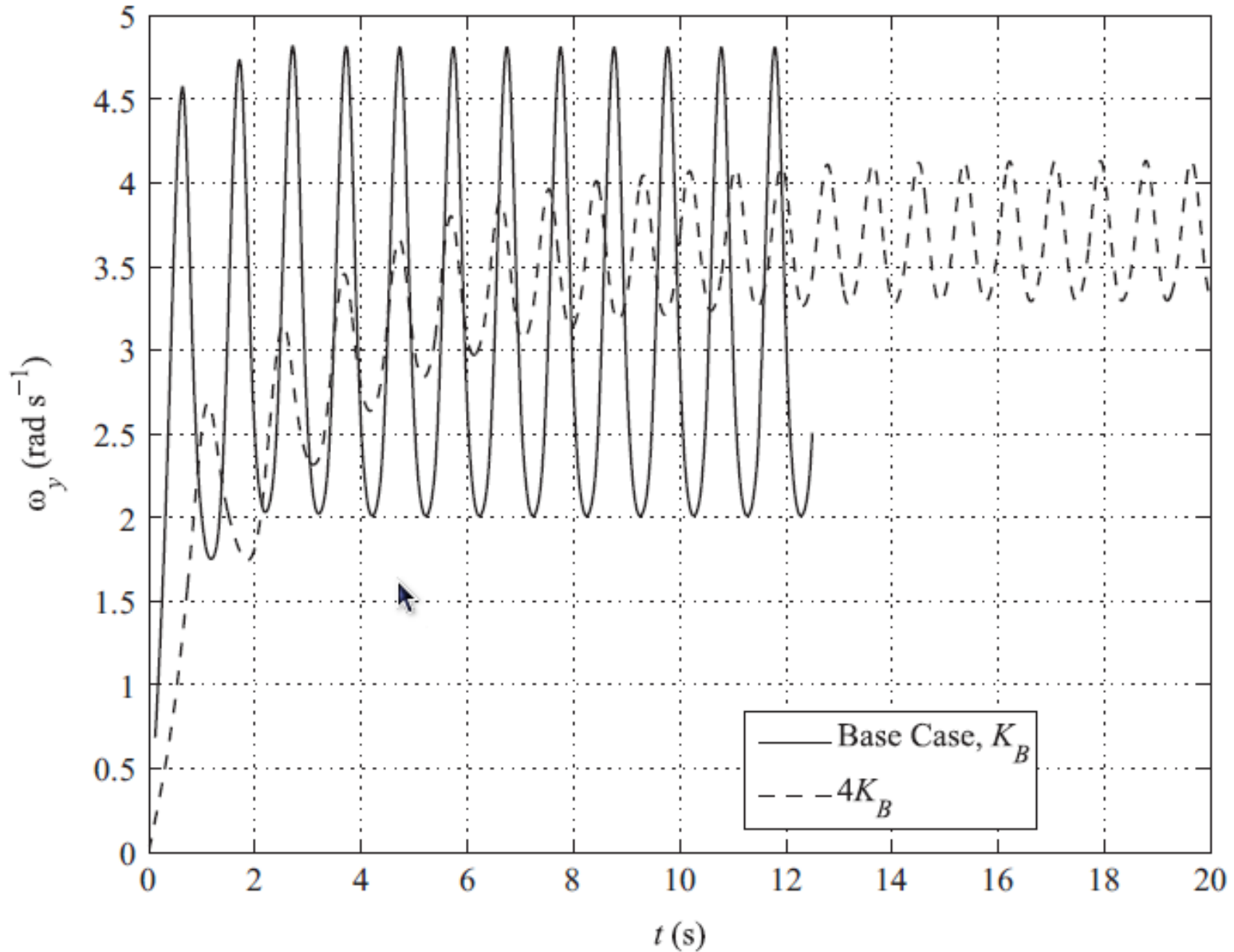
Fluid–structure interaction

ABSTRACT

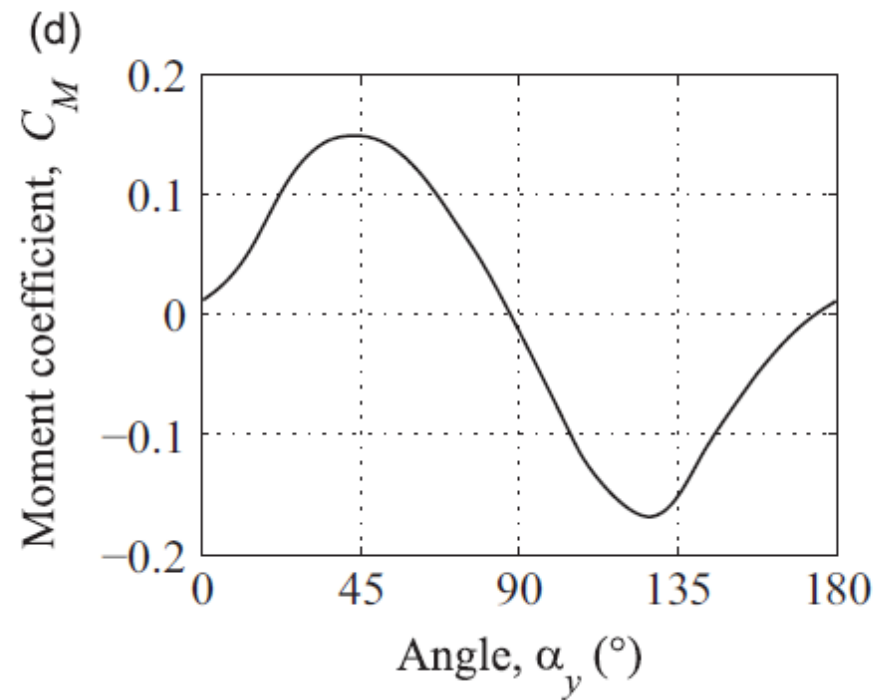
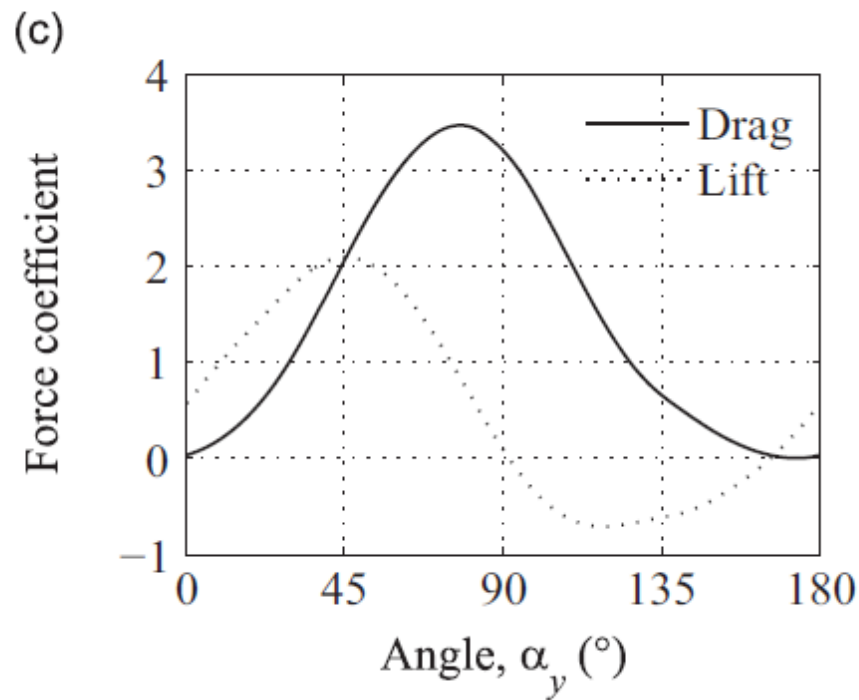
This paper examines the use of a coupled Computational Fluid Dynamics (CFD) – Rigid Body Dynamics (RBD) model to study the fixed-axis autorotation of a square flat plate. The calibration of the model against existing wind tunnel data is described. During the calibration, the CFD models were able to identify complex period autorotation rates, which were attributable to a mass eccentricity in the experimental plate. The predicted flow fields around the autorotating plates are found to be consistent with existing observations. In addition, the pressure coefficients from the wind tunnel and computational work were found to be in good agreement. By comparing these pressure distributions and the vortex shedding patterns at various stages through an autorotation cycle, it was possible to gain important insights into the flow structures that evolve around the plate. The CFD model is also compared against existing correlation functions that relate the mean tip speed ratio of the plate to the aspect ratio, thickness ratio and mass moment of inertia of the plate. Agreement is found to be good for aspect ratios of 1, but poor away from this value. However, other aspects of the numerical modelling are consistent with the correlations.

© 2014 The Authors. Published by Elsevier Ltd. This is an open access article under the CC BY license (<http://creativecommons.org/licenses/by/3.0/>).

Linia kreskowana pokazuje powolną stabilizację tempa autorotacji po wielu obrotach, dla bezwymiarowego współczynnika momentu bezwładności właściwego dla końcówki skrzydła PLF 101 (podany czas odnosi się jednak do innego, opublikowanego modelu)

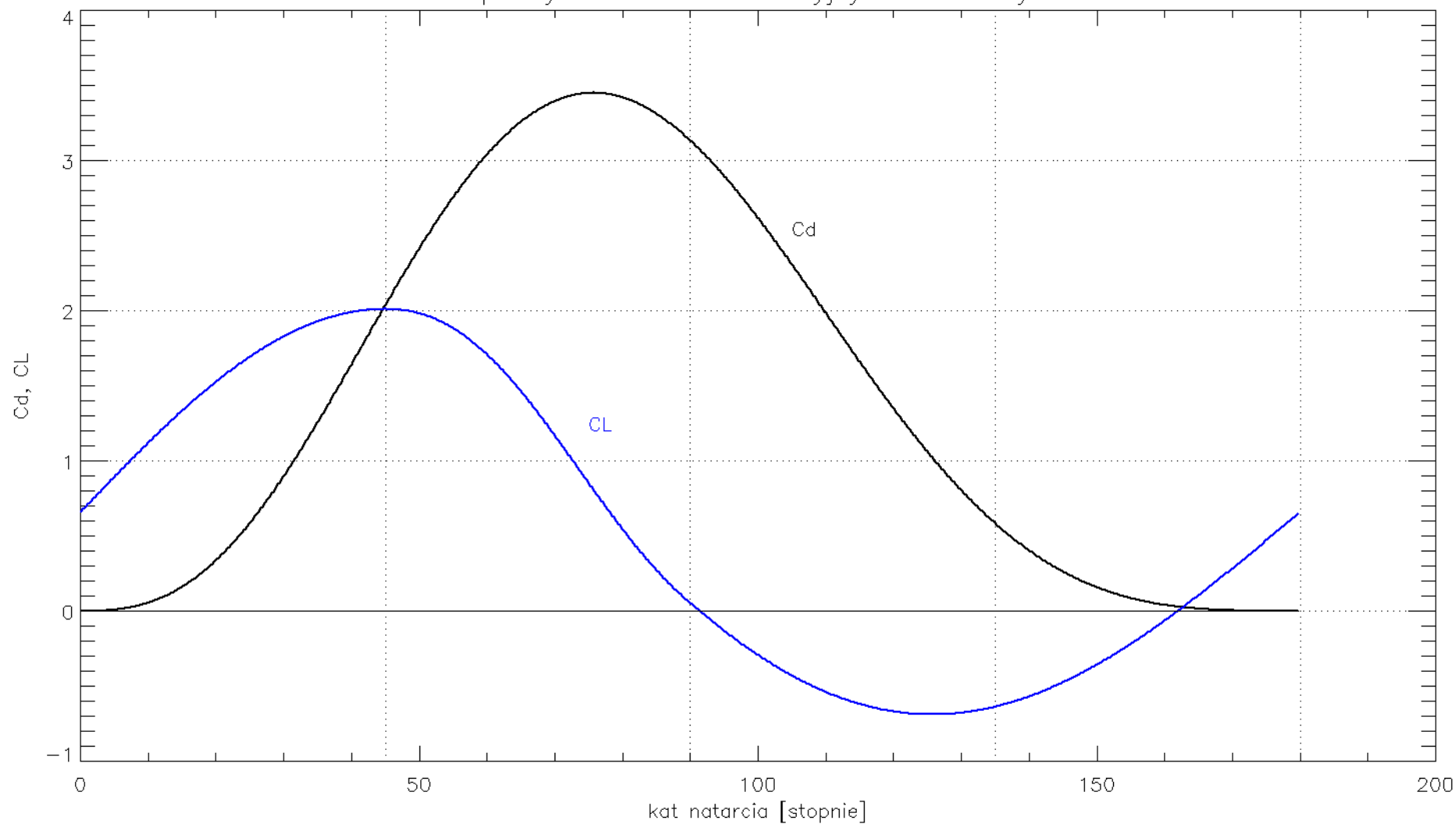


Zależności C_d , C_L oraz C_M w funkcji kąta natarcia autorotującego płata

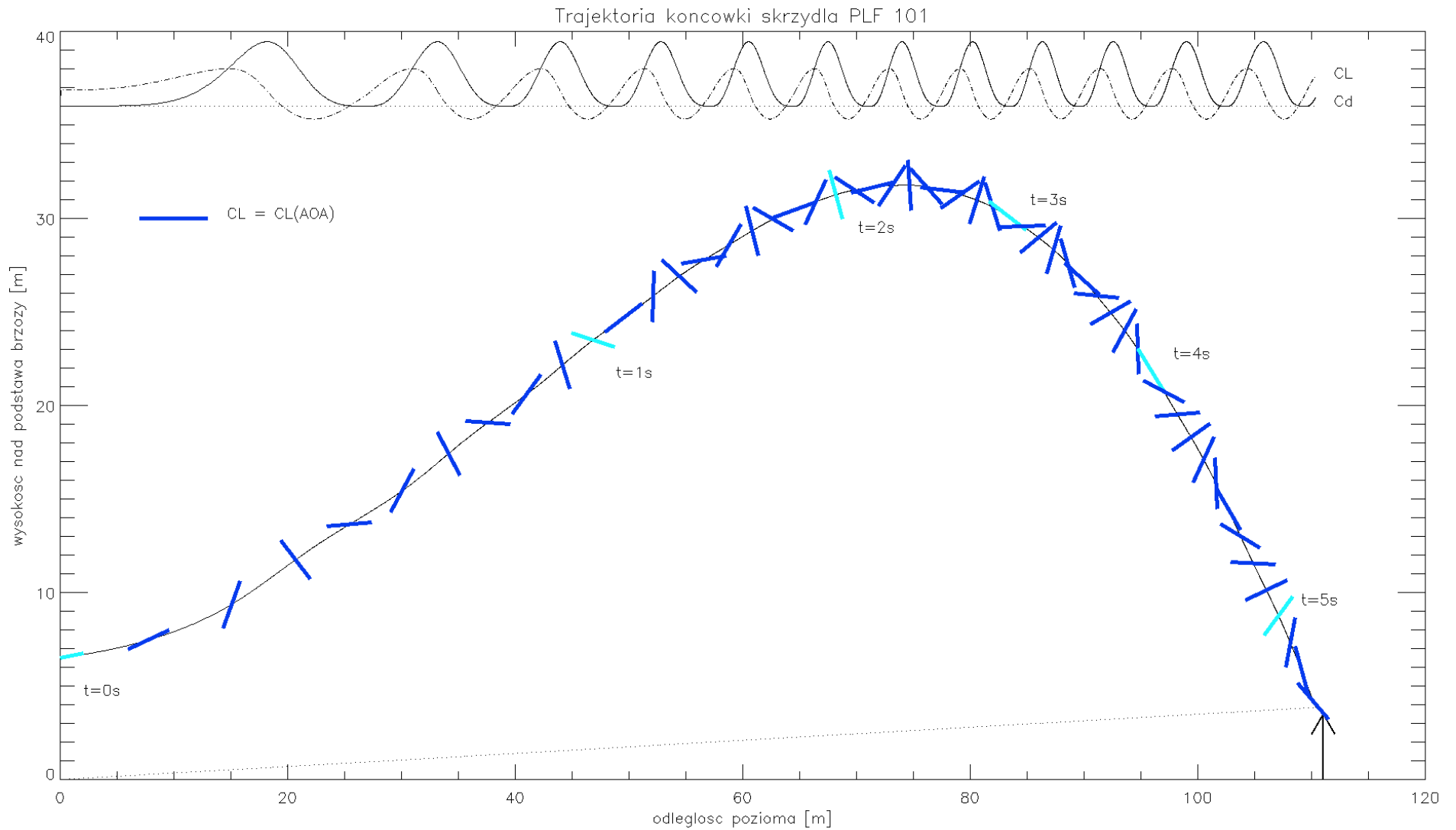


Przyjęte w tej pracy C_L oraz C_d (w funkcji kąta natarcia) podczas autorotacji końcówki skrzydła PLF 101

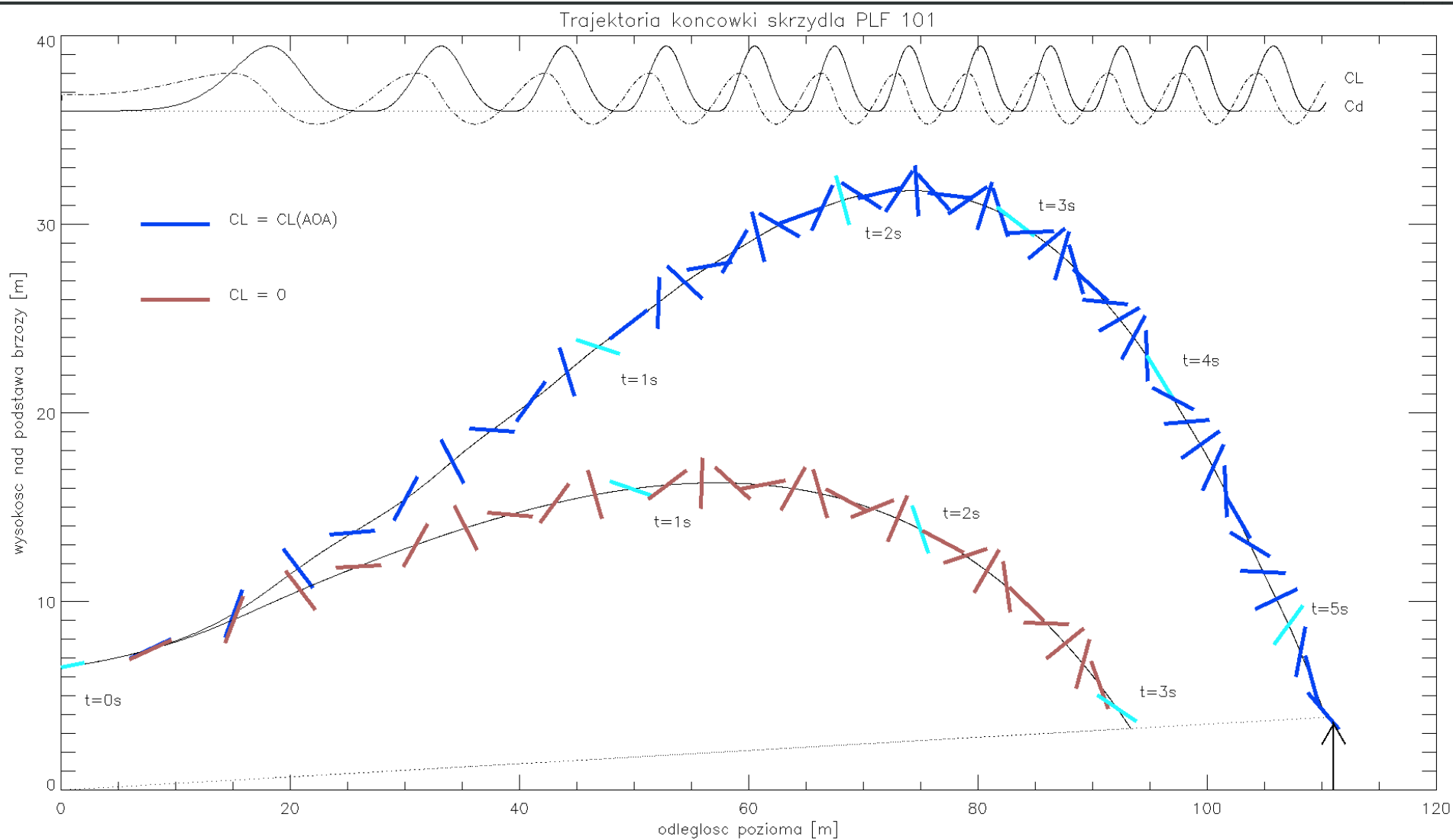
Współczynniki sił w autorotacyjnym locie skrzydła



Numeryczna trajektoria i obrót końcówki skrzydła z uwzględnieniem autorotacji, w tym siły nośnej Magnusa



Lot końcówki skrzydła obliczony z i bez efektu Magnusa



WNIOSEK NT. KOŃCÓWKI

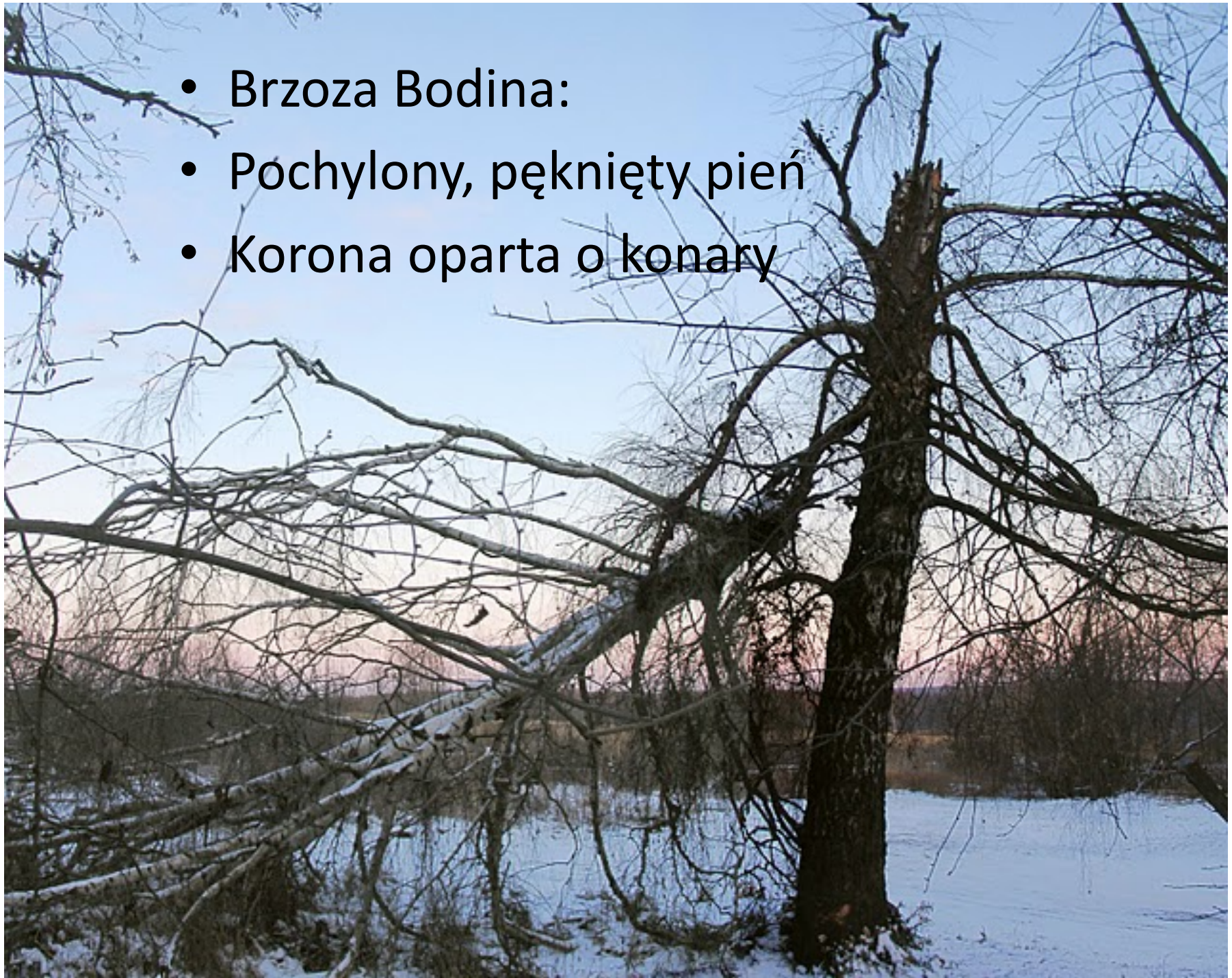
- Przeleciała autorotując wzdłuż osi długiej w czasie około 5 s
- Spadając w odległości około 110 m z prędkością nie przekraczającą ~ 70 kmh, pod kątem ~ 50 stopni do horyzontu
- Zgodność z rzeczywistością jest bardzo dobra

Cześć II referatu:

Łamanie skrzydła



- Brzoza Bodina:
- Pochylony, pęknięty pień
- Korona oparta o konary



Brzoza Bodina:

po zderzeniu nie brakuje ściętego sektora pnia, przez który potencjalnie mógłoby przelecieć skrzydło



Pień po zderzeniu ma natomiast ~metrowe drzazgi wskazujące na łamanie drzewa przy umiarkowanej prędkości procesu. Również położenie korony wskazuje że BB nie została ścięta skrzydłem a uderzona + złamana.

Pochylenie pnia





Pęknięcie pnia
u podstawy

TYPOWE DANE O DREWNIE



Pergamon

Int. J. Impact Engng., Vol. 19, Nos. 5-6, pp. 531-570, 1997

© 1997 Elsevier Science Ltd

Printed in Great Britain. All rights reserved

0734-743X/97 \$17.00+0.00

PII:S0734-743X(97)00016-X

DYNAMIC UNIAXIAL CRUSHING OF WOOD

S.R. REID^{*} and C. PENG

Department of Mechanical Engineering, UMIST, PO Box 88, Sackville Street, Manchester, M60 2QD, U.K.

(Received 30 October 1996; in revised form 30 January 1997)

EXPERIMENTAL RESULTS

Mechanical properties at the static loading.

The testing of wood under static loading in tension, pressure and in bending represents a standard procedure. Owing to this fact, no description of these experiments is presented. The results of this testing are given in Table 1.

Table 1. Strengths of the tested woods. (ME – modulus of elasticity in MPa, MR – modulus of rupture in MPa)

| WOOD | Density (kg/m ³) | Strength in tension (MPa) | Strength in tension ⊥ (MPa) | Strength in pressure (MPa) | Strength in pressure ⊥ (MPa) | MR | ME | Toughness J/cm ² |
|--------|---------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------------|--|---------------------------------------|-----|--------|--------------------------------|
| Spruce | 440 | 84 | 1.5 | 30 | 4.1 | 60 | 9 100 | 4.9 |
| Pine | 530 | 102 | 2.9 | 54 | 7.5 | 98 | 11 750 | 6.9 |
| Oak | 700 | 108 | 3.3 | 42 | 11.5 | 116 | 11 600 | 7.4 |
| Beech | 720 | 130 | 3.5 | 46 | 7.5 | 104 | 13 100 | 7.8 |
| Birch | 730 | 134 | 6.9 | 50 | 10.8 | 134 | 16 100 | 6.6 |

Table 1. Numbers of specimens measured (N), means, standard deviations and the outermost values for the specific gravity (ρ_{12}), MOE and MOR for *Betula pendula* and *B. pubescens*. Below the Pearson correlations between the study variables by species

| Species (N) | <i>B. pendula</i> (249) | | | <i>B. pubescens</i> (361) | | |
|----------------------|-------------------------|----------|----------|---------------------------|----------|----------|
| | ρ_{12} | MOE, GPa | MOR, MPa | ρ_{12} | MOE, GPa | MOR, MPa |
| Mean | 565.9 | 14.5 | 113.9 | 538.1 | 13.2 | 104.1 |
| Std. deviation | 38.7 | 2.1 | 14.8 | 35.7 | 1.9 | 14.1 |
| Min | 440.1 | 7.8 | 69.8 | 456.9 | 8.2 | 61.3 |
| Max | 687.3 | 19.9 | 156.6 | 640.8 | 20.0 | 141.4 |
| Pearson correlations | | | | | | |
| ρ_{12} | 1.000 | | | 1.000 | | |
| MOE, GPa | 0.694 | 1.000 | | 0.663 | 1.000 | |
| MOR, MPa | 0.827 | 0.877 | 1.000 | 0.792 | 0.860 | 1.000 |

Table 2. Bending properties of birch wood, species combined. A comparison of the means of the current study with those presented in the literature

| Characteristics | Current study | Jalava (1945) | Wagenführ (1996) | Dunham et al. (1999) | |
|-----------------|---------------|---------------|------------------|----------------------|-----------|
| | Small clears | Small clears | Small clears | Small clears | Sawn wood |
| MOE, GPa | 13.7 | 14.1–15.4 | 14.5–16.5 | 8.5–14.0 | 8.2–13.3 |
| MOR, MPa | 108.1 | 98.6–110.9 | 76–155 | 93.1–132.3 | 46.6–64.3 |

Typowe zachowanie drewna przy rozciąganiu (o czym informuje MOR) oraz ściskaniu/zgniataniu

S. Holmberg et al. / Computers and Electronics in Agriculture

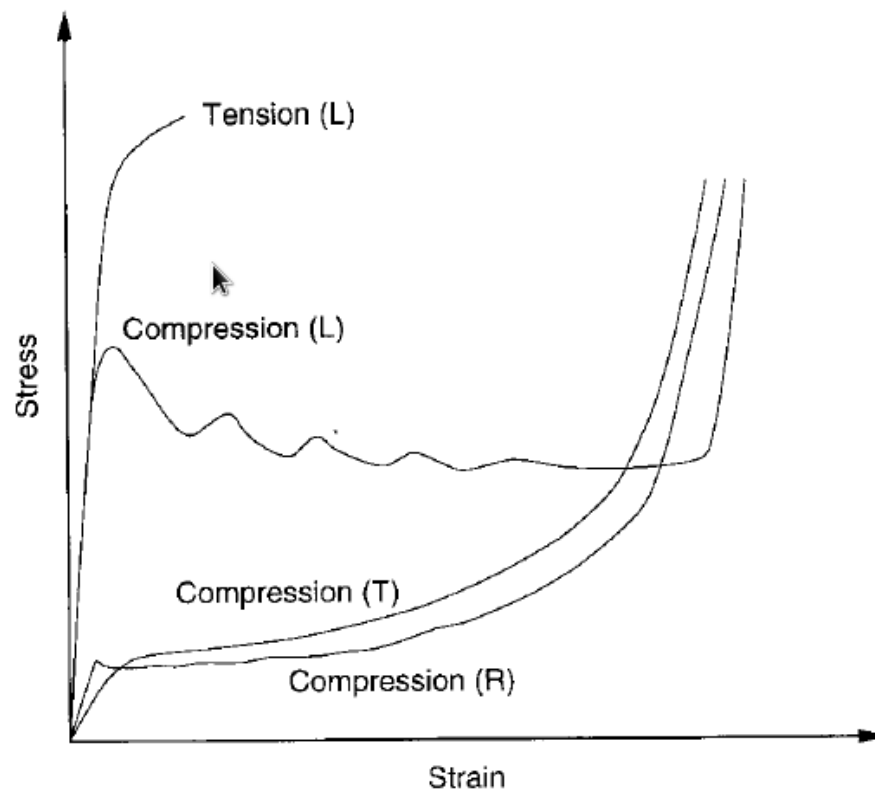
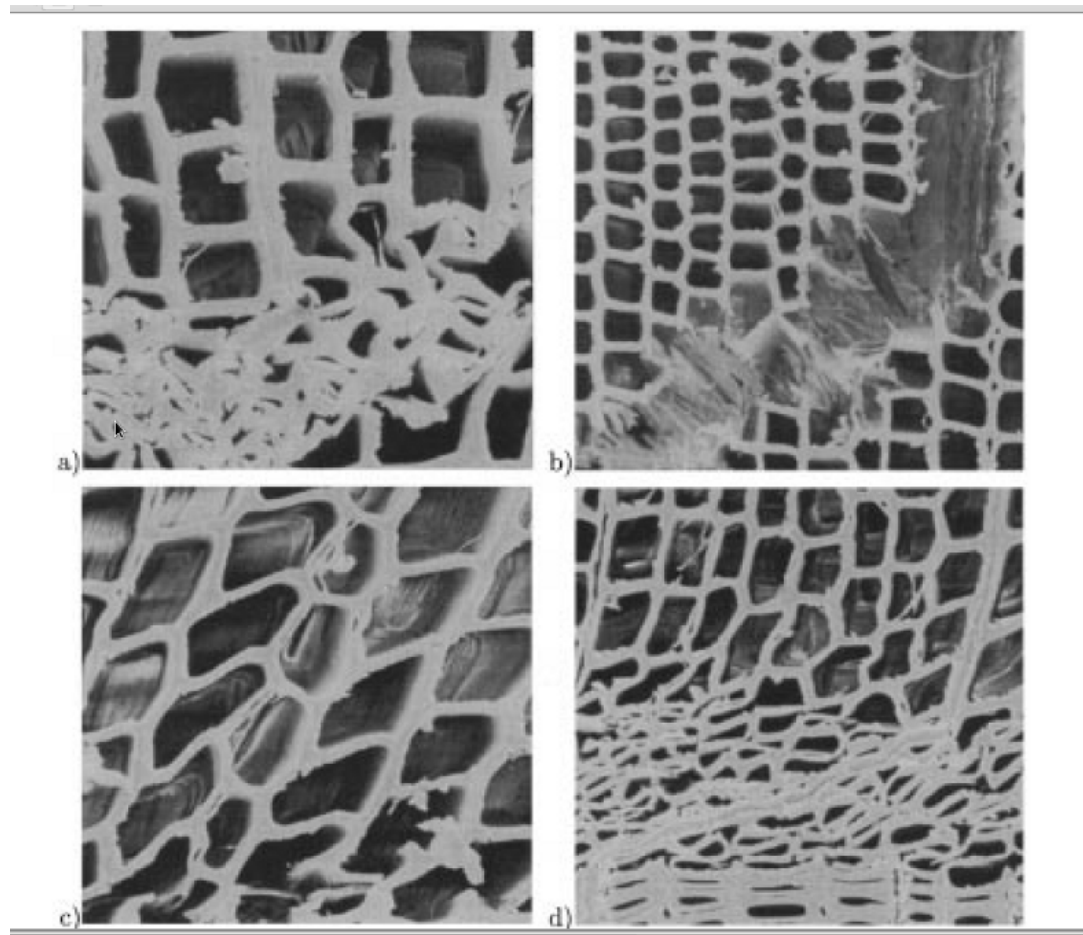


Fig. 9. Typical stress–strain curves for wood loaded in compression in the longitudinal, radial and tangential directions and for tension in the longitudinal direction.

Zgniatanie struktury drewna:

proces ten następował do momentu zgniecenia kilkunastu procent przekroju pnia przez skrzydło, po czym pole styku przedmiotów wzrosło, a naprężenia spadły poniżej wartości krytycznych



OSZACOWANIA ZGNIATANIA BRZOZY OPIERAJĄ SIĘ NA RÓŻNORAKICH POMIARACH (NIEKTÓRYCH DOSTĘPNYCH TYLKO DLA DĘBU, Z KTÓREGO RODZINY JEST BRZOZA)

536

S.R. Reid and C. Peng

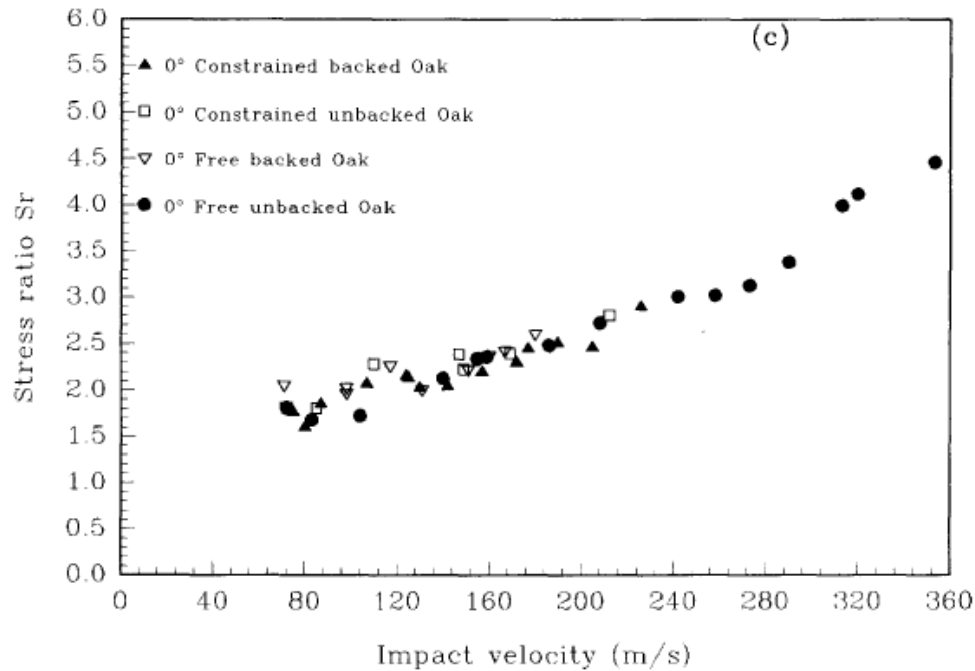
Table 1. Uniaxial quasi-static parameters for wood specimens tested under laterally constrained conditions (uniaxial compression); 75 mm diameter × 75 mm high

| Wood and grain orientation | Initial density, ρ_0 (kg m ⁻³) | Initial crush stress, σ_{cr} (N mm ⁻²) | Theoretical crush stress, Eqns (1) or (2) (N mm ⁻²) | Locking strain, ϵ_1 | Specific locking energy (kJ kg ⁻¹) |
|----------------------------|---|---|---|------------------------------|--|
| Balsa 0° | 277 | 27.0 | 27.7 | 0.68 | 63.4 |
| Balsa 90° | 264 | 1.6 | 2.2 | 0.65 | 10 |
| Y. Pine 0° | 383 | 43.3 | 38.3 | 0.64 | 62.2 |
| Y. Pine 90° | 396 | 5.1 | 4.9 | 0.60 | 15.2 |
| Redwood 0° | 367 | 43.0 | 36.7 | 0.65 | 59.0 |
| Redwood 90° | 409 | 10.5 | 5.2 | 0.58 | 16.3 |
| A. Oak 0° | 725 | 75.0 | 72.5 | 0.33 | 30.4 |
| A. Oak 90° | 695 | 12.3 | 15.0 | 0.37 | 16.0 |
| Ekki 90°* | 1051 | 24.0 | 34.4 | — | — |
| Ekki 90° | 1183 | 18.2 | 43.5 | 0.13 | 3.7 |

MPa

* Free specimen.

Zgniatanie powolne



Szybko zgniatane drewno jest znacznie (~2 x) bardziej wytrzymałe niż zgniatane powoli

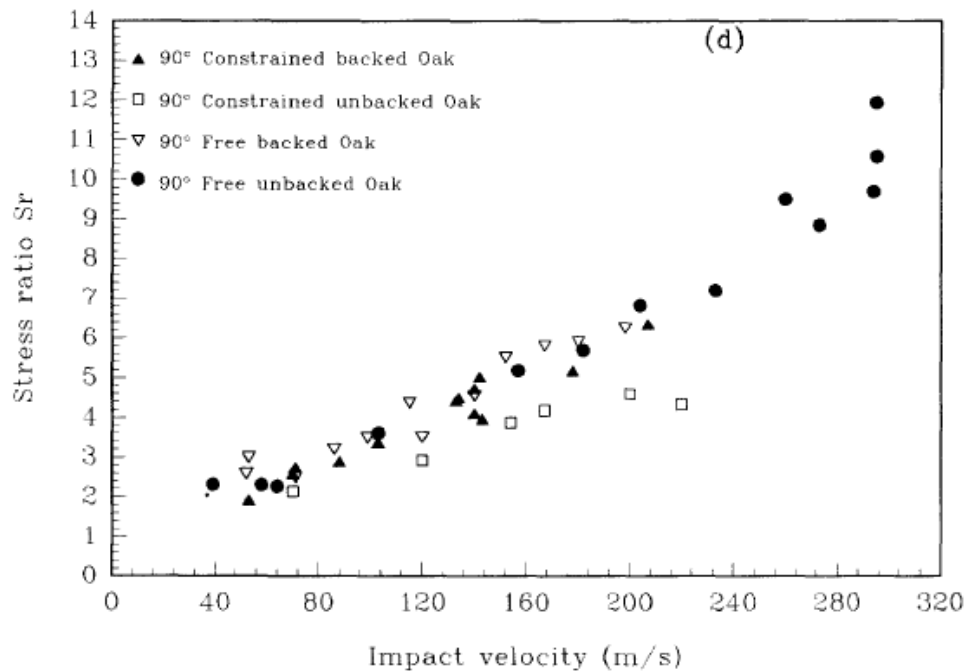
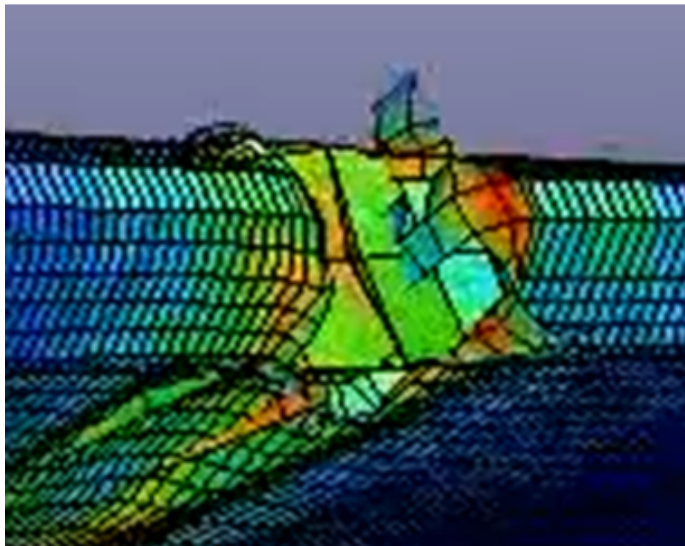
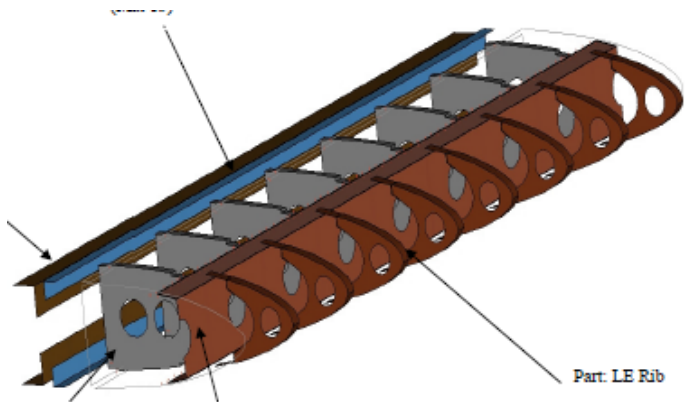


Fig. 7. (Continued)

Modelowanie LS-Dyna wymaga wiedzy o typowych problemach z którymi borykają się metody FEM (MES)



Jeden z modeli Biniendy w porównianiu z realistyczną geometrią skrzydła)

1. Wymagana jest dobra rozdzielczość
2. Nie wolno lekkomyślnie używać sztucznej erozji elementów w zderzeniach dynamicznych
3. Krok czasowy spadający do minimalnej wartości równej 1 ns (na przebycie 1 elementu obliczeniowego samolot potrzebuje ~ 10000000 kroków czasowych) NIE świadczy o dokładności obliczeń, a o ich załamaniu się, np. w wyniku hourglassing i/lub nadmiernej deformacji siatki
4. Wypada nie zmyślać danych o grubości i strukturze blach skrzydła! W próbach obliczeń ZP grubości były całkowicie fałszywe.



Review on critical impact velocities in tension and shear

J.R. Klepaczko

Metz University, Laboratory of Physics and Mechanics of Materials, UMR-CNRS 7554, Ile du Sauley, F-57045 Metz, Cedex 01, France

Received 22 September 2004; received in revised form 23 August 2005; accepted 24 August 2005

Available online 24 October 2005

Abstract

J.R. Klepaczko / *International Journal of Impact Engineering* 32 (2005) 188–209

205

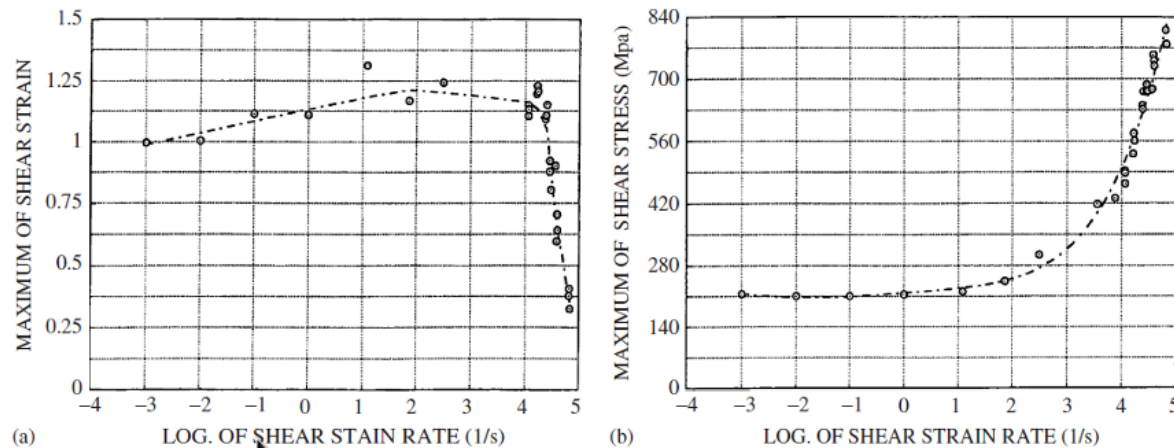
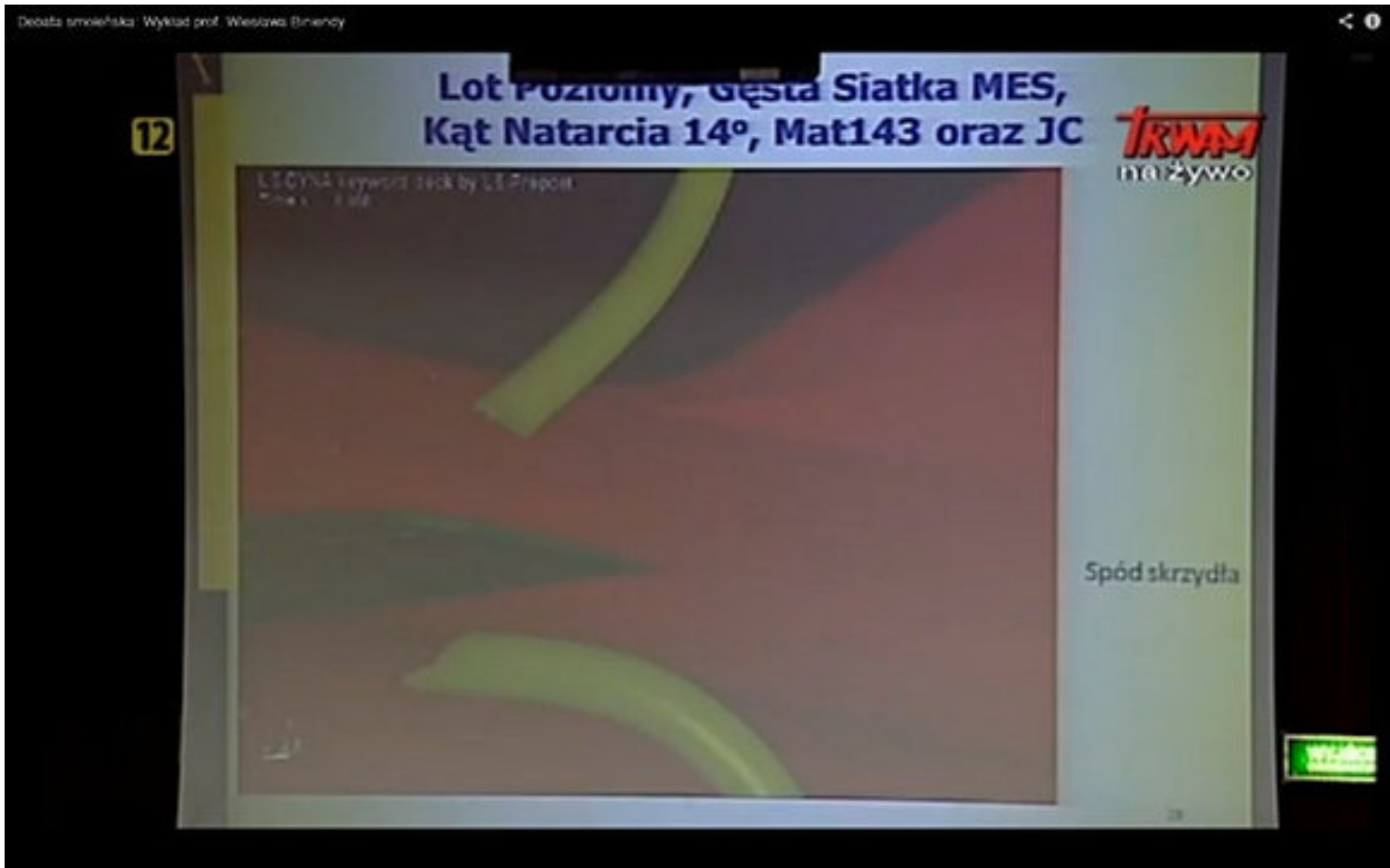


Fig. 15. Experimental results of slow and fast shearing for a hot rolled armor steel by the MDS technique: a—maximum shear strain at failure versus nominal strain rate; b—maximum shear stress versus nominal strain rate [10].

measured by the non-contact optical transducer 8 and by the black and white target 6. In addition, since the front of the striker is black the displacement of the contact striker-specimen can be also measured. The theory of the test is given in [9].

After analysis of the recorded signals and elimination of time, the force–displacement curve can be obtained and later on $\tau(I)$ and dI/dt calculated. It was immediately found during preliminary tests that above shear

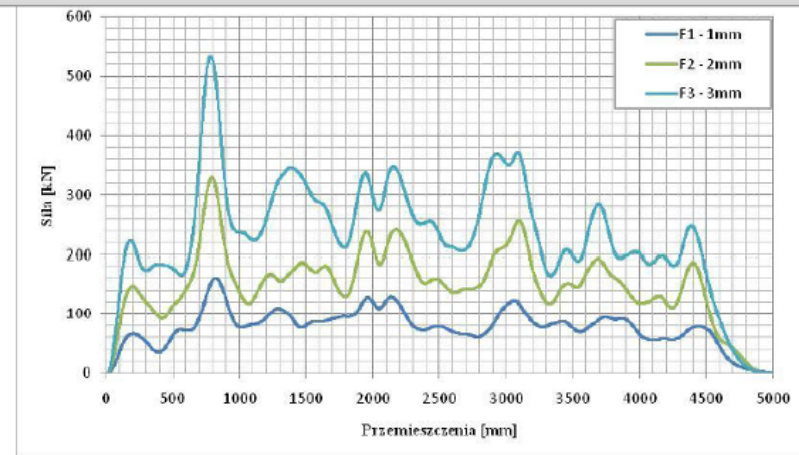
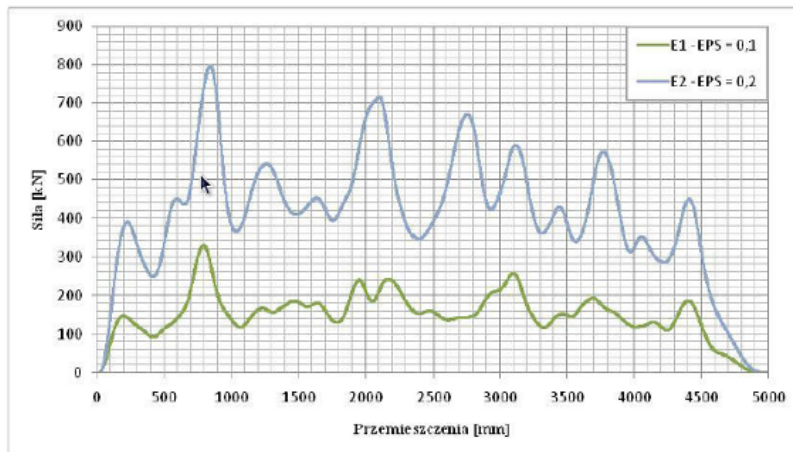
Obliczenia prof. Biniandy et al. (2012) – nierealistyczny model materiałowy



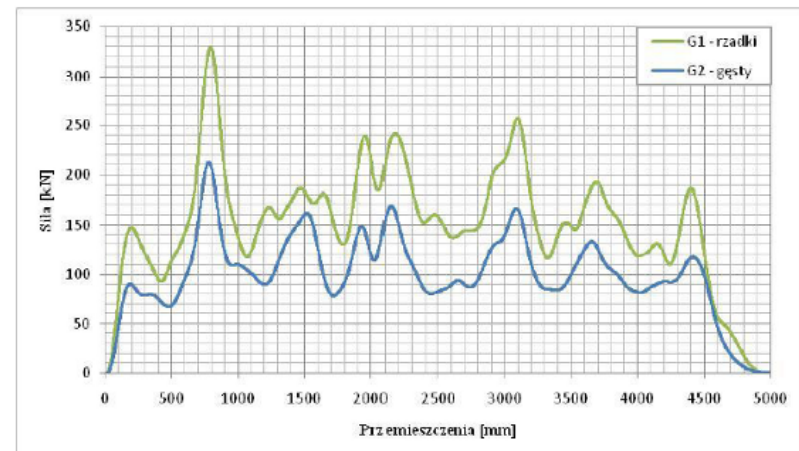
A.Morka i in. (2013)

drewna brzozy i stopu aluminium, odnalezienie danych nie było możliwe. Dlatego też zadano różne współczynniki tarcia ($\mu=0,1$ oraz $\mu=0,5$). W wariantach H1 oraz H2 przyjęto otwory w uźebrowaniu, grubość ścianki 2mm oraz EPS=0,1. Wykresy na R_{ys.} 13 dają zbliżone wyniki. Oznacza to, że w procesie niszczenia tarcie pełni rolę drugoplanową.

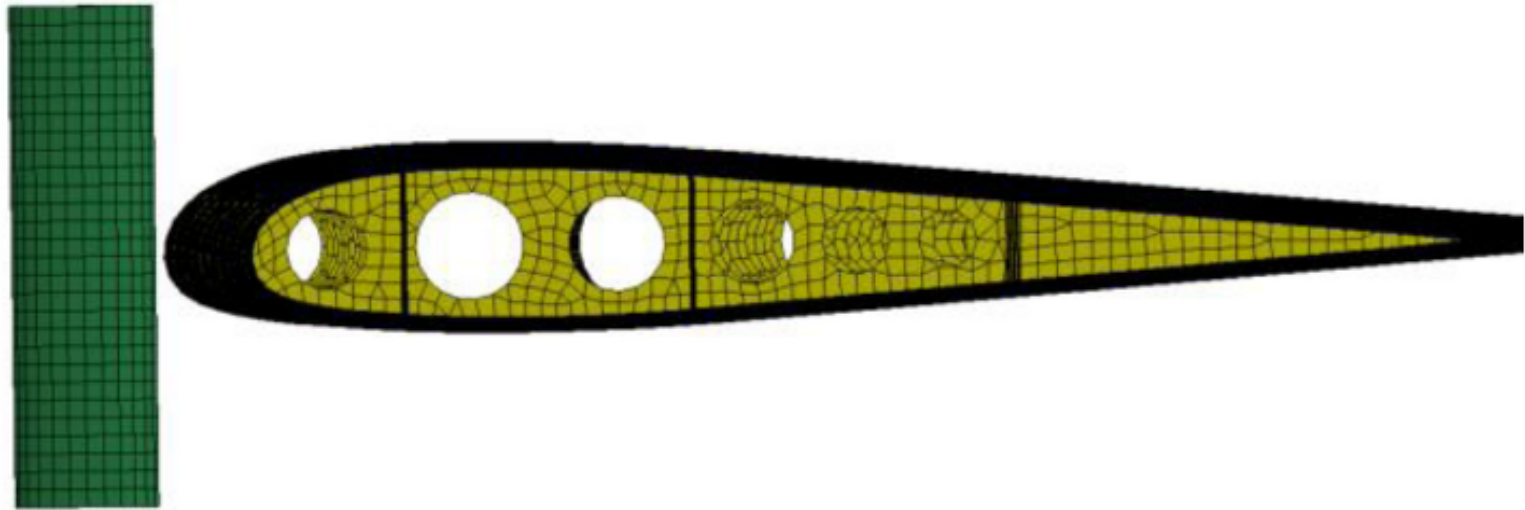
Pomimo obecności perforacji w żebrach, na których rozpięto poszycie skrzydła, z dokumentacji trudno określić ich faktyczne gabaryty. Ponieważ do określenia wymiarów otworów użyto jedynie prostej proporcji, model poddano badaniu pod kątem zależności siły w miejscu kontaktu od ich średnicy. Zastosowano dwa zupełnie skrajne przypadki, pierwszy, w którym otwory są obecne oraz drugi, w którym nie występują. Wykres na R_{ys.} 14. wykazuje pewne różnice w wielkości siły, jednak nie są one znaczące. Ponieważ wątpliwa jest jedynie kwestia wielkości i usytuowania perforacji żeber, a nie ich obecność można wnioskować, że model nie jest wrażliwy na te uproszczenia.



R_{ys.} 11. Zależność siły oddziaływania skrzydła na belkę penetrującą w funkcji jej przemieszczenia dla trzech grubości struktury



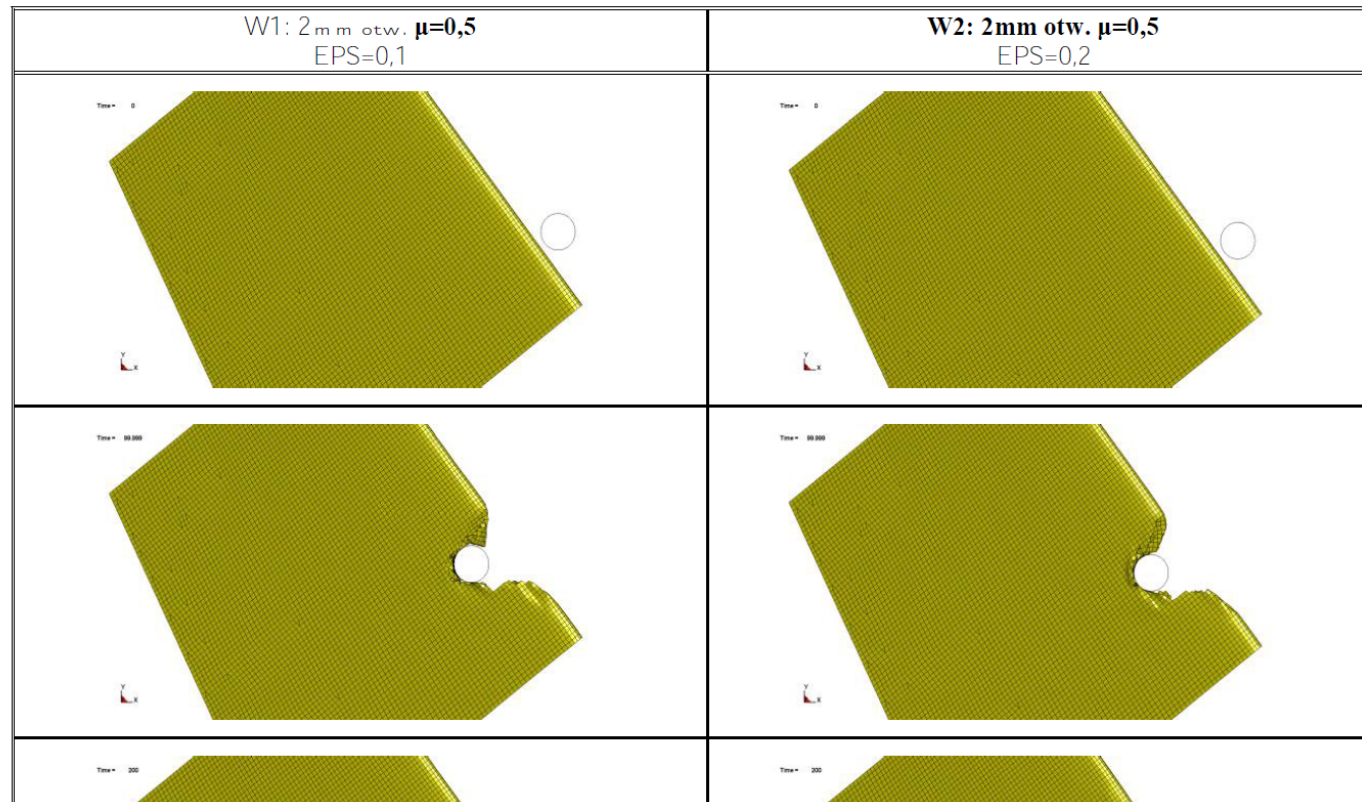
R_{ys.} 12. Zależność siły oddziaływania skrzydła na belkę



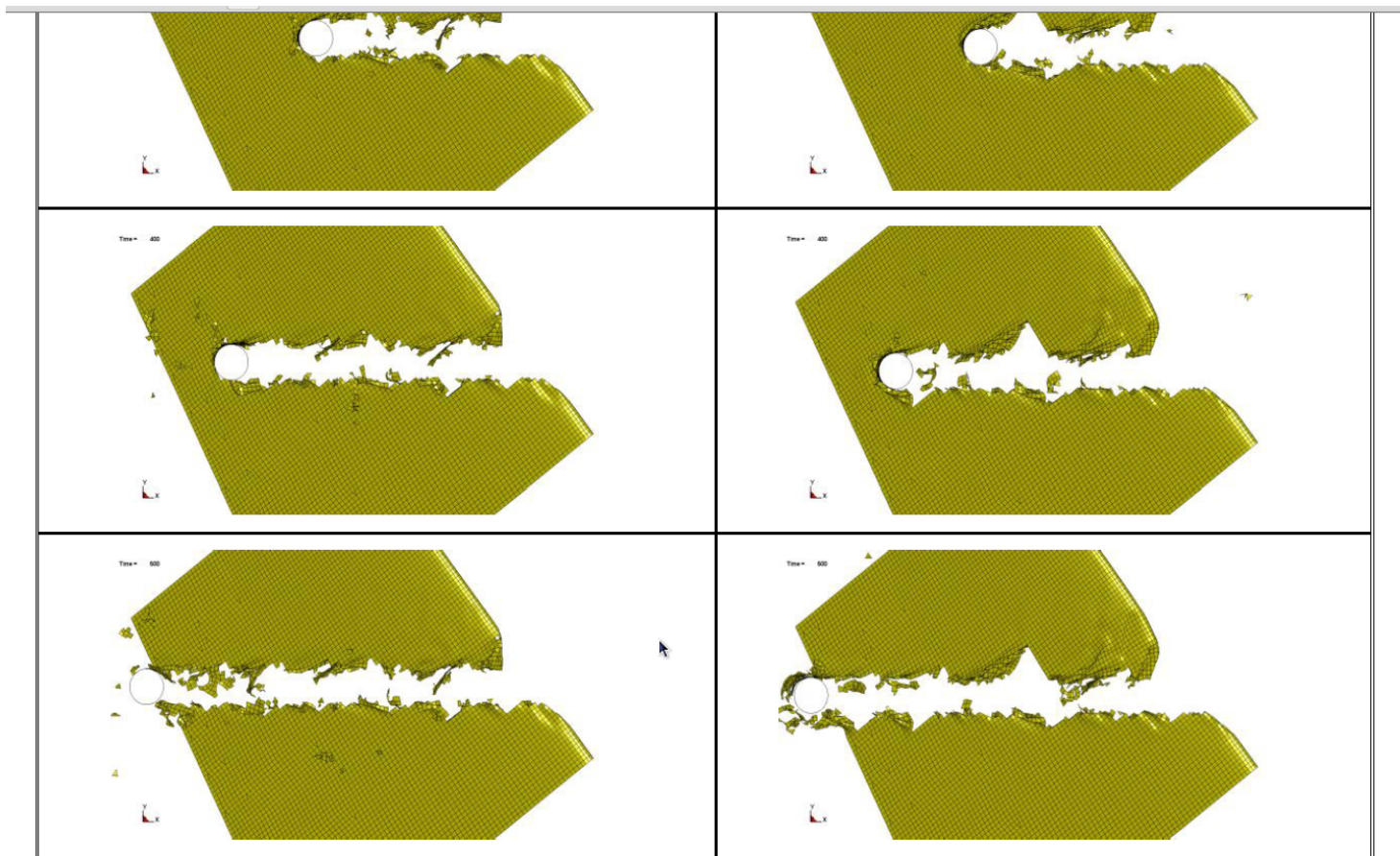
R_{ys.} 8. Model skrzydła z zastosowaniem perforacji żeber

Cięcie skrzydła w LS-Dyna (Morka et al. 2013)

PROBLEMY MODELOWANIA NUMERYCZNEGO ZAGADNIENIA ZDERZEŃ CIAŁ



Cięcie skrzydła w LS-Dyna (Morka et al. 2013)

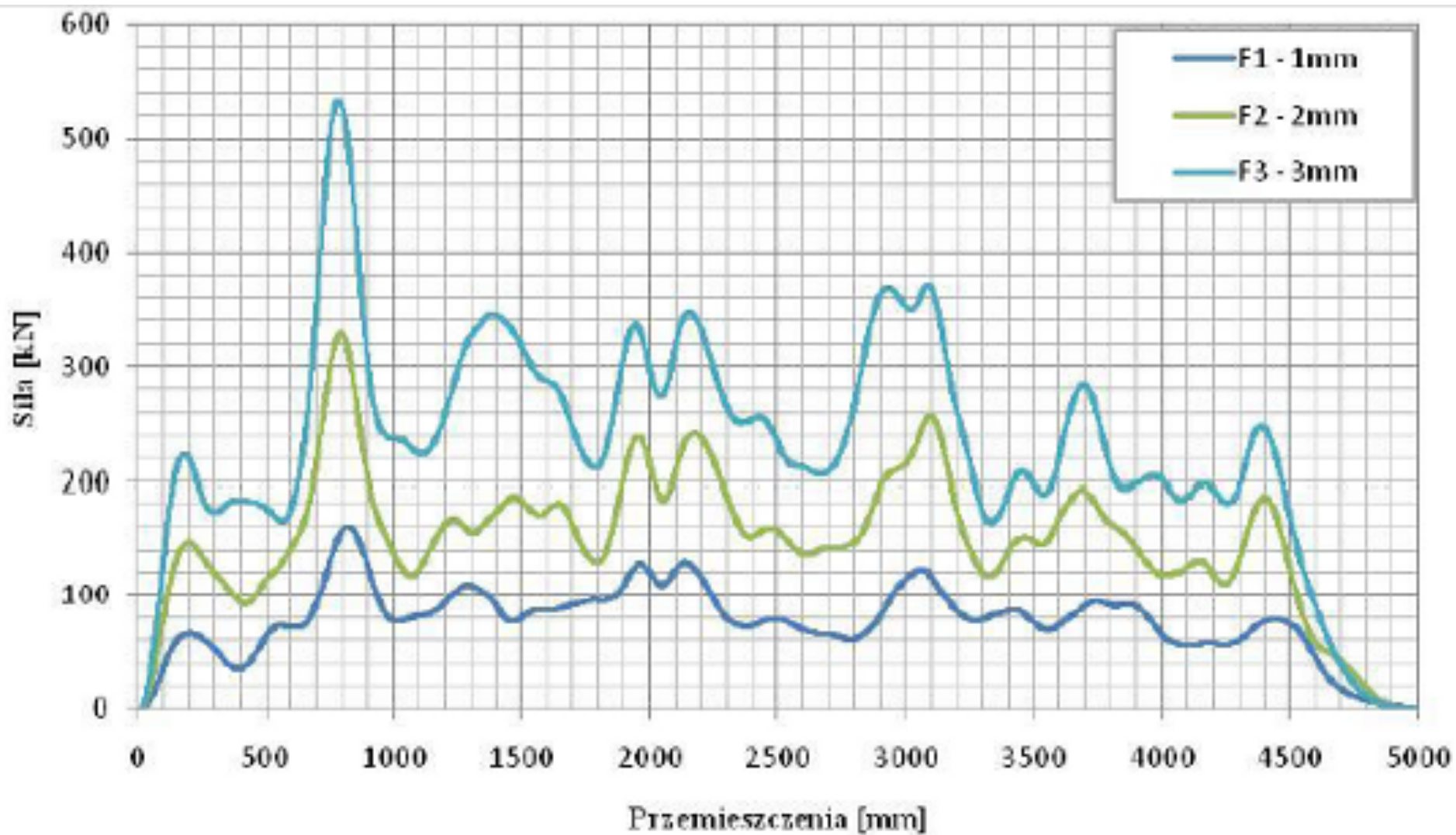


Rys. 9. Deformacja i niszczenie skrzydła dla dwóch wielkości zastępczego odkształcenia niszczącego w kolejnych chwilach czasu.

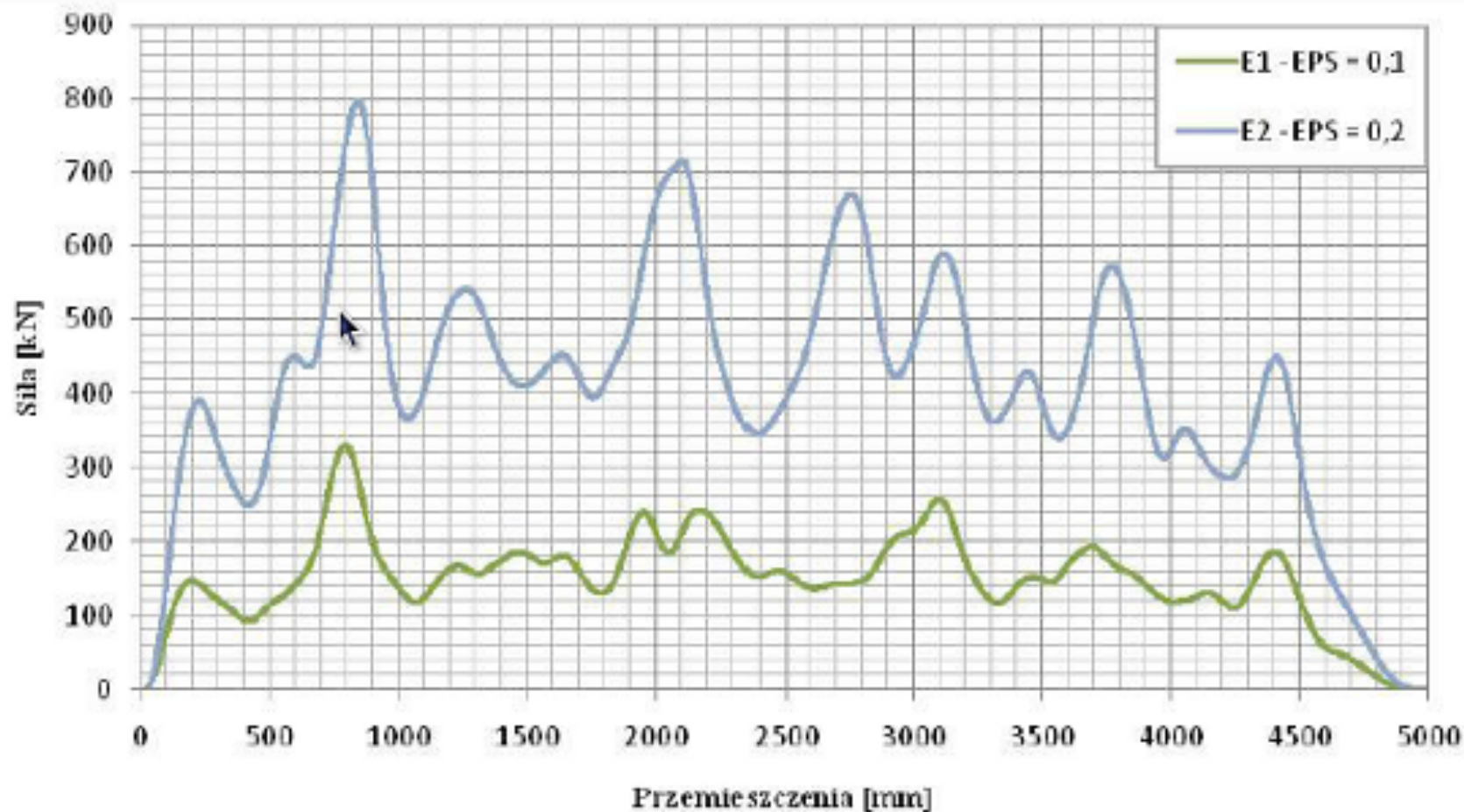
Tab. 6. Wyniki testów wariantowych dla różnych wartości parametrów

| | Sila maksymalna [kN] | Sila średnia [kN] |
|----------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------|
| 1mm $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 163 | 79,3 |
| 2mm $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 374,3 | 172,1 |
| 3mm $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 611,9 | 248,1 |
| 1mm otw. $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 161,5 | 77,3 |
| 2mm otw. $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 329,8 | 149,9 |
| 3mm otw. $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 534,3 | 231,2 |
| 2mm otw. $\mu=0,5$ EPS=0,2 | 797,1 | 407,3 |
| 2mm otw. $\mu=0,1$ EPS=0,1 | 435,4 | 164,8 |
| 1mm gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 144,8 | 54,2 |
| 2mm gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 274,6 | 127,2 |
| 3mm gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 418,3 | 190,4 |
| 1mm otw.gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 121,7 | 49,8 |
| 2mm otw. gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 212,6 | 99,5 |
| 3mm otw. gęsty $\mu=0,5$ EPS=0,1 | 362,9 | 163,9 |

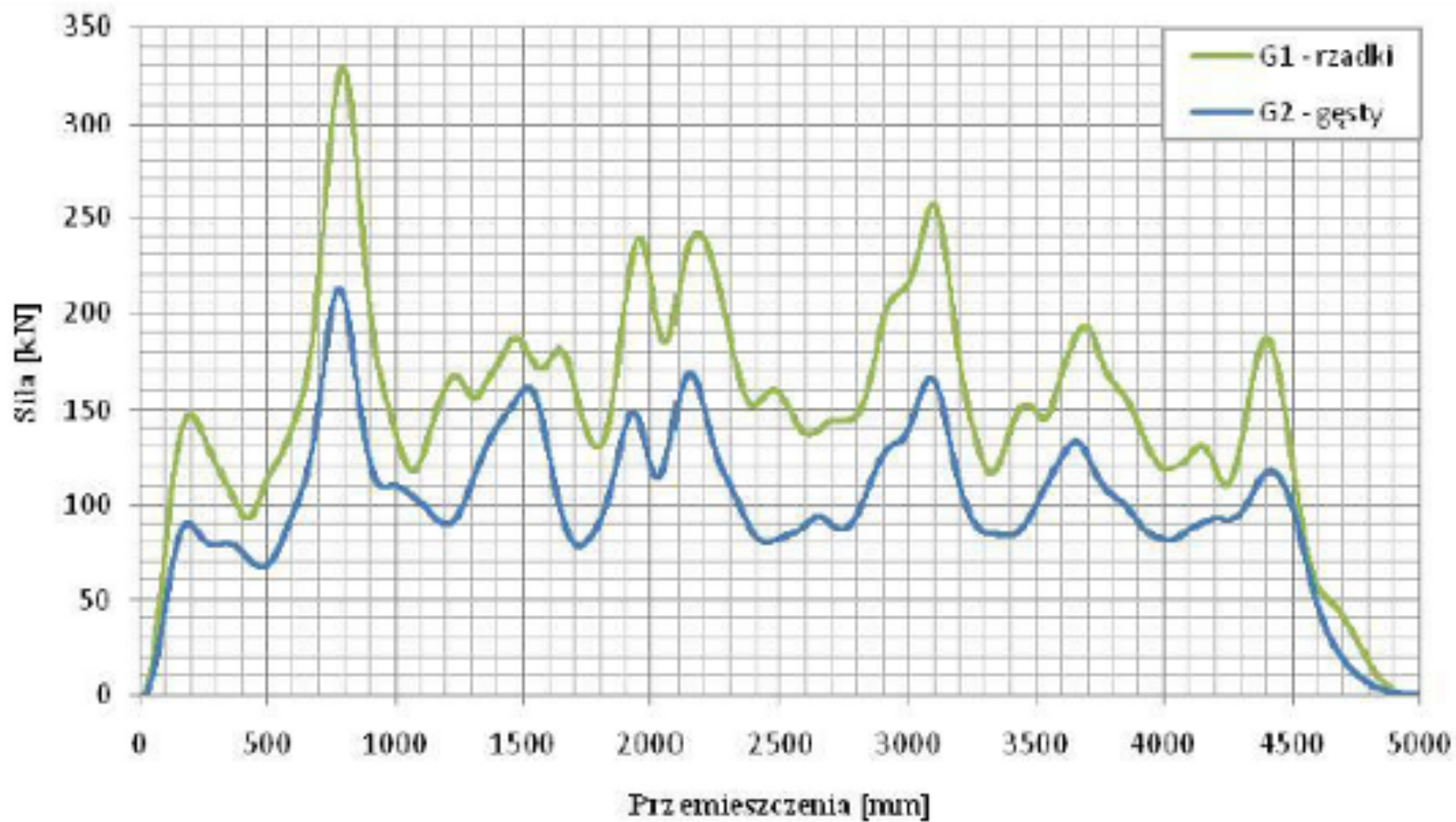
Siła w zależności od przemieszczenia, różne grubości blachy



Różne parametry epsilon (max. deformacja blachy)



Wpływ gęstości siatki



OBLICZENIA ŁAMANIA BRZOZY:

- Zasadniczy parametr: Siła średnia brzoza – skrzydło
- Realistyczna siła średnia w obliczeniach większej rozdzielczości wynosi 20-30 ton
- Zaprezentuję wyniki programu liczącego wyginanie i ścinanie pnia brzozy w języku IDL
- Model matematyczny: belka Timoshenki =
- belka Eulera-Bernoulliego uogólniona do przypadku deformacji ścinających oraz bezwładności obrotowej

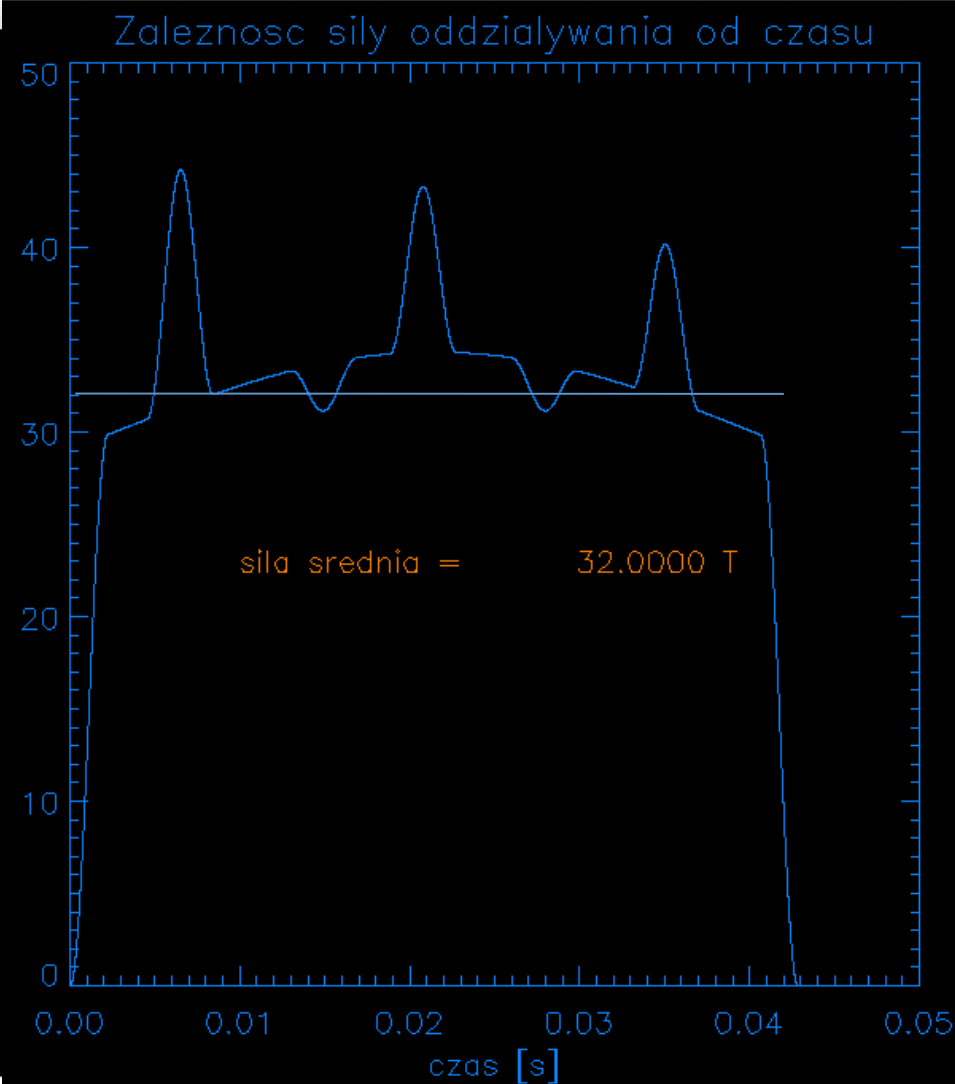
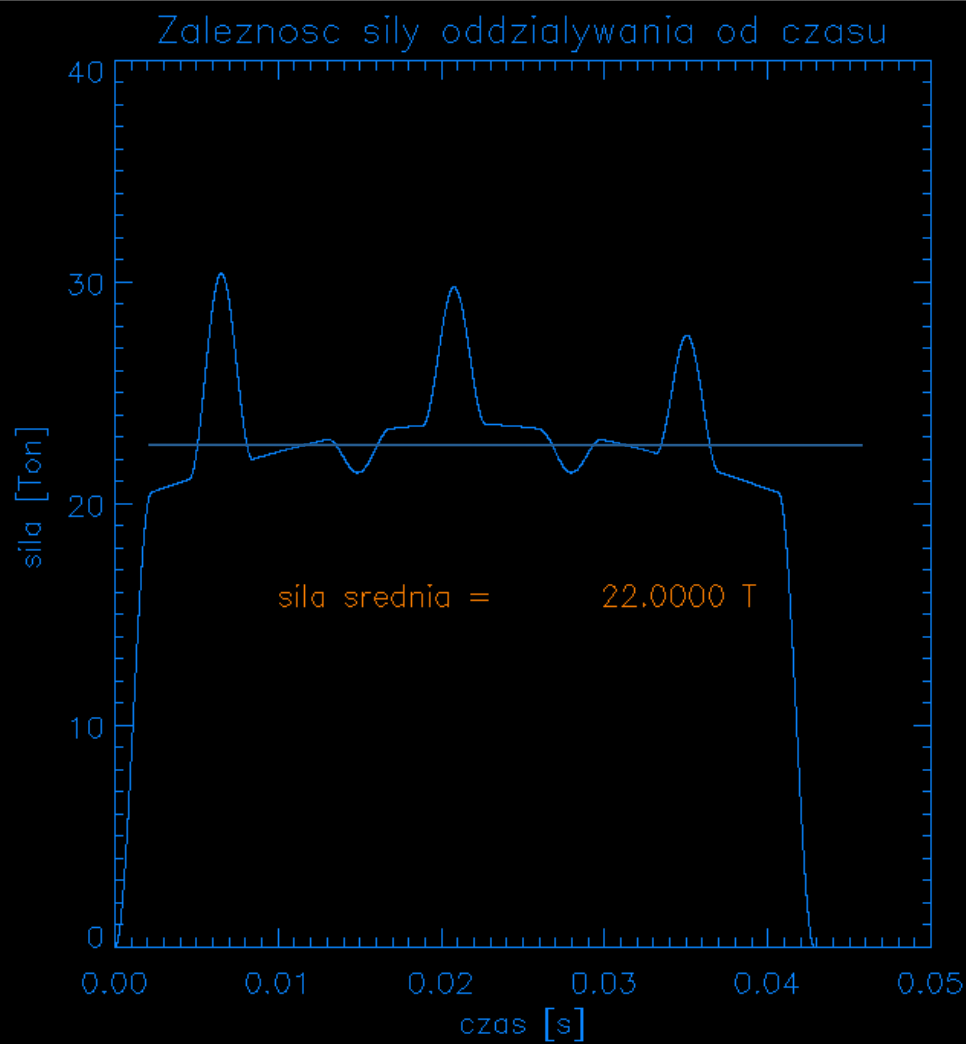
Uogólniona BELKA TIMOSHENKI

$$m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \eta(x) \frac{\partial w}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\kappa A G \left(\frac{\partial w}{\partial x} - \varphi \right) \right] + q(x, t)$$
$$J \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = N \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(E I \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) + \kappa A G \left(\frac{\partial w}{\partial x} - \varphi \right)$$

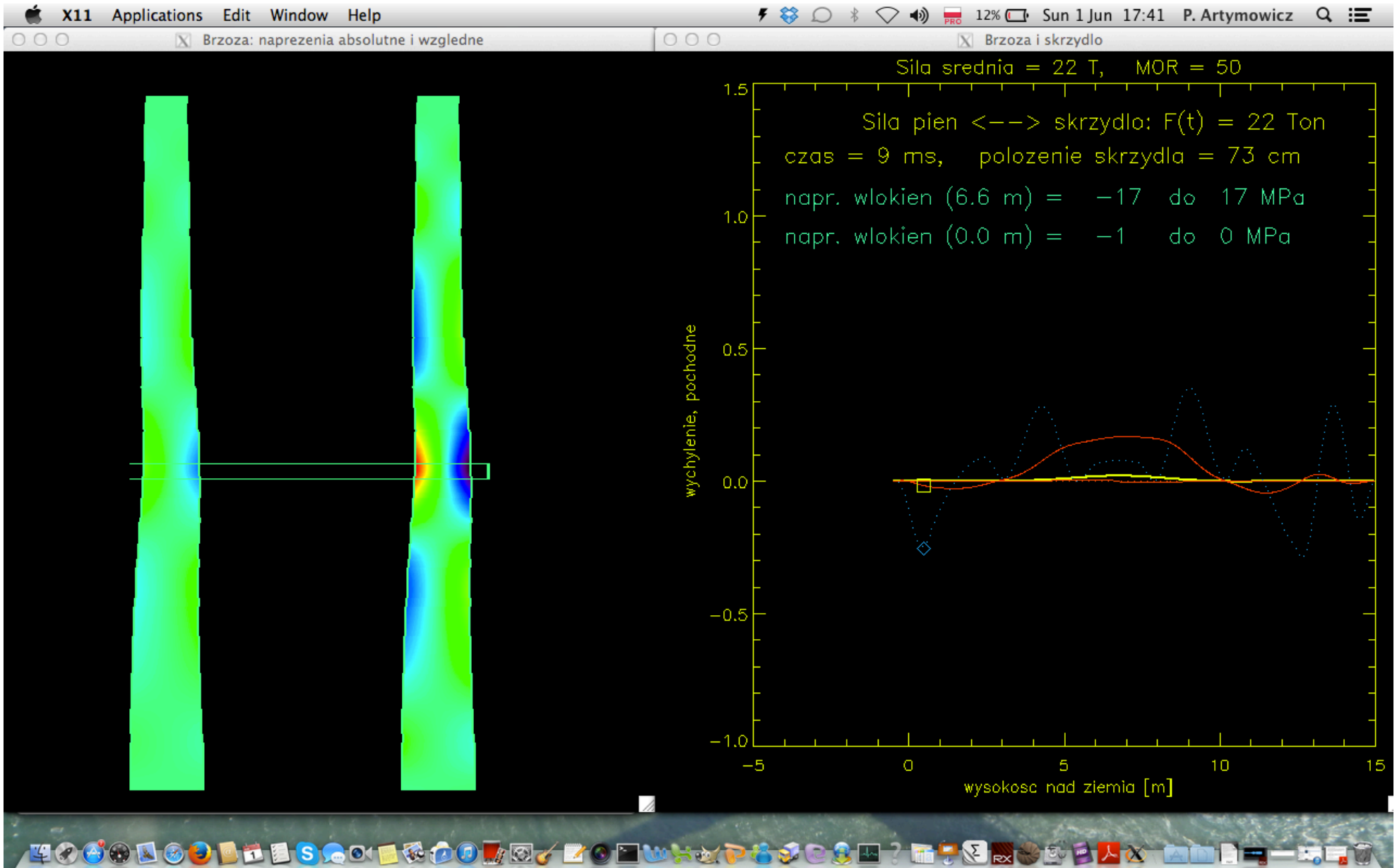
Model pozwala badać deformacje elastycznych kolumn poddanych gięciu oraz ścinaniu, przy obecności dodatkowych obciążeń typu zewnętrznych sił osiowych.

Uogólniłem powyższe standardowe równania: dodałem dodatkowe równanie wyznaczające pionową składową ruchu elementów pnia brzozy pod wpływem sił osiowych. Pień miał okrągły przekrój zależny od wys.

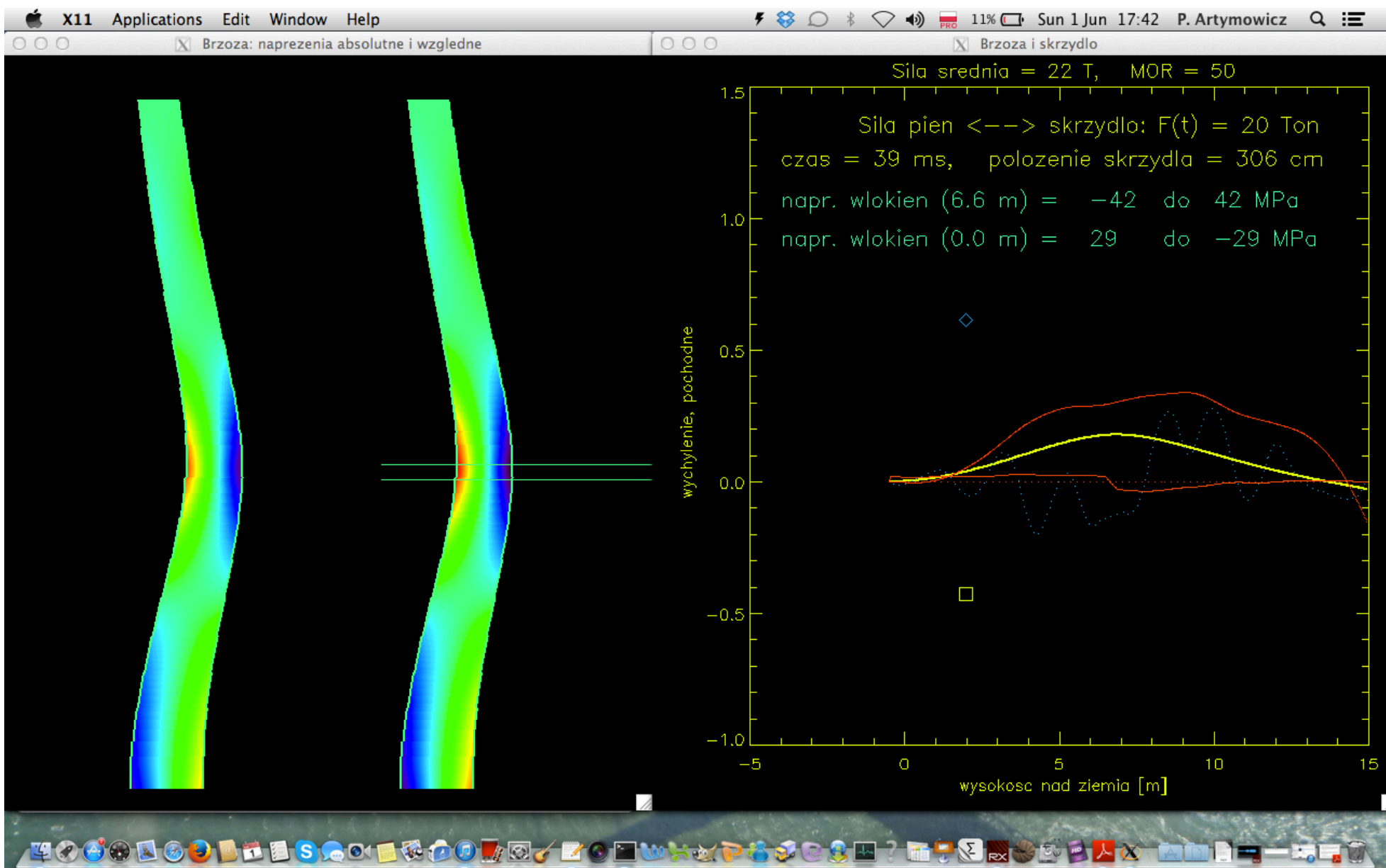
Zmienność siły w czasie (por. Morka 2013) przy średniej 22 T oraz 32 T siły



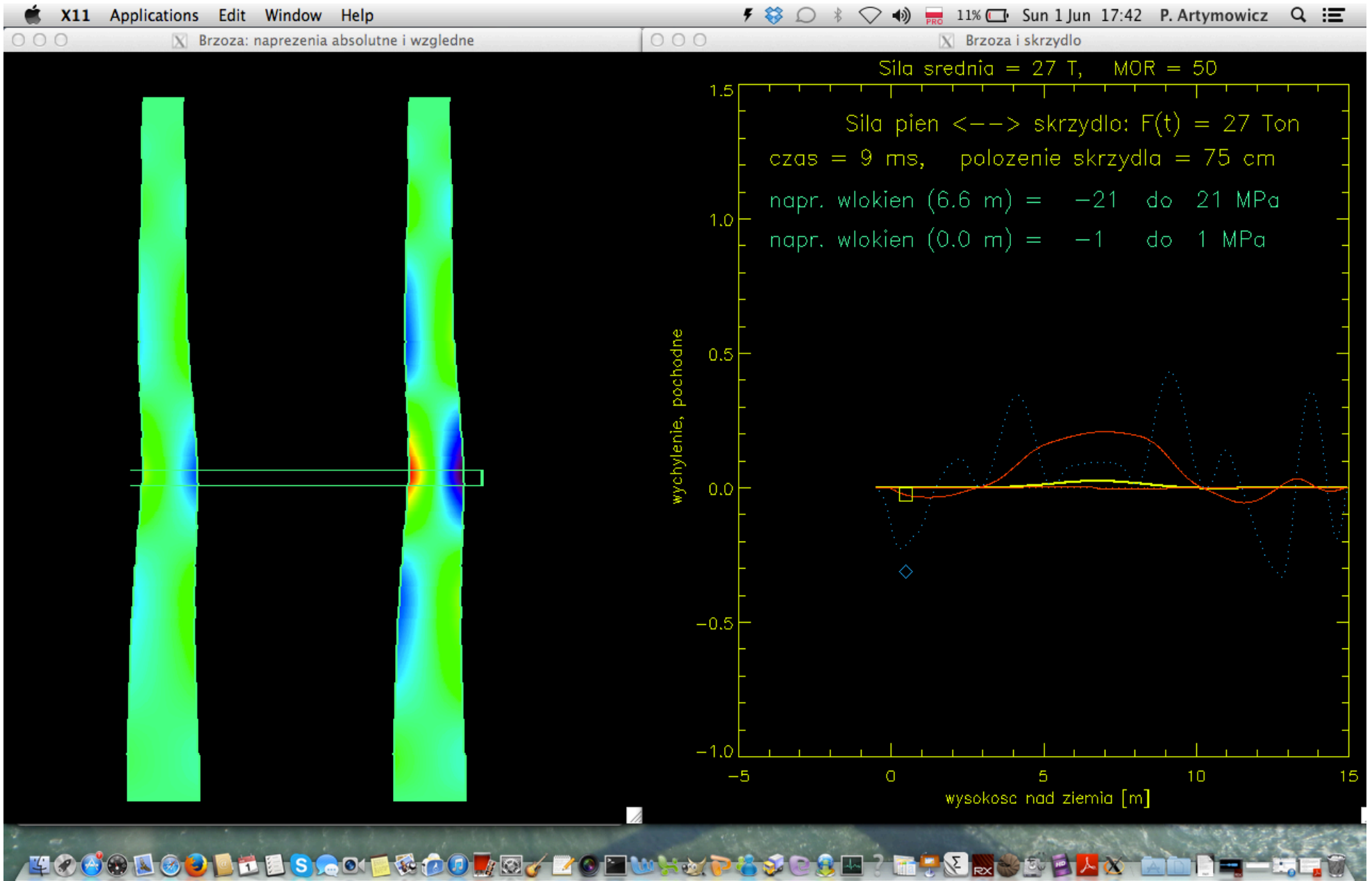
Siła 22 T, czas $t = 9$ ms,
pokazane są naprężenia absolutne i względne w przekroju pnia



Siła 22 T, czas $t = 39$ ms,
naprężenia na wys. 6.5m = (+-42) Mpa
przypadek bez łamania; wychylenie brzozy ok. 20 cm



Siła 27 T, czas $t = 9$ ms

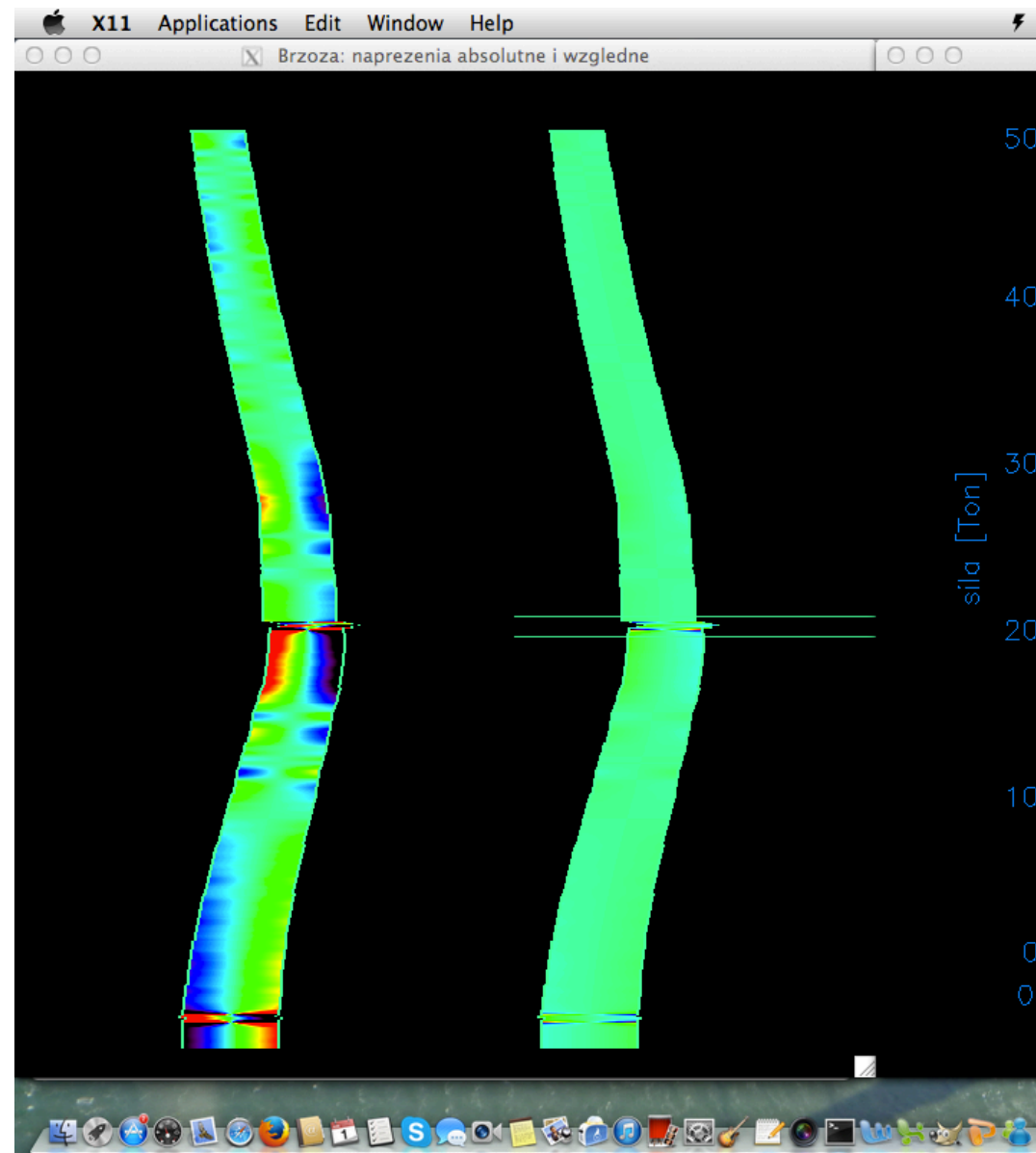


Siła 27 T, czas $t = 23$ ms

Naprężenie włókien przekracza na wys. 6.5 m jak też 0.6 m wartości graniczne dla brzozy, tzn. ok. 50 Mpa.

Wzdłuż pnia rozchodzi się ciąg fal, m.in. deformacji ścinania.

(Przełom nie jest drzazgowy, ponieważ wykracza to poza model belki Timoshenki)



Wyniki

Pień brzozy Bodina poddany realistycznie zmiennej w czasie sile (zmiennosc wzorowana na pracy Morka et al.) o wartosci sredniej 22 Ton nie wywołuje destrukcji brzozy.

- Średnia siła większa niż ~26 Ton powoduje pęknięcie pnia w dwóch miejscach: rejonie uderzenia oraz u podstawy pnia, tak jak to zdarzyło się w Smoleńsku, Siła śr. większa niż ~30 ton wymaga zbyt grubych blach
- Obecny model ma zredukowaną wymiarowość i nie może dać odpowiedzi na niektóre pytania, takie jak skos linii cięcia do kierunku ruchu samolotu, czy konkretny kształt przełomu. Potrzebne są dodatkowe obliczenia.

Wyniki

- W pierwszym przybliżeniu, modelowanie FEM/MES struktury skrzydła może być prowadzone w przybliżeniu недеformowalnej przeszkody, ponieważ destrukcja kesonu skrzydła odbywa się szybko, w czasie kiedy duża bezwładność pnia wyklucza jego znaczną deformację. Taką metodę zastosowała właśnie grupa z WAT
- Jeśli jednak zależy nam na wyjaśnieniu nieco skoszonej linii cięcia skrzydła PLF 101, wtedy należy uwzględnić wyliczane tu dynamiczne gięcie brzozy, a być może także dodatkowe gięcie skrzydła w jego płaszczyźnie

Wyniki

- Destrukcji złożonego z blach o grubości 2-3 mm kesonu skrzydła towarzyszy podwójne pęknięcie pnia następujące w momencie, gdy skrzydło jest już w większości przecięte i opuszcza obszar oddziaływania obiektów

Podsumowanie: problem lotu końcówki skrzydła oraz problem skrzydło-brzoza zostały rozwiązane

- Obliczony teoretycznie lot końcówki skrzydła zgodny jest z miejscem znalezienia oraz dobrym stanem zachowanej w całości końcówki skrzydła
- Wyliczone teoretycznie dwumiejscowe łamanie drzewa już po zasadniczym zniszczeniu skrzydła (pod wpływem wzajemnej siły oddziaływania około 26-30 ton), zgodne jest z tym, co zaszło pod Smoleńskiem.

