

Tomasz Goetzendorf-Grabowski

**Kształtowanie bryły samolotu dla
pożądanych właściwości lotnych**

Warszawa, dn. 14.04.2016

Plan prezentacji

Wprowadzenie – rys historyczny

Postacie ruchu

Generalne zasady i przepisy

Układy niekonwencjonalne

Przykłady

PW-111→PW-114

PPLANE (tandem wing)

AT-6

PW-ZOOM

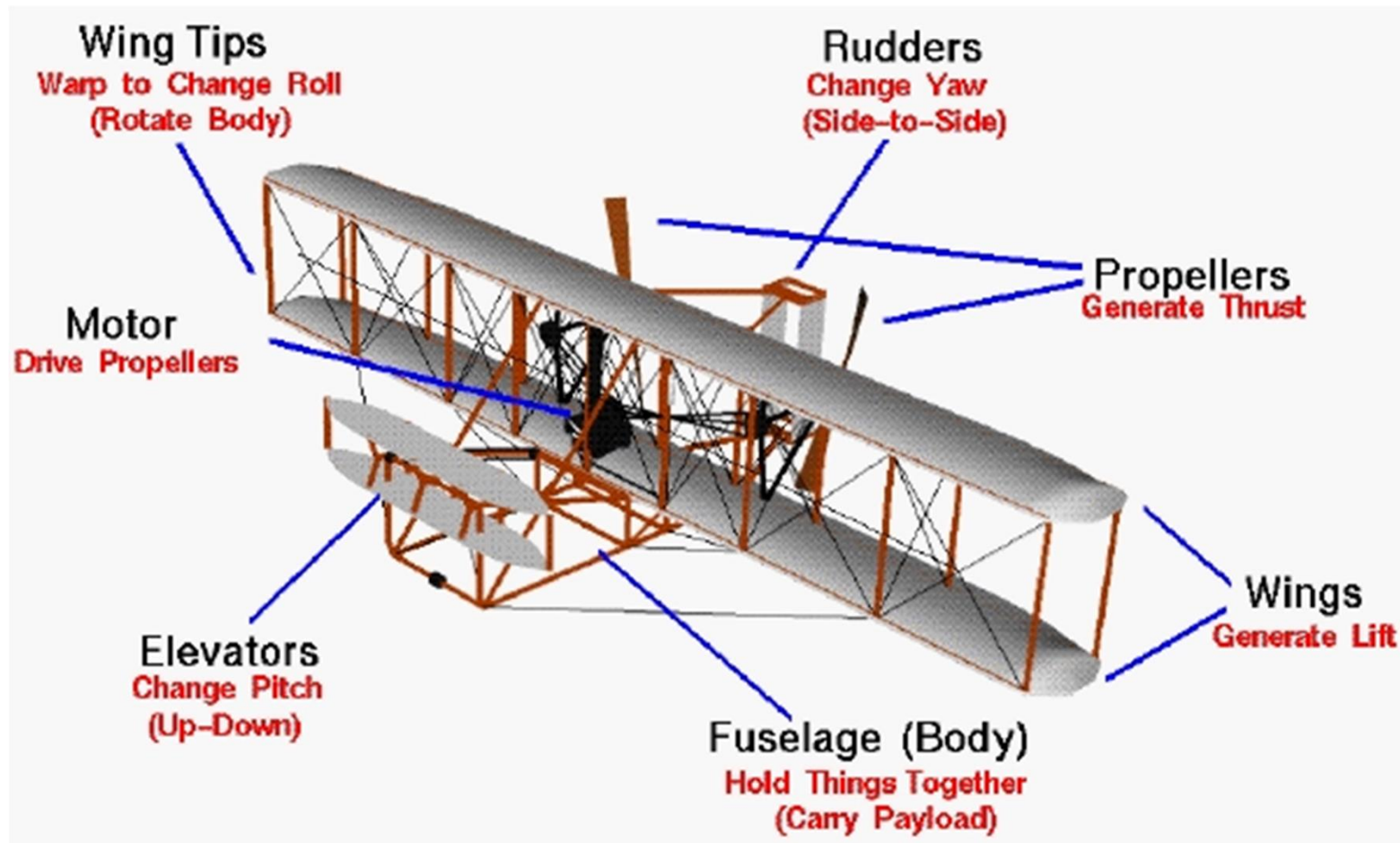
BoxWing

Podsumowanie

Właściwości lotne – co to jest?

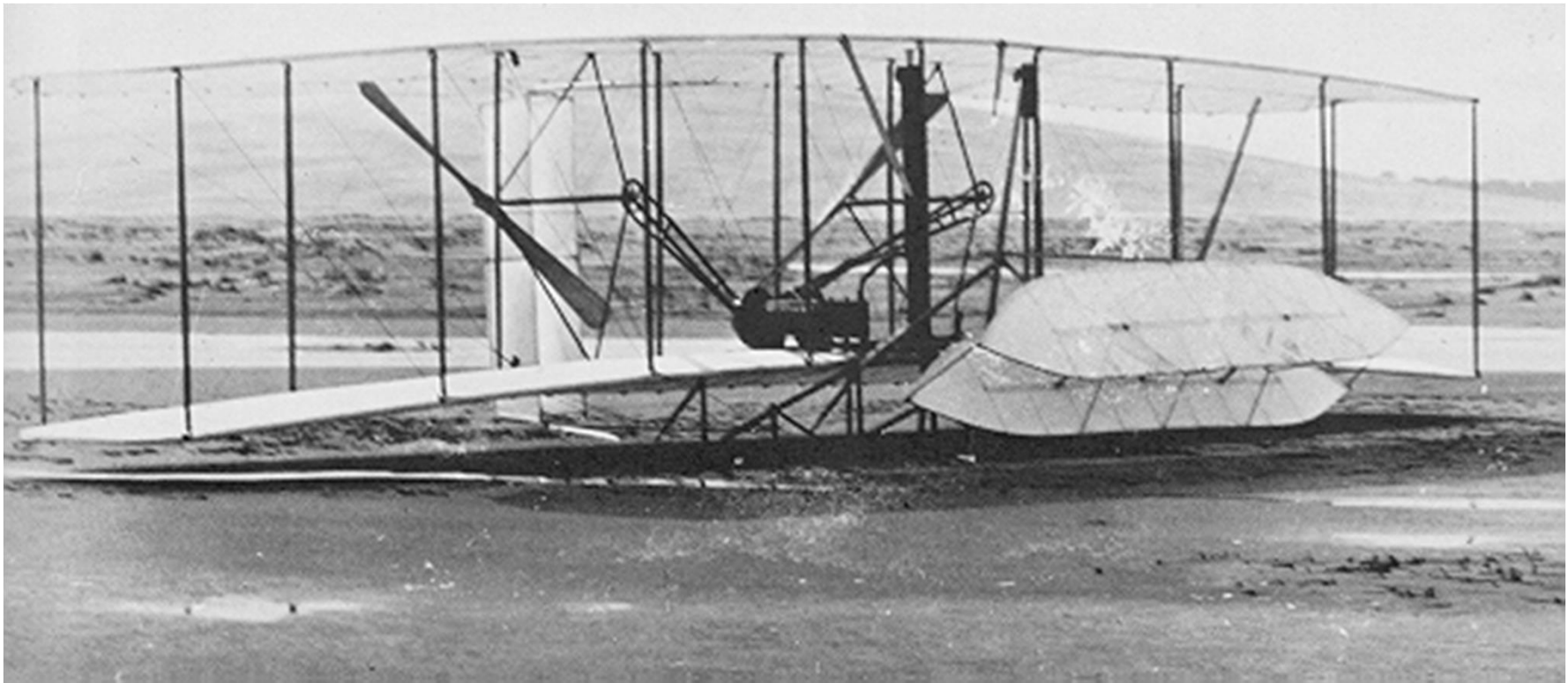
- Właściwości lotne, pilotażowe (handling qualities, flying qualities) stanowią zespół tych cech i właściwości statku powietrznego, które decydują o łatwości i precyzji, z jaką pilot jest w stanie wykonać zadanie. (Cooper-Harper)
- Dobre właściwości lotne zapewniają równowagę między stabilnością samolotu, jego sterownością i możliwościami pilota.

Już od początku lotnictwa ...



Samolot Braci Wright – w pełni sterowny ale niestateczny

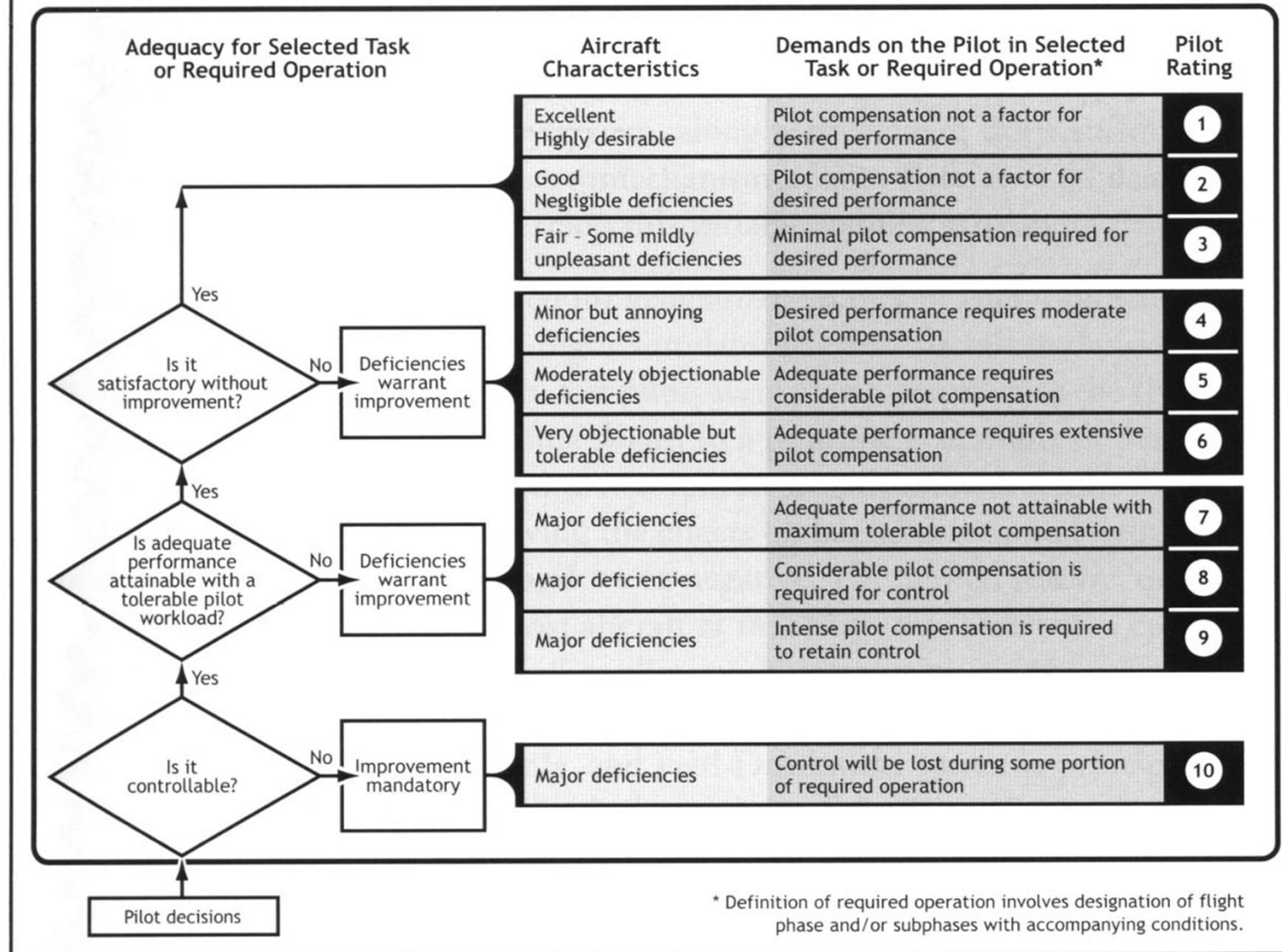
Rezultat



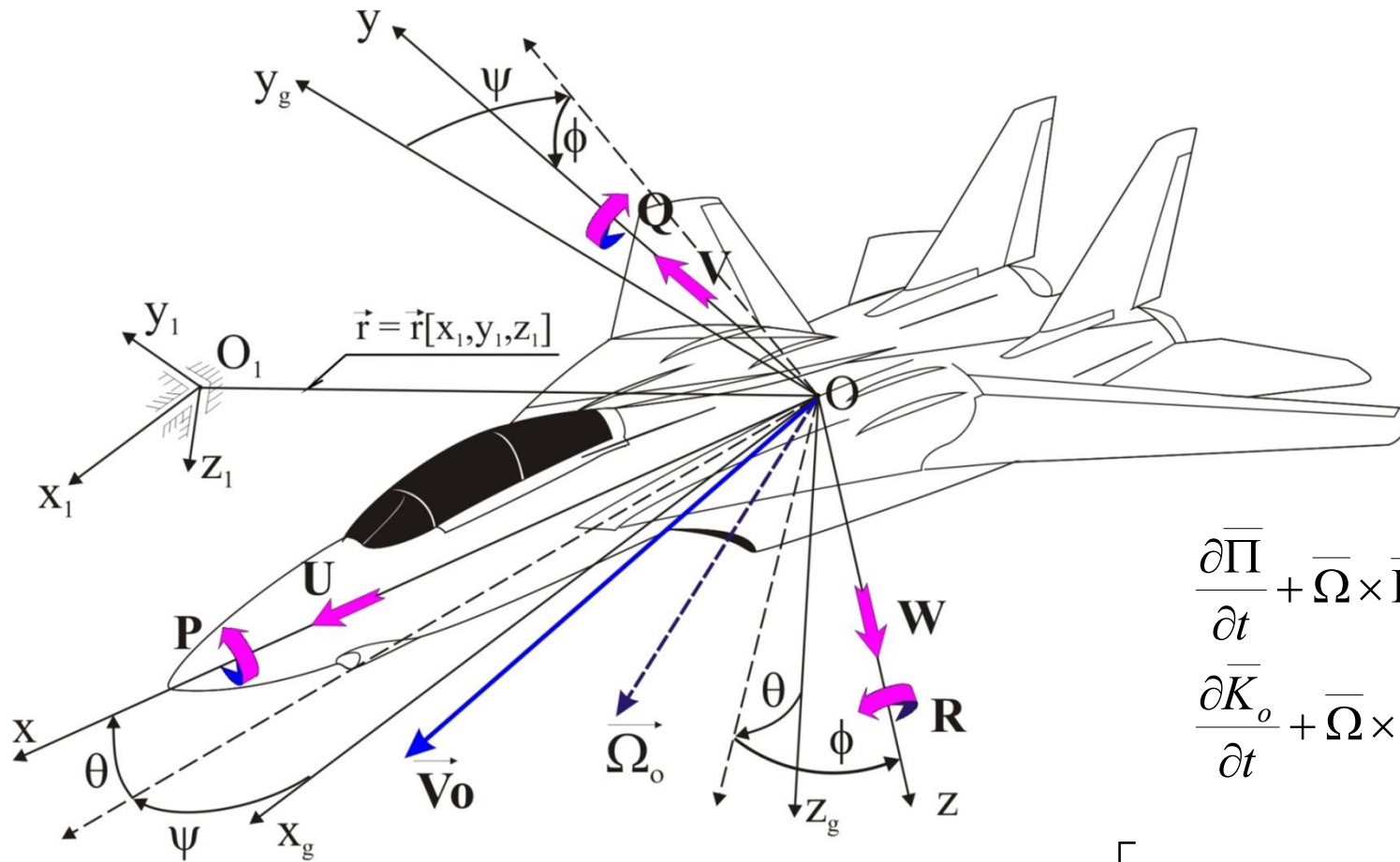
Wright Flyer, uszkodzony po czwartym locie – 17 grudnia 1903

Ocena w skali Coopera-Harpera

Handling Qualities Rating Scale



Układy współrzędnych, model fizyczny i matematyczny



$$\frac{\partial \bar{\Pi}}{\partial t} + \bar{\Omega} \times \bar{\Pi} = \bar{F}$$

$$\frac{\partial \bar{K}_o}{\partial t} + \bar{\Omega} \times \bar{K}_o + \bar{V}_o \times \bar{\Pi} = \bar{M}_o$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = A_{\Omega} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}$$

Równania ruchu

Równania rozwinięte o definicję pędu i krętu:

$$\frac{\partial \bar{\Pi}}{\partial t} + m(\bar{V}_0 + \bar{\Omega} \times \bar{r}_c) = \bar{F}$$

$$\frac{\partial \bar{K}_o}{\partial t} + \bar{\Omega} \times (\mathbf{I}_0 \bar{\Omega}) + \bar{r}_c \times m(\bar{\Omega} \times \bar{V}_0) = \bar{M}_o$$

Przekształcić możemy do postaci:

$$\frac{d\mathbf{s}}{dt} = \mathbf{A}_1^{-1} \bar{\mathbf{F}}(\mathbf{s}, t)$$

gdzie:

$$\bar{\mathbf{F}}(\mathbf{s}, t) = \bar{\mathbf{F}}_g + \bar{\mathbf{F}}_a + \bar{\mathbf{F}}_t + \bar{\mathbf{F}}_\delta + \bar{\mathbf{F}}_m$$

Linearyzacja równań ruchu

$$\frac{d\mathbf{s}_8}{dt} = \mathbf{A}_8^{-1} \overline{\mathbf{F}_8}(\mathbf{s}_8, t) \Rightarrow \frac{d\mathbf{s}_8}{dt} = \mathbf{J}_8 \mathbf{s}_8$$

gdzie:

$$\mathbf{s}_8 = \{u, v, w, p, q, r, \vartheta, \theta\}$$

$$\mathbf{J}_8 = \left\{ \frac{\partial (\mathbf{A}_8^{-1} \overline{\mathbf{F}_8})_{i,j}}{\partial s_j} \right\}$$

Kryterium częstości własnej i tłumienia

zagadnienie na wartości własne:

$$[\mathbf{J}_8 - \mathbf{I}\lambda]s_8 = 0$$

rozwiązanie:

$$\lambda = \xi + i\eta$$

okres:

$$T = \frac{2\pi}{\eta}$$

czas stłumienia amplitudy ($\xi < 0$):

$$T_{\frac{1}{2}} = -\frac{\ln 2}{\xi}$$

czas podwojenia amplitudy ($\xi > 0$):

$$T_2 = \frac{\ln 2}{\xi}$$

Kryterium częstości własnej i tłumienia

Dodatkowe pojęcia

jeżeli wartości własne mają postać:

$$\lambda = \xi + i\eta$$

to częstość drgań nie tłumionych definiujemy:

$$\omega_n = \sqrt{\xi^2 + \eta^2}$$

a współczynnik tłumienia:

$$\zeta_d = -\frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}}$$

Kryterium oczekiwanej sterowności samolotu

CAP – Control Anticipation Parameter

$$CAP = \frac{q(t = 0^+)}{\Delta n_z(t \rightarrow \infty)}$$

przy krótkookresowej aproksymacji:

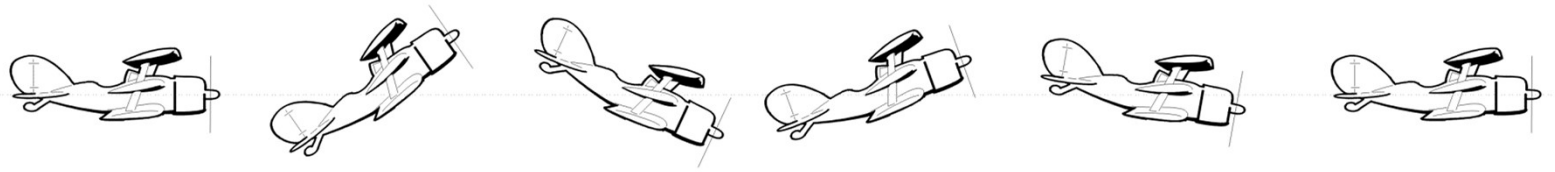
$$CAP \cong \frac{\omega_{sp}^2}{n_{z\alpha}} \quad \text{gdzie:} \quad n_{z\alpha} = \frac{\partial n_z}{\partial \alpha}$$

Identyfikacja postaci ruchu

- **oscylacje szybkie** – dominujące współrzędne wektora stanu to kąt natarcia (składowa prędkości liniowej w) oraz prędkość kąтова pochylania q ,
- **oscylacje fugoidalne** – dominujące współrzędne wektora stanu to prędkość lotu (składowa prędkości liniowej u) oraz kąt pochylenia,
- **holendrowanie** – ruch periodyczny, w którym dominującymi składowymi są: kąt bocznego ślizgu (składowa prędkości liniowej v) oraz prędkość kąтова odchylenia,
- **przechylenie** – ruch aperiodyczny, gdzie dominująca jest prędkość kąтова przechylenia,
- **spirala** – ruch aperiodyczny, w którym dominujący jest kąt przechylenia lub kąt bocznego ślizgu,
- „**roll-spiral**” – sprzężone ruchy przechylenia i spirali – druga boczna postać periodyczna będąca alternatywą bocznych postaci aperiodycznych.

Postacie ruchów podłużnych

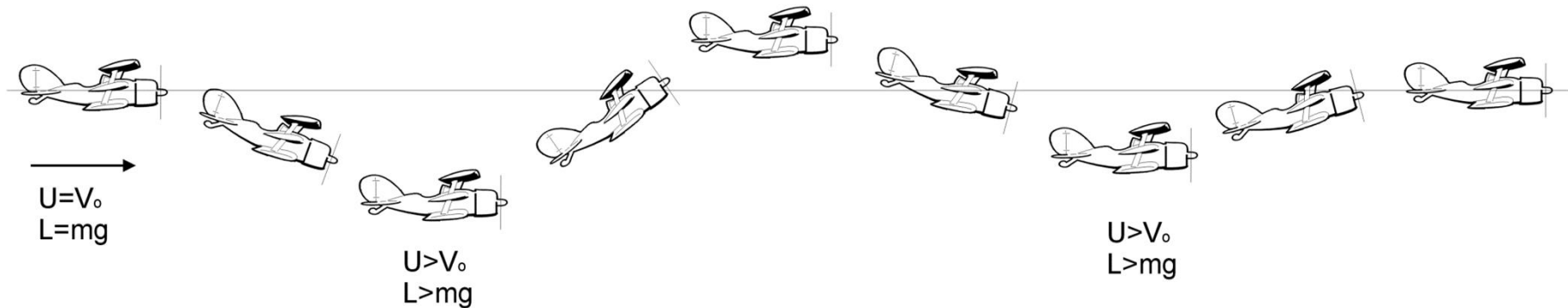
Oscylacje szybkie tłumione



stała prędkość V_0

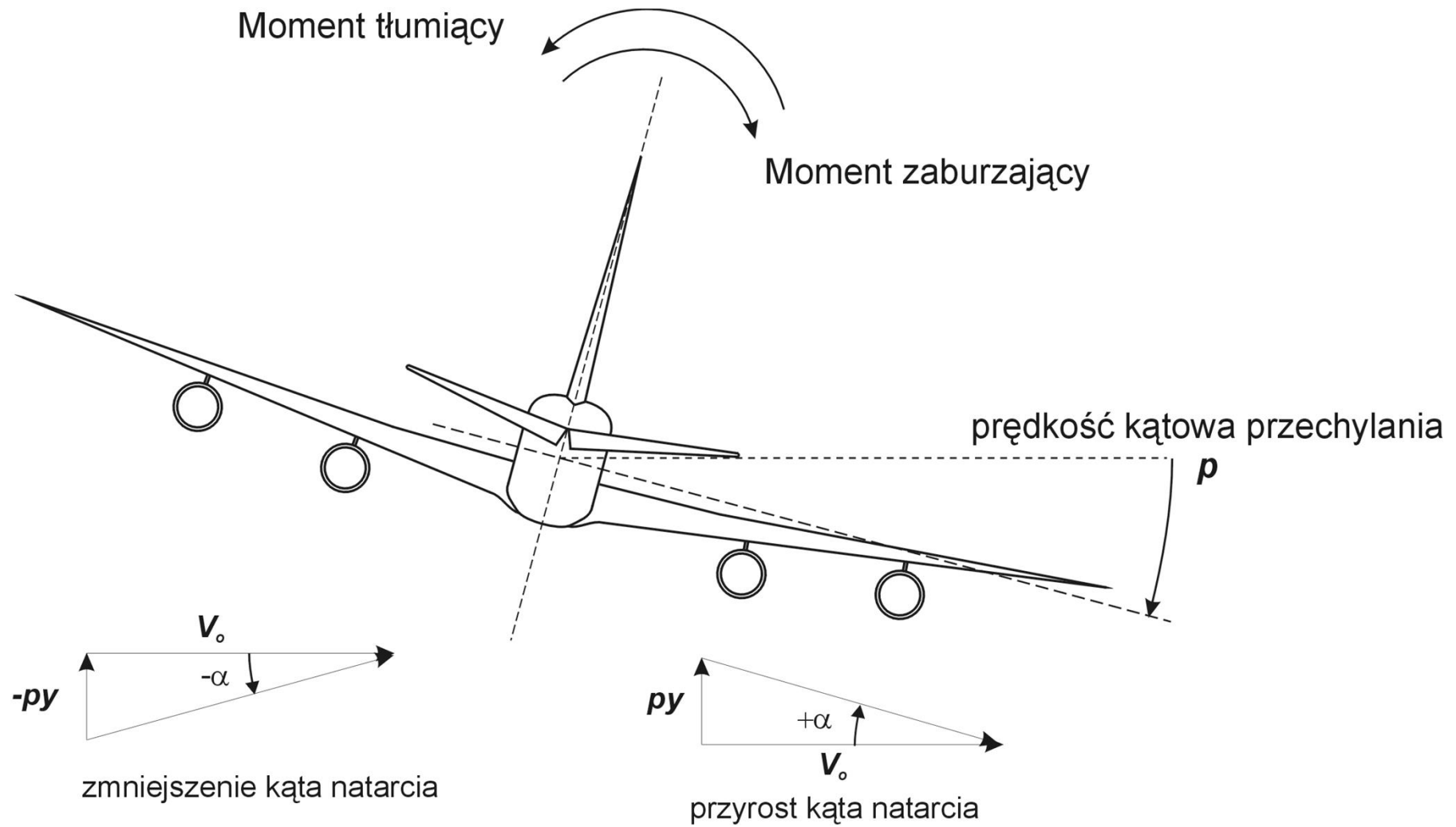


$U < V_0$
 $L < mg$

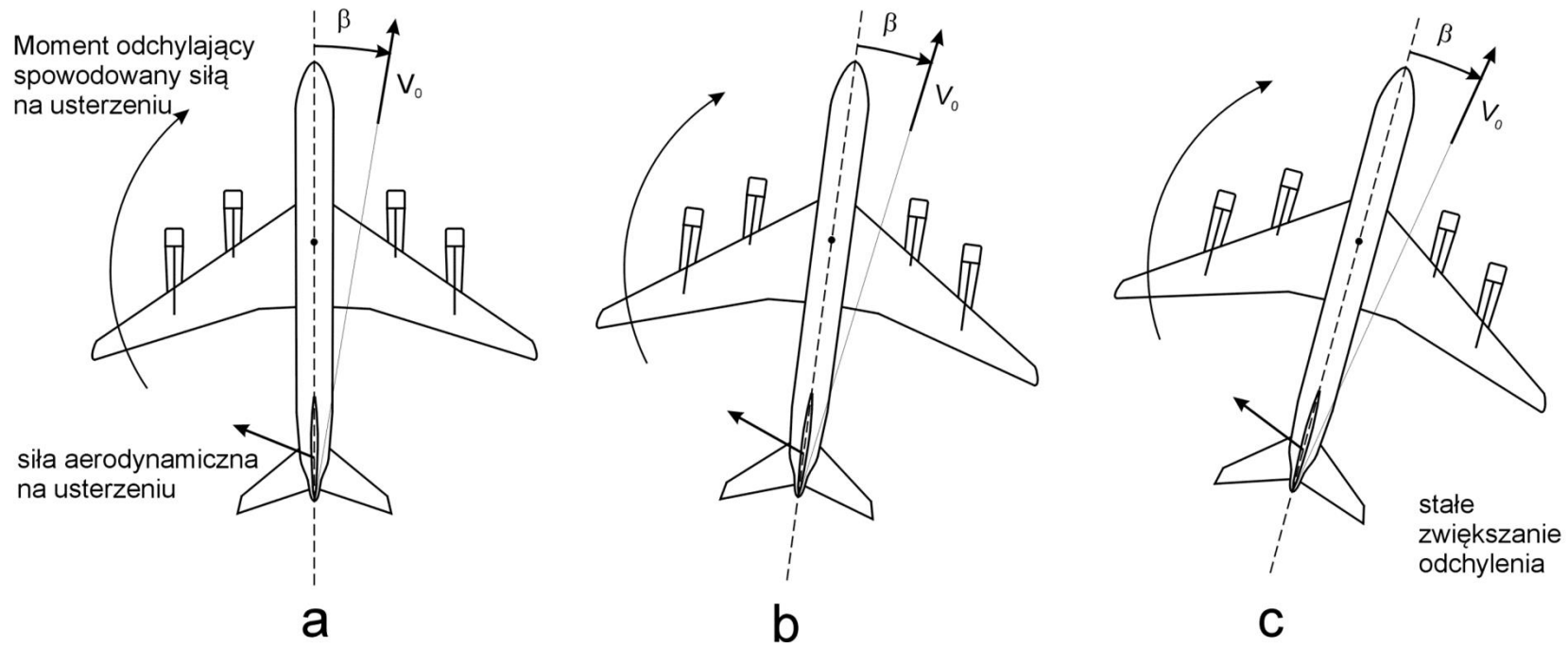
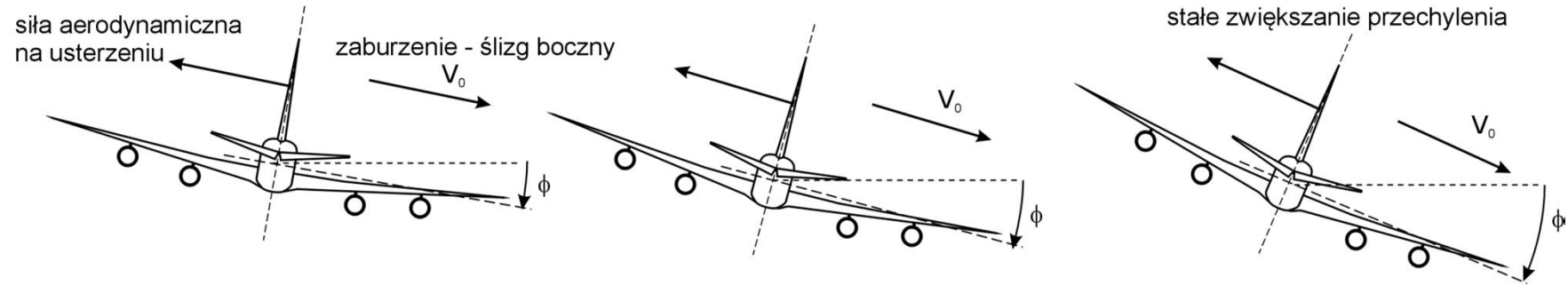


Fugoida - oscylacje tłumione

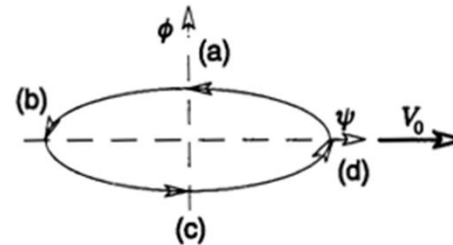
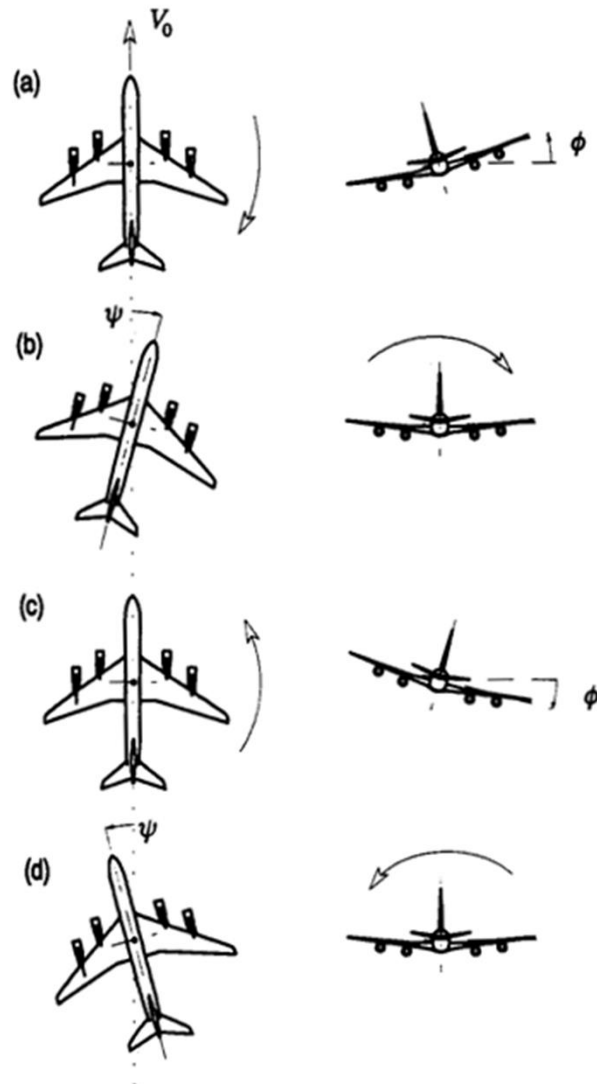
Postacie drgań - Przechylenie



Postacie drgań - Spirala



Postacie drgań - Holendrowanie



Kształt elipsy kreślony przez końcówkę prawego skrzydła:

- a) prawe skrzydło odchyła się do tyłu (+)
kończówka wędruje ku górze (ujemne przechylenie)
- b) prawe skrzydło (kończówka) osiąga maksymalne odchylenie (+), przechylenie dodatnie (w prawo) do osiągnięcia kąta przechylenia równego $f=0$
- c) prawe skrzydło odchyła się do przodu do uzyskania kąta $y=0$, końcówka skrzydła przechyla się w dół (+)
- d) prawe skrzydło (kończówka) osiąga maksymalne odchylenie (-), przechylenie ujemne (w lewo) do osiągnięcia kąta przechylenia równego $f=0$

Oscylacje powtarzają się, zmniejszając amplitudę przy założeniu tłumienia

Co mówią przepisy?

JAR 23.181 Stateczność dynamiczna

(a) Każde oscylacje krótkookresowe, oprócz kombinowanych oscylacji boczno-kierunkowych, występujące pomiędzy prędkością przeciągnięcia i maksymalną dopuszczalną odpowiednią dla konfiguracji samolotu muszą być silnie tłumione przy podstawowych sterownikach -

(1) Puszczonych; oraz

(2) W ustalonym położeniu, z wyjątkiem przypadku, kiedy jest wykazane spełnienie JAR 23.672.

→ SAS

(b) Każde kombinowane wahanie boczno-kierunkowe ("holendrowanie") występujące pomiędzy prędkością przeciągnięcia i maksymalną dopuszczalną odpowiednią dla konfiguracji samolotu musi być tłumione do 1/10 amplitudy w ciągu 7 cykli przy podstawowych sterownikach -

(1) Puszczonych; oraz

(2) W ustalonym położeniu, z wyjątkiem przypadku kiedy jest wykazane spełnienie JAR 23.672.

→ SAS

Co mówią przepisy?

(c) Każde długookresowe oscylacje toru lotu (fugoida) nie mogą być tak nieustalone, ażeby powodowały nieakceptowalny wzrost obciążenia pilota lub inaczej zagrażały samolotowi. Kiedy, w warunkach JAR 23.175, siła dla sterowania podłużnego niezbędna dla utrzymania prędkości różniących się od prędkości wyważenia o co najmniej 15% jest nagle zwalniana, reakcja samolotu nie może przedstawiać żadnych niebezpiecznych charakterystyk ani być nadmierną w stosunku do wielkości zwalnianej siły z jaką utrzymywano sterownice podłużną.

JAR 23.175 – warunki sprawdzenia stateczności statycznej

Inne regulacje:

Norma:

MIL-F-8785C

**najbardziej spójny opublikowany
dokument dotyczący właściwości
lotnych samolotu**

Nowa wersja nosi oznaczenie:

MIL-STD-1797A

Klasa samolotu

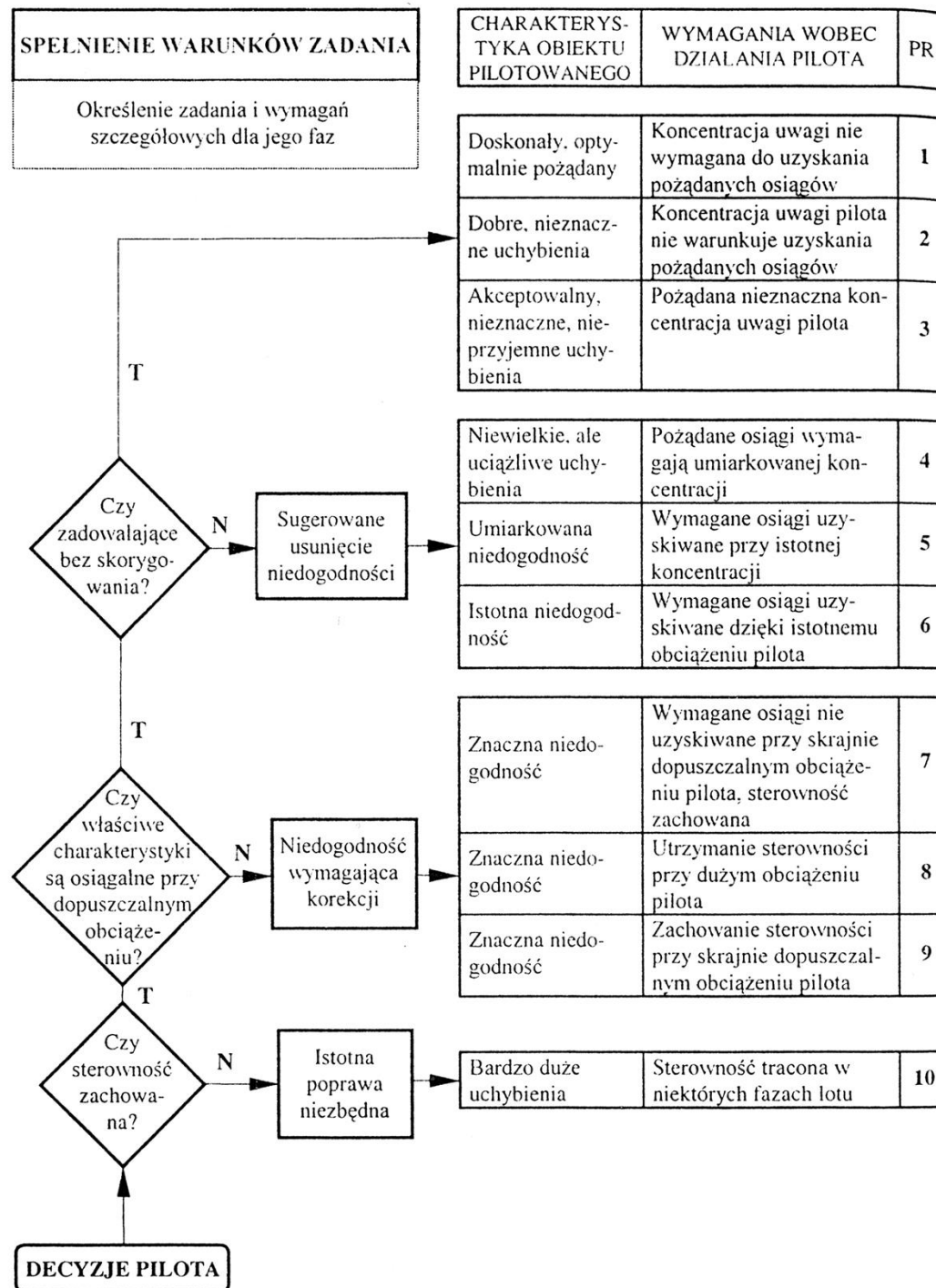
Klasa	Podstawowe charakterystyki samolotu
I	Mały lekki samolot o maksymalnej masie $m \leq 5000\text{kg}$
II	Samolot o średniej masie startowej (5000÷30000 kg) oraz umiarkowanych zdolnościach manewrowych (przyrosty przeciążenia pionowego od małych do średnich)
III	Duży, ciężki samolot o masie startowej powyżej 30000 kg oraz umiarkowanych zdolnościach manewrowych (przyrosty przeciążenia pionowego od małych do średnich)
IV	Samolot o średniej masie startowej (5000÷30000 kg) i dużych zdolnościach manewrowych (przyrosty przeciążenia pionowego od średnich do dużych)

Fazy Lotu

Definicja fazy lotu	Typowe stany lotu
A. Obejmuje wszystkie fazy lotu, oprócz startu lub lądowania, wymagające dokładnego pilotowania i szybkiego manewrowania . Są wymagane operacje precyzyjnego nadążania i dokładnego sterowania trajektorią lotu	- walka powietrzna - atak celu naziemnego - rozpoznanie lotnicze - tankowanie w powietrzu - lot ze śledzeniem rzeźby terenu - poszukiwanie morskie lub morskie operacje ratownicze - lot w zwartej formacji (lot w szyku) - lot akrobacyjny
B. Obejmuje wszystkie fazy lotu, oprócz startu i lądowania, które nie wymagają dokładnego pilotowania i są realizowane przy umiarkowanym manewrowaniu . Niekiedy może zachodzić konieczność dokładnego sterowania trajektorią lotu.	- wznoszenie - przelot na trasie - schodzenie - tankowanie w powietrzu, gdy rozpatrywany samolot pełni rolę samolotu tankowca
C. Obejmuje wszystkie fazy lotu związane ze startem i lądowaniem, w których jest wymagane umiarkowane manewrowanie przy dokładnym sterowaniu trajektorią lotu .	- start samolotu - lądowanie - odejście na drugi krąg - podejście do lądowania, w tym także podejście na przyrządy

Poziomy akceptowalności

Poziom	Możliwość wykonania zadania
1	Właściwości pilotażowe samolotu są bardzo dobre i całkowicie wystarczają do precyzyjnego wykonania rozważanej fazy lotu
2	Właściwości pilotażowe są odpowiednie do wykonania danej fazy lotu. lecz: a) występują utrudnienia prowadzące do spadku efektywności wykonania całego zadania lub b) pojawia się dodatkowe obciążenie pilota przy efektywnym wykonywaniu zadania lub c) czynniki a) i b) występują jednocześnie
3	Możliwe jest sterowanie samolotem, lecz: a) występujące utrudnienia prowadzą do dużego spadku efektywności wykonania całego zadania lub b) ogólne obciążenie pilota podczas wykonywania zadania osiąga granicę jego wydolności



Ocena w skali Coopera-Harpera

Ocena w skali Coopera-Harpera

Relation between Cooper-Harper scale and Flight levels

<i>Pilot rating</i>	<i>Level</i>	<i>Definition</i>
1 - 3½	1	Clearly adequate for the mission flight phase
3½ - 6½	2	Adequate to accomplish mission flight phase Increase in pilot workload, or loss of effectiveness of mission, or both
6½ - 9	3	Aircraft can be controlled Pilot workload excessive – mission effectiveness impaired Category A flight phases can be terminated safely.

Generalne zasady

- Stateczność podłużna
 - cecha objętościowa usterzenia poziomego
 - właściwe położenie S.C.
- Stateczność boczna
 - cecha objętościowa usterzenia pionowego
 - pow. usterzenia kierunku vs. wznios skrzydła
- Generalne zasady mogą zawodzić w przypadku niekonwencjonalnych układów

Układy niekonwencjonalne - kaczk

- Stateczność podłużna
 - usterzenia poziome pełni rolę destabilizującą
 - wymagane silnie przednie położenie S.C.
 - problemy z równowagą
- Stateczność boczna
 - cecha objętościowa usterzenia pionowego – zwykle krótkie ramię
 - wpływ strug za canardem na niesymetryczny opływ płata głównego



Układy niekonwencjonalne – układ bezogonowy

- Stateczność podłużna
 - brak usterzenia poziomego
 - wymagane silnie przednie położenie S.C.
 - problemy z równowagą
- Stateczność boczna
 - cecha objętościowa usterzenia pionowego – zwykle krótkie ramię lub brak usterzenia pionowego
 - konieczność zapewnienia stateczności bocznej stosownym skosem płata



Przykłady

- PW-111→PW-114 (HALE UAV)
- PPLANE (tandem wing)
- AT-6 (układ 3-powierzchniowy)
- PW-ZOOM – UAV do misji antarktycznej
- MOSUBS – box wing

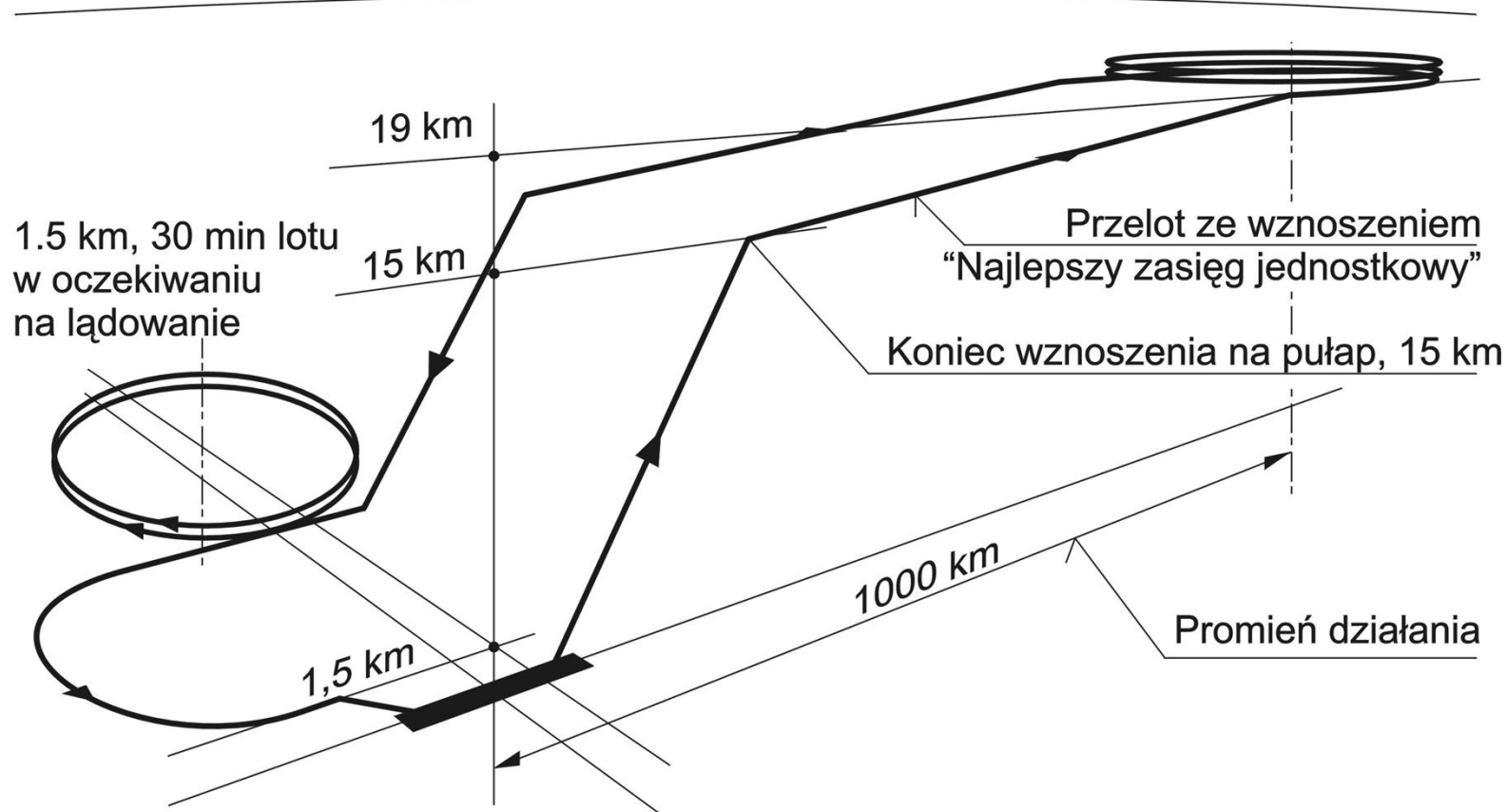
CAPECON – V FP EU



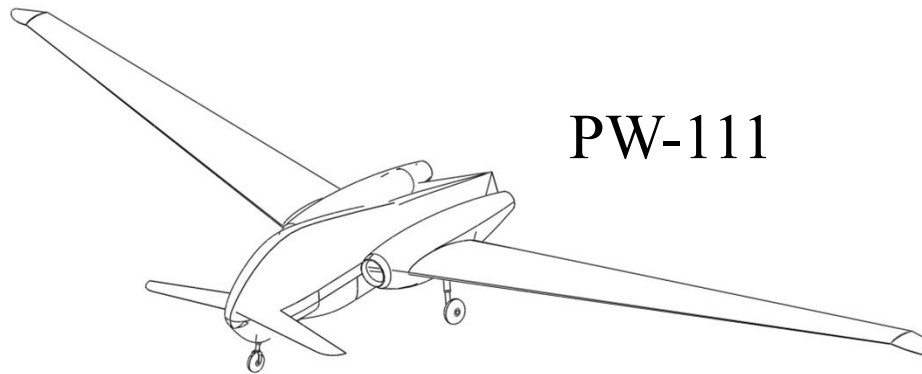
HALE – misja w projekcie CAPECON

Payload: 500 kg

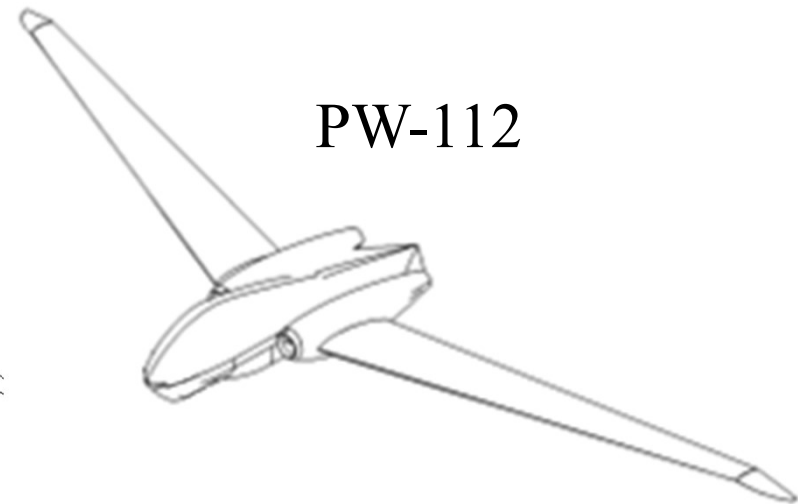
Krażenie przy
“Najlepsza długotrwałość jednostkowa” (22 h)



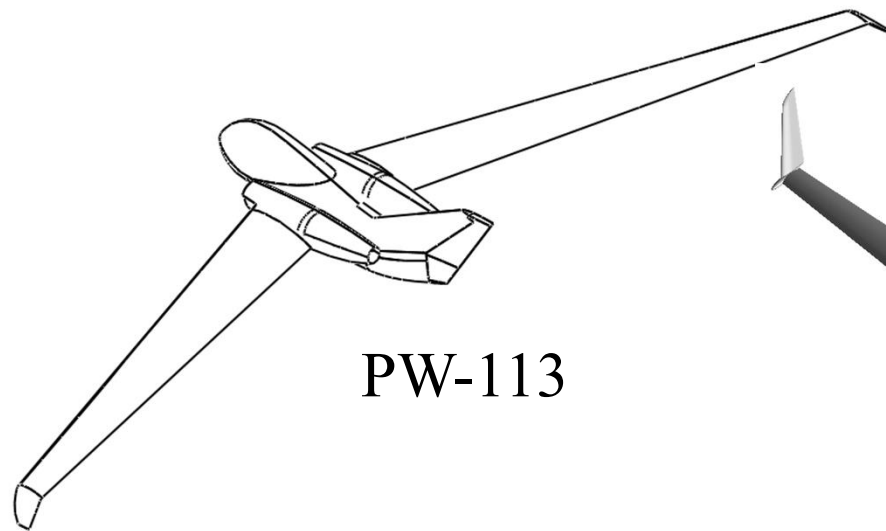
Rozwój HALE PW-11x



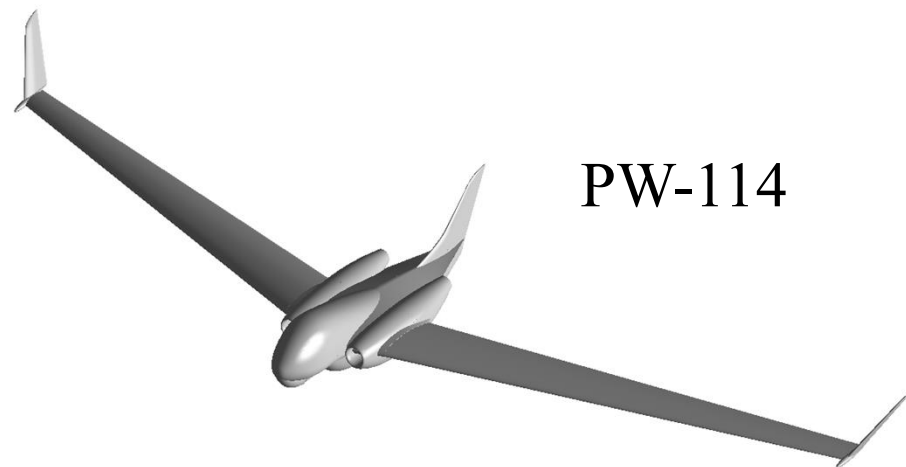
PW-111



PW-112

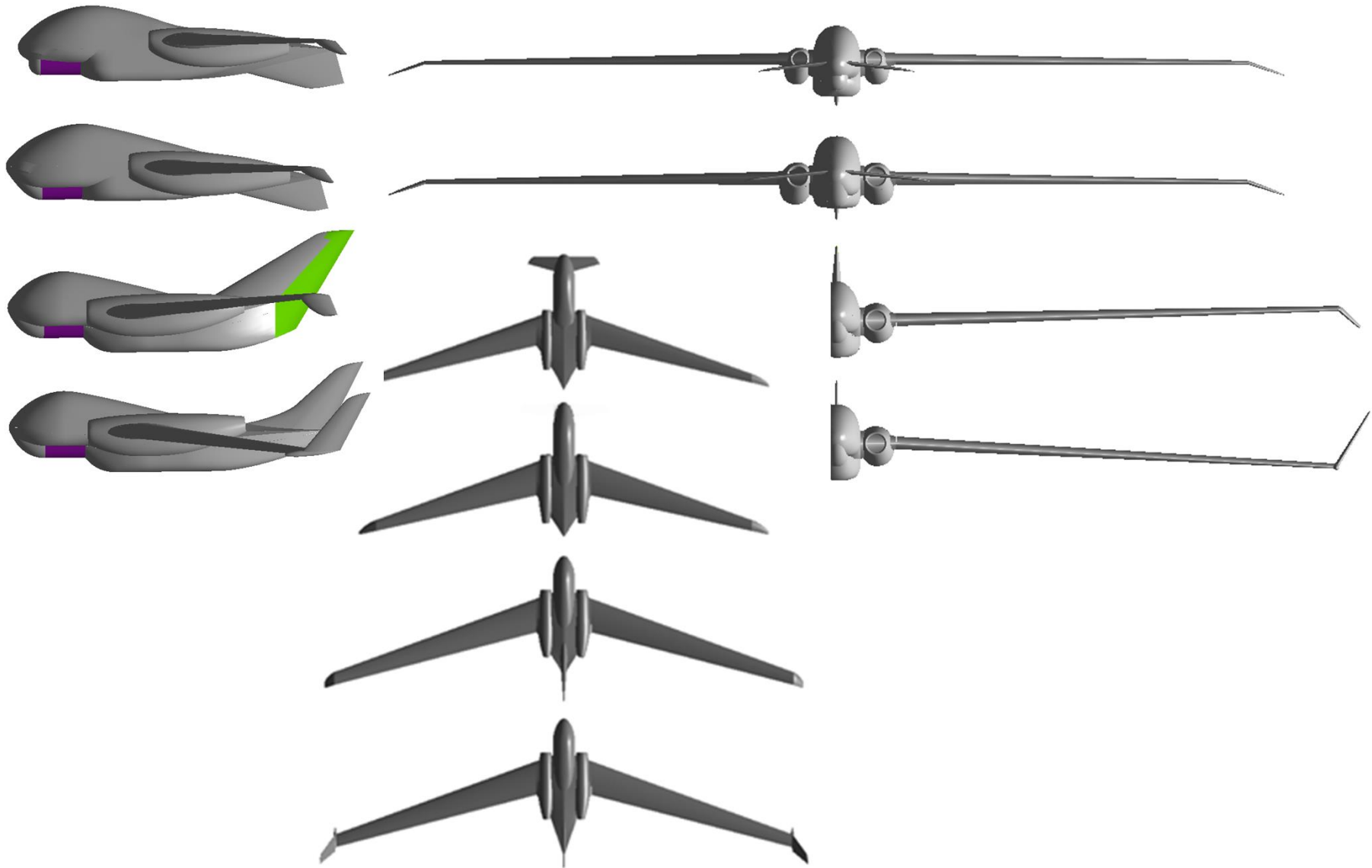


PW-113



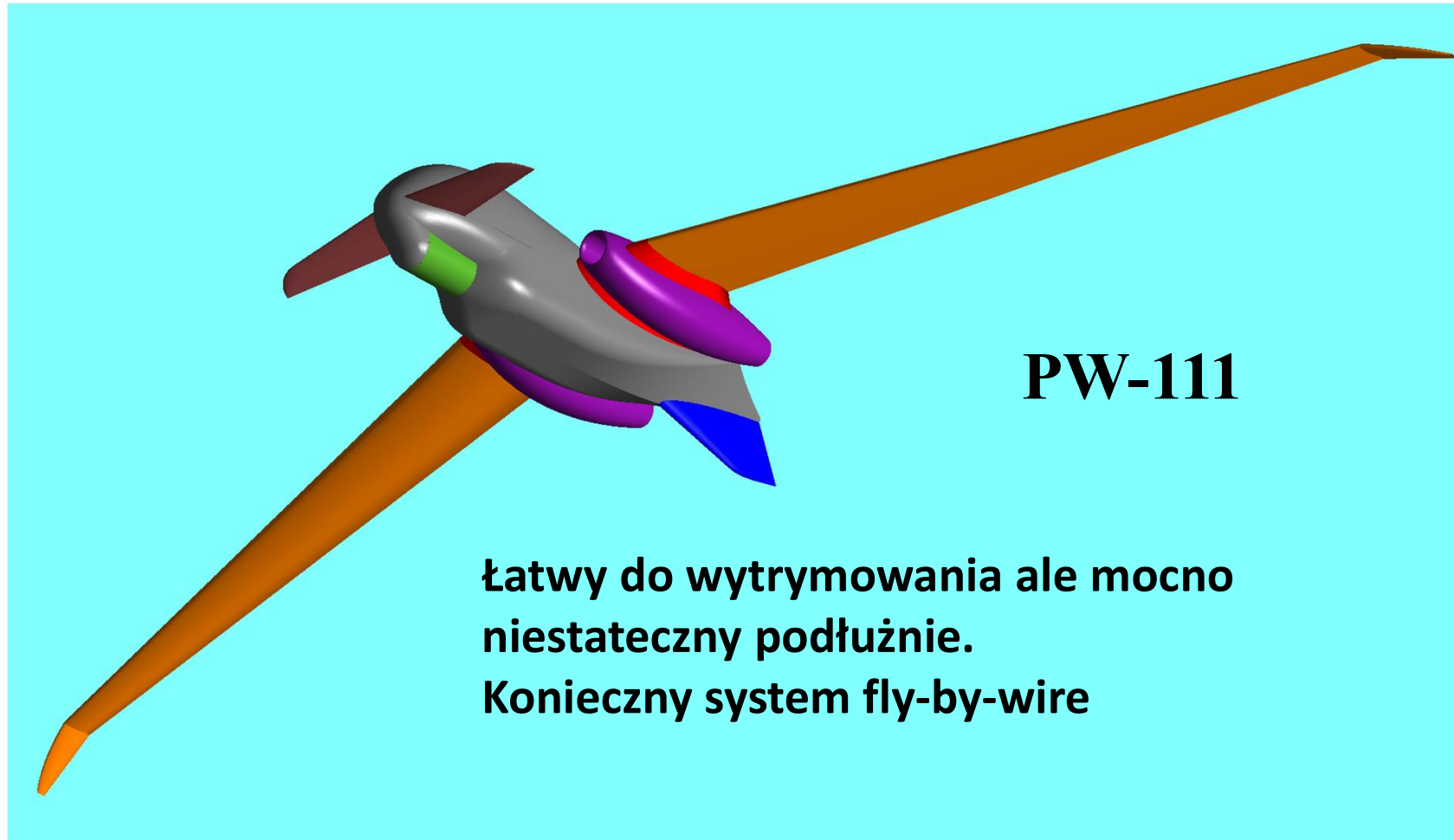
PW-114

Rozwój HALE PW-11x



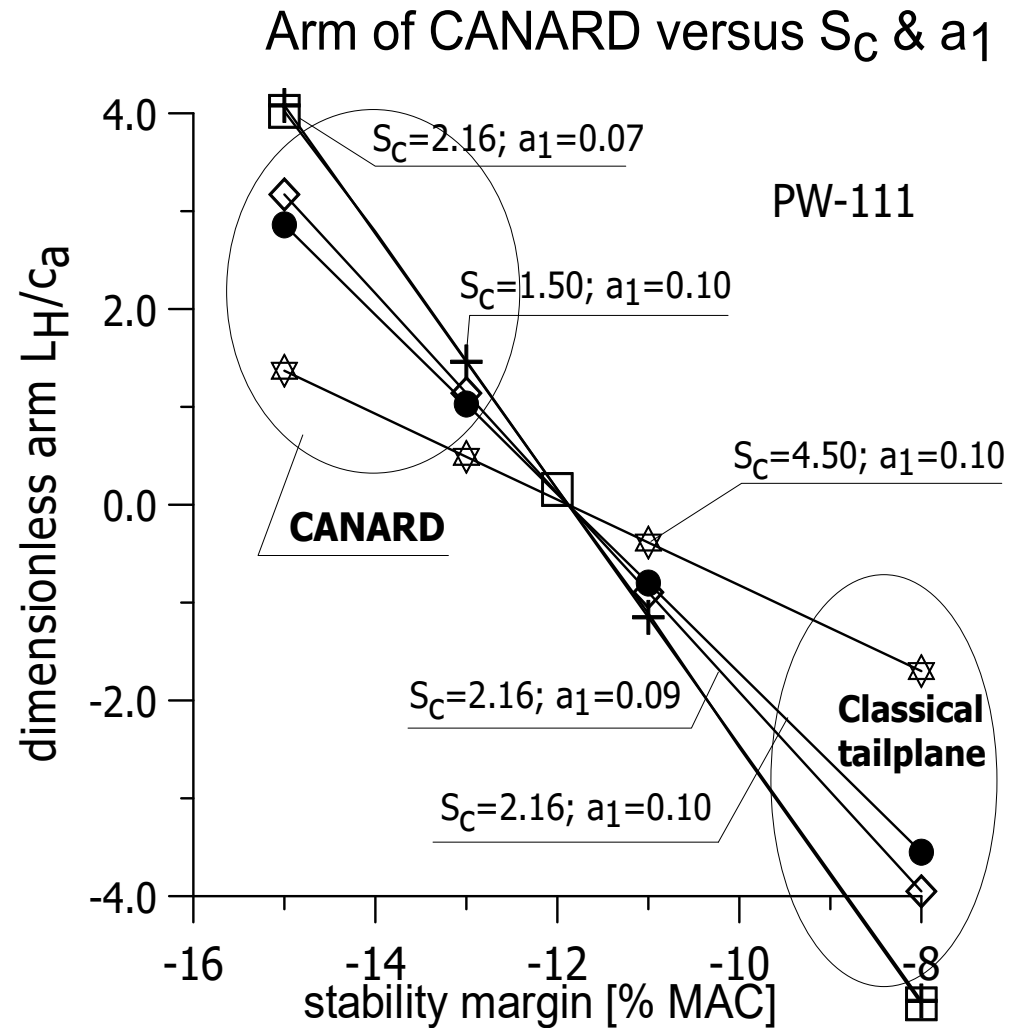
Prof. Z.Goraj

Ewolucja konfiguracji 1/4



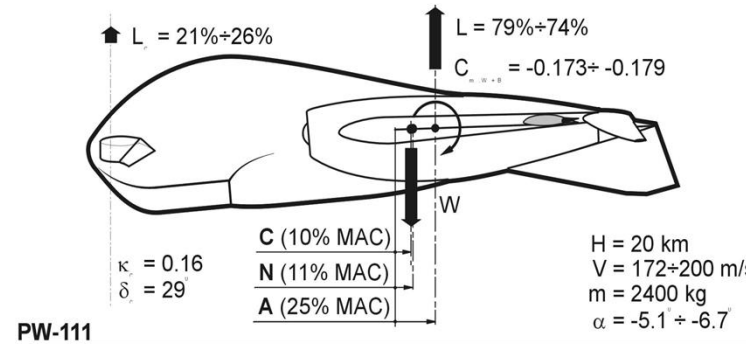
Ewolucja konfiguracji 2/4

Fly-by-wire czy
układ klasyczny?

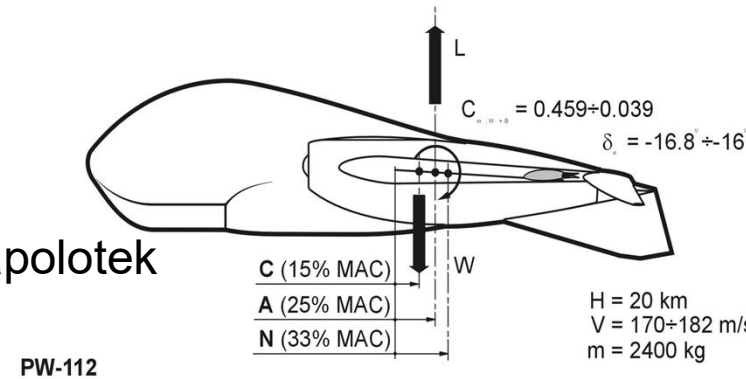


Ewolucja od PW111 do PW113

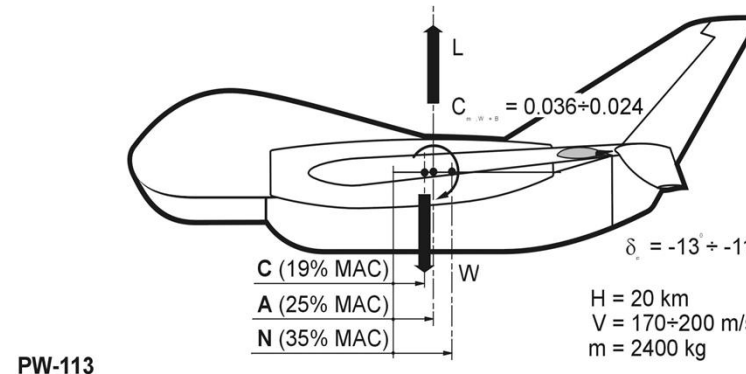
- nośny CANARD
- samolot niestateczny



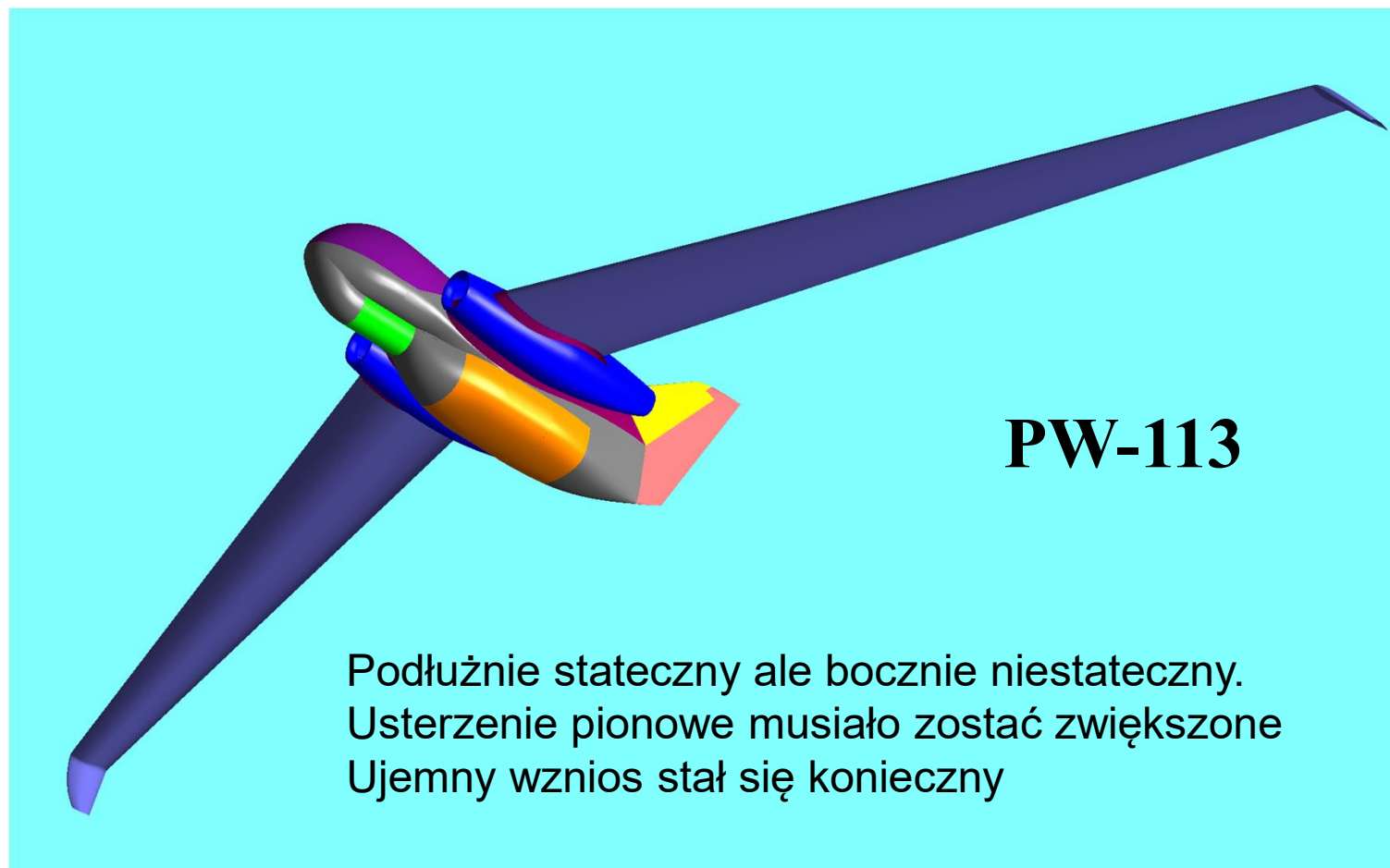
- silny moment pochylający
- konieczność silnego wychylenia klapoletek



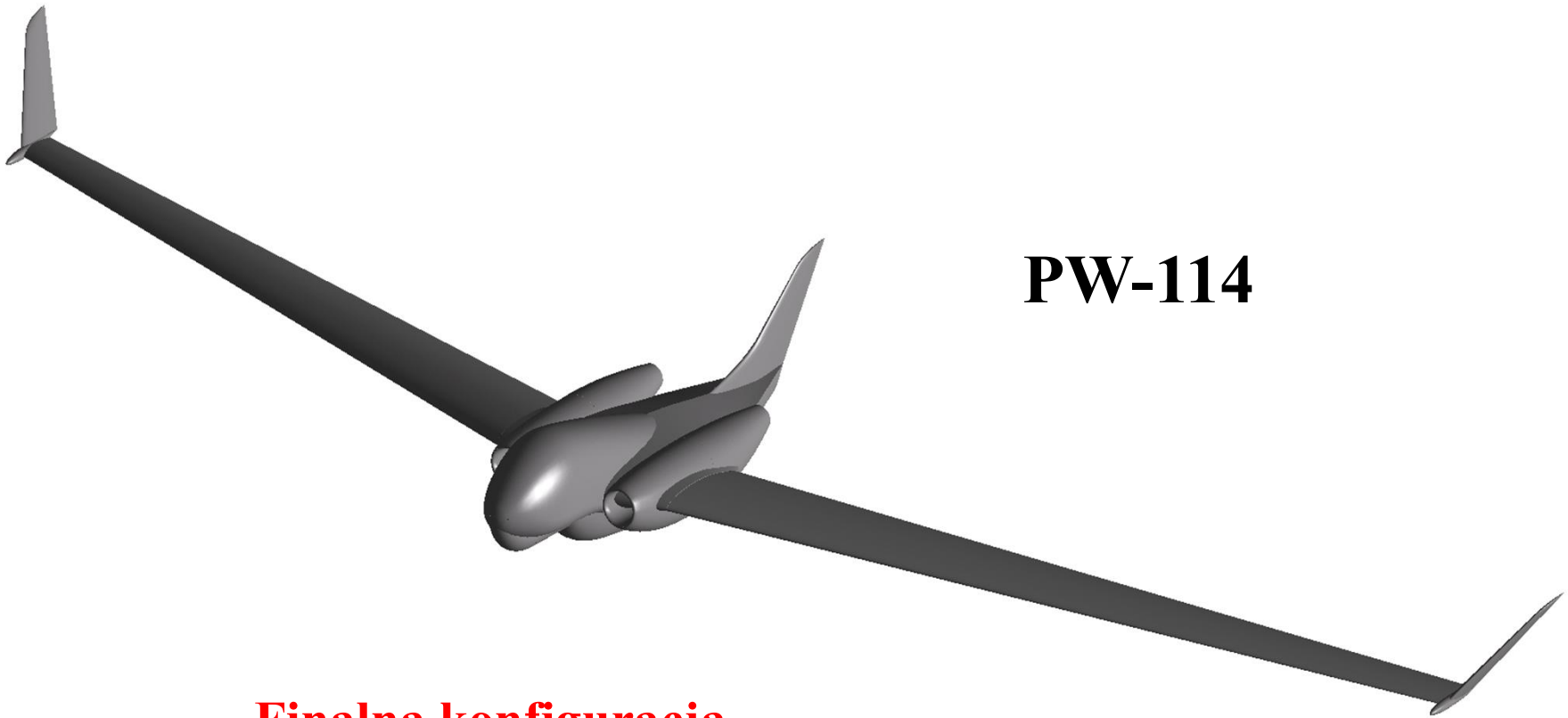
Dobrze wytrzymały,
stateczny podłużnie samolot



Ewolucja konfiguracji 3/4



Ewolucja konfiguracji 4/4

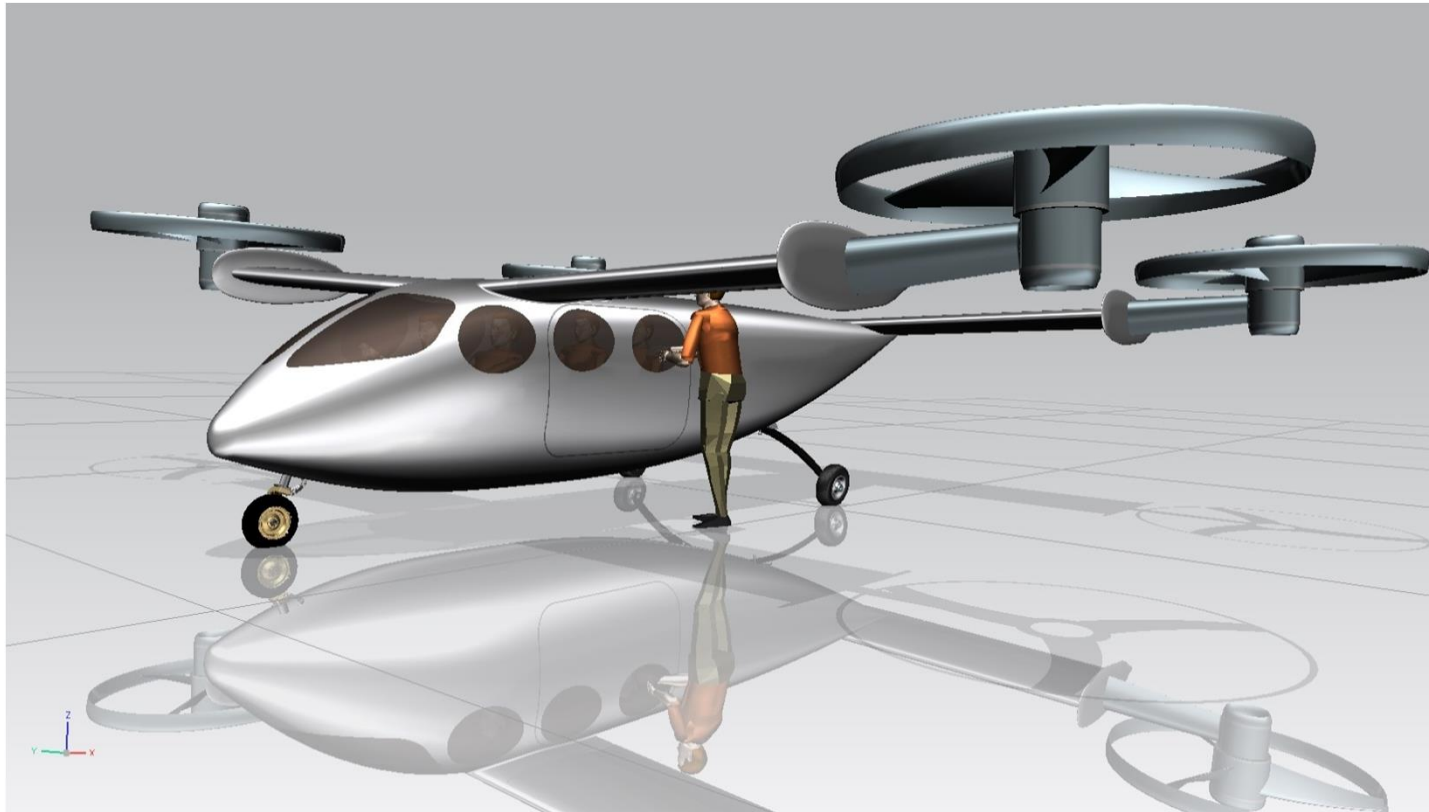


PW-114

Finalna konfiguracja

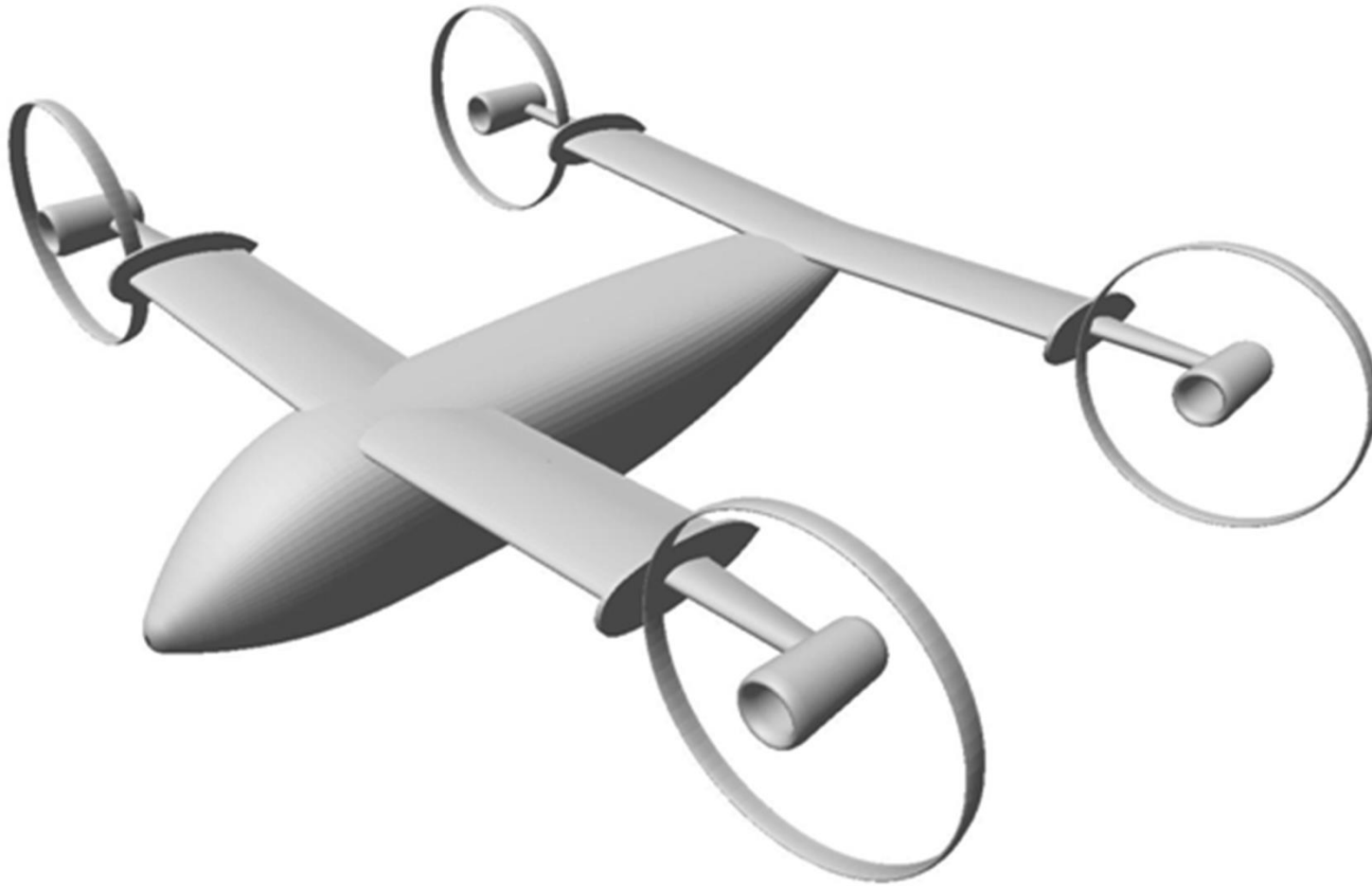
Tandem Wing Configuration

Propozycja samolotu PPlane opracowana przez PW

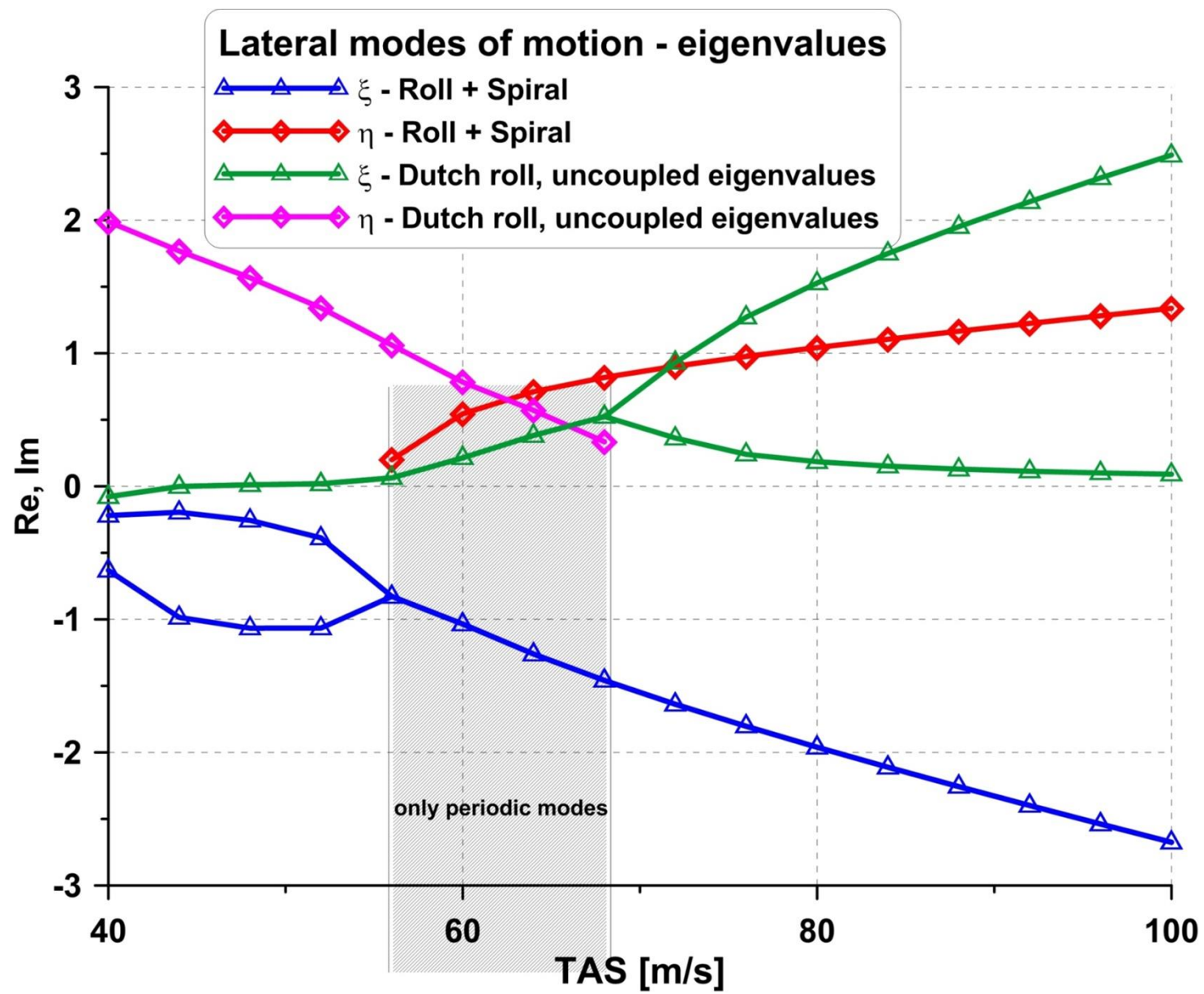


**Czteroosobowy samolot w układzie
„tandem wing – tilt rotor”**

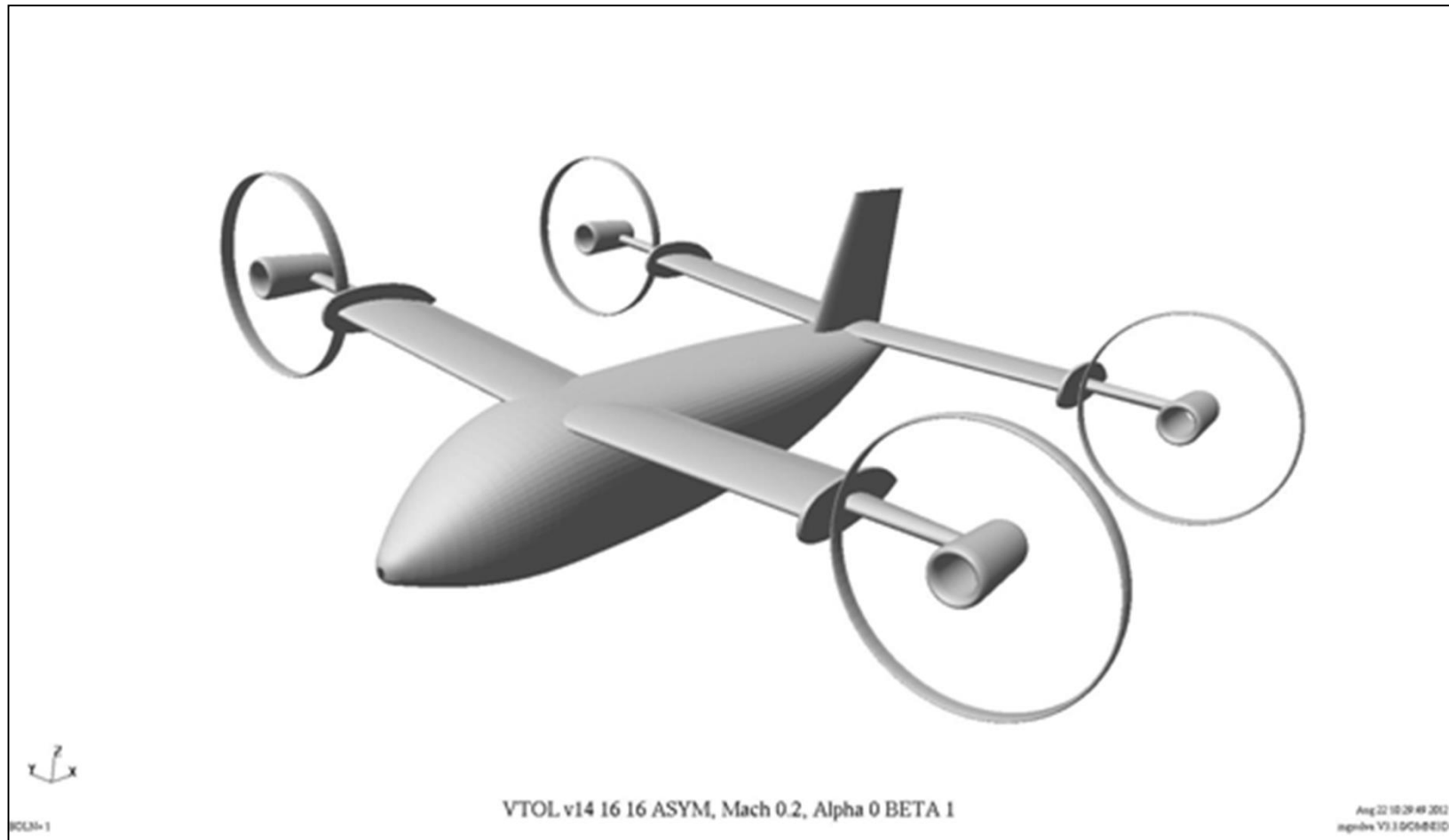
Tandem Wing configuration



PPlane – pierwsza konfiguracja

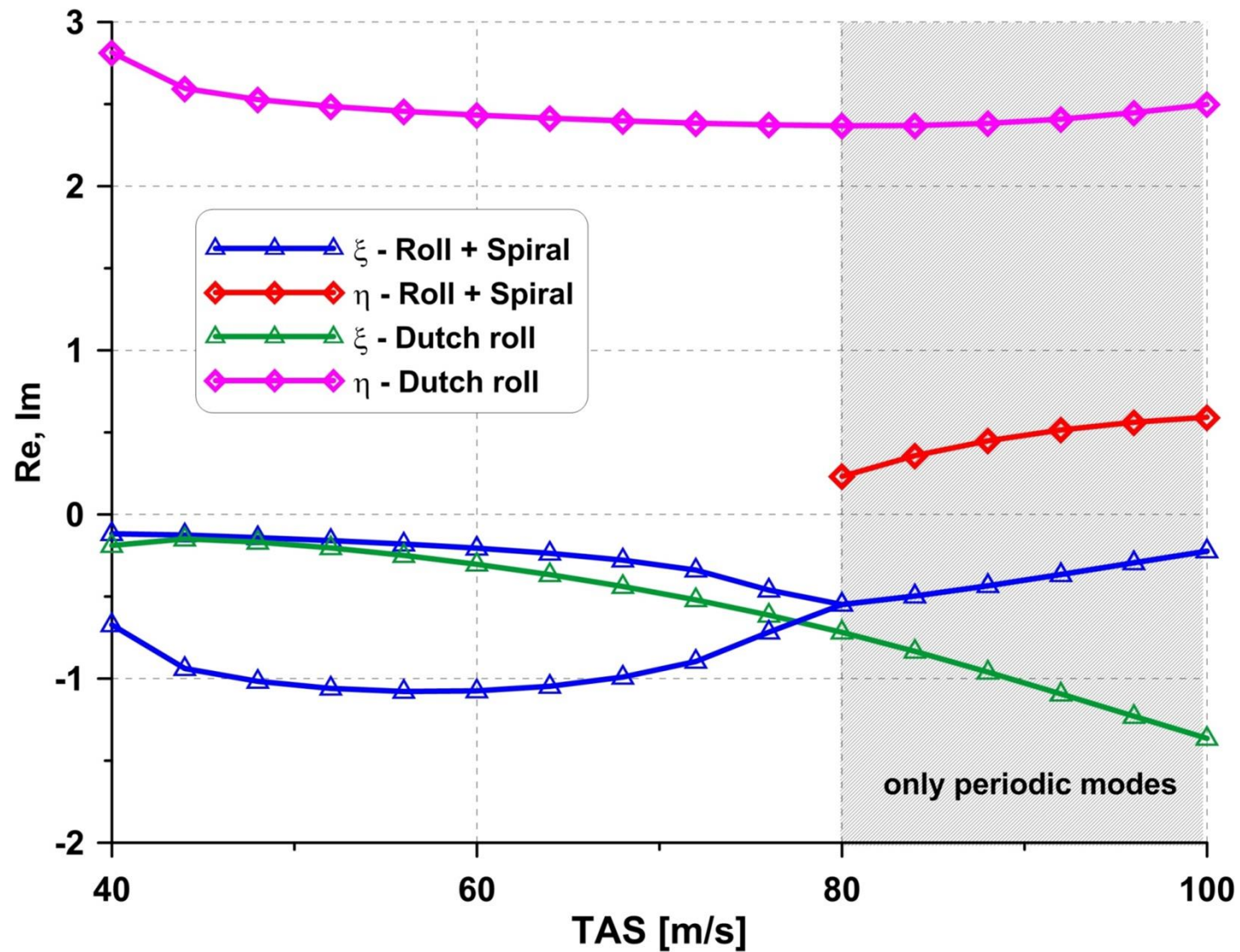


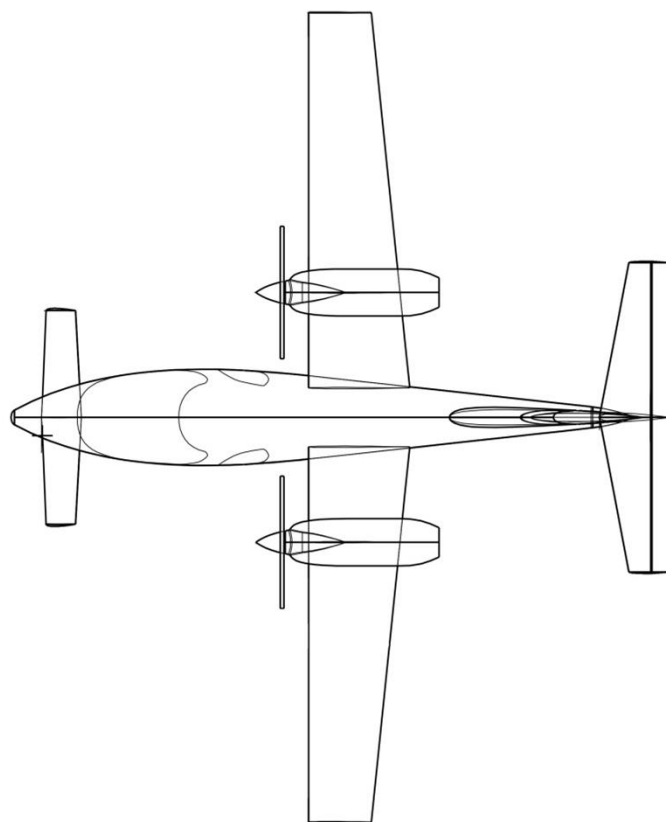
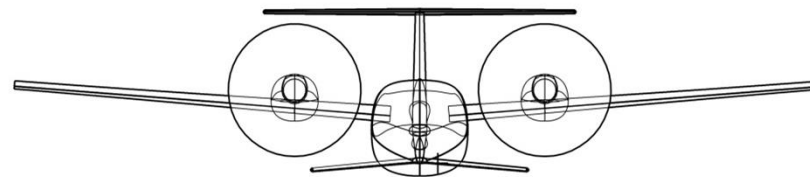
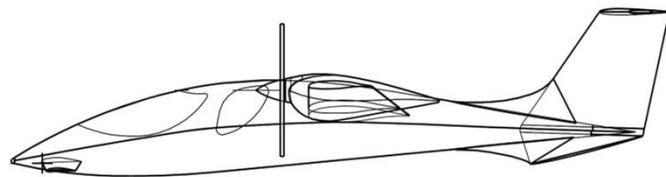
Konfiguracja z usterzeniem pionowym



PPlane project

Poprawione postacie boczne – wszystkie są stateczne



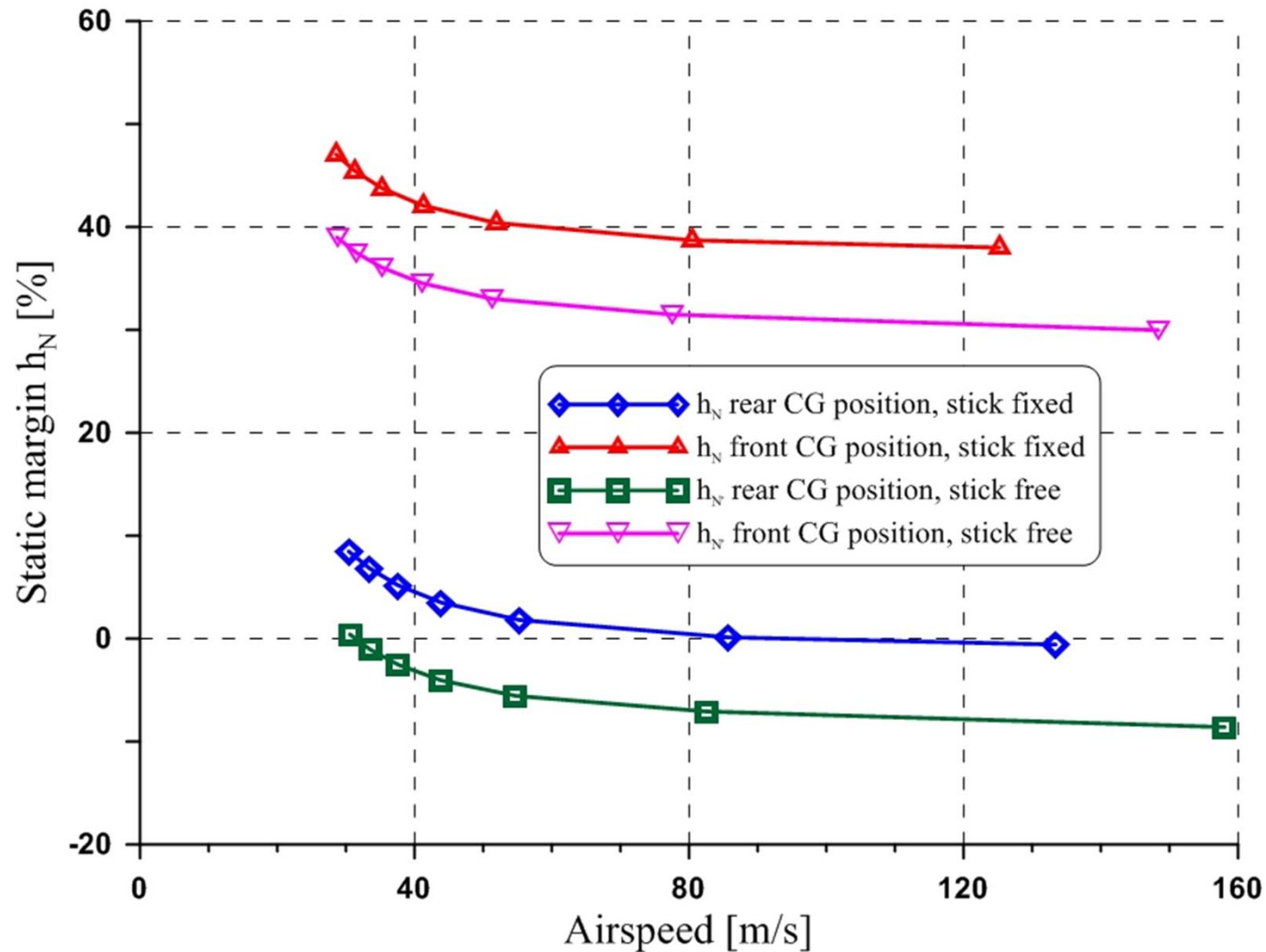


AT-6
(Tomasz Antoniewski)

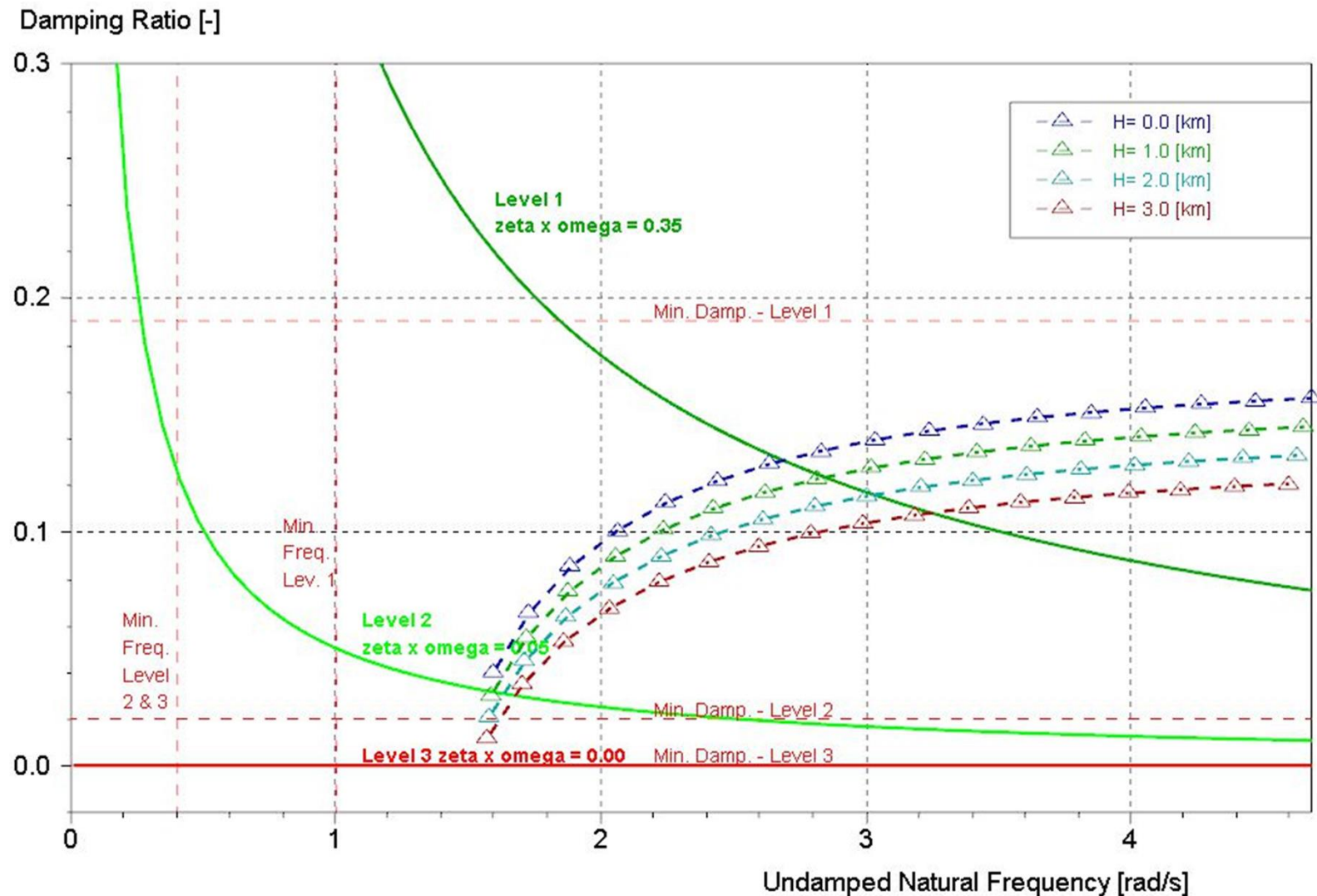
AT-6 – główne problemy

- równowaga vs. stateczność podłużna
 - cały ładunek przed płatem przednim – duża wędrówka środka ciężkości
 - dobór powierzchni i wychylenia klapy canarda tak aby siły na klasycznym usterzeniu były jak najmniejsze
- równowaga boczna
 - małe ramię usterzenia pionowego
 - duża część bryły kadłuba przed płatem głównym

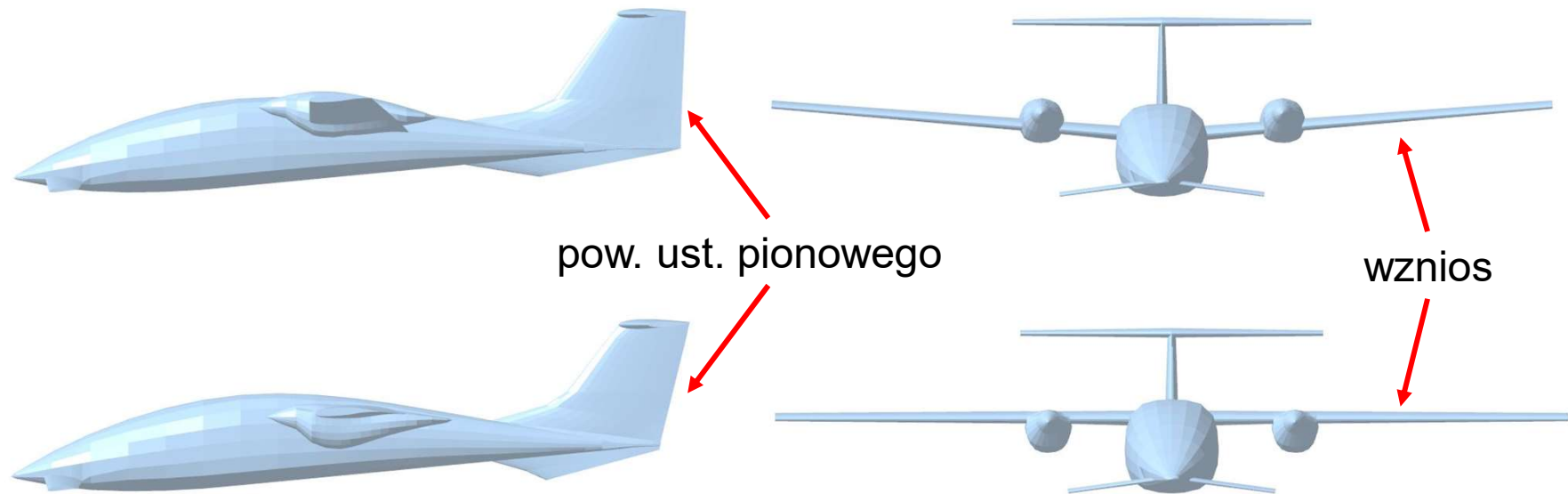
AT-6 – zapas stateczności



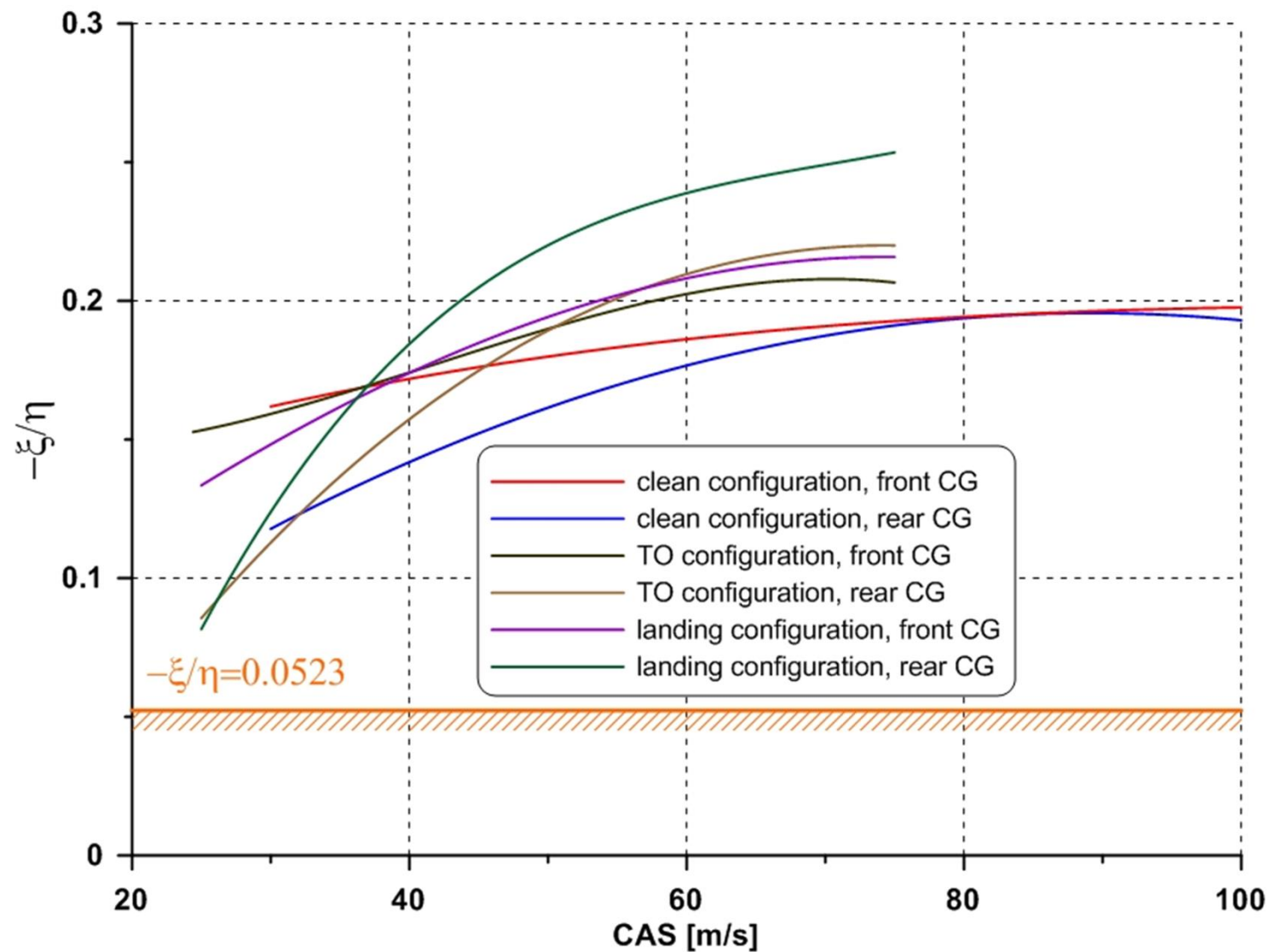
AT-6 - Holendrowanie



AT-6 – ewolucja konfiguracji



AT-6 - holendrowanie

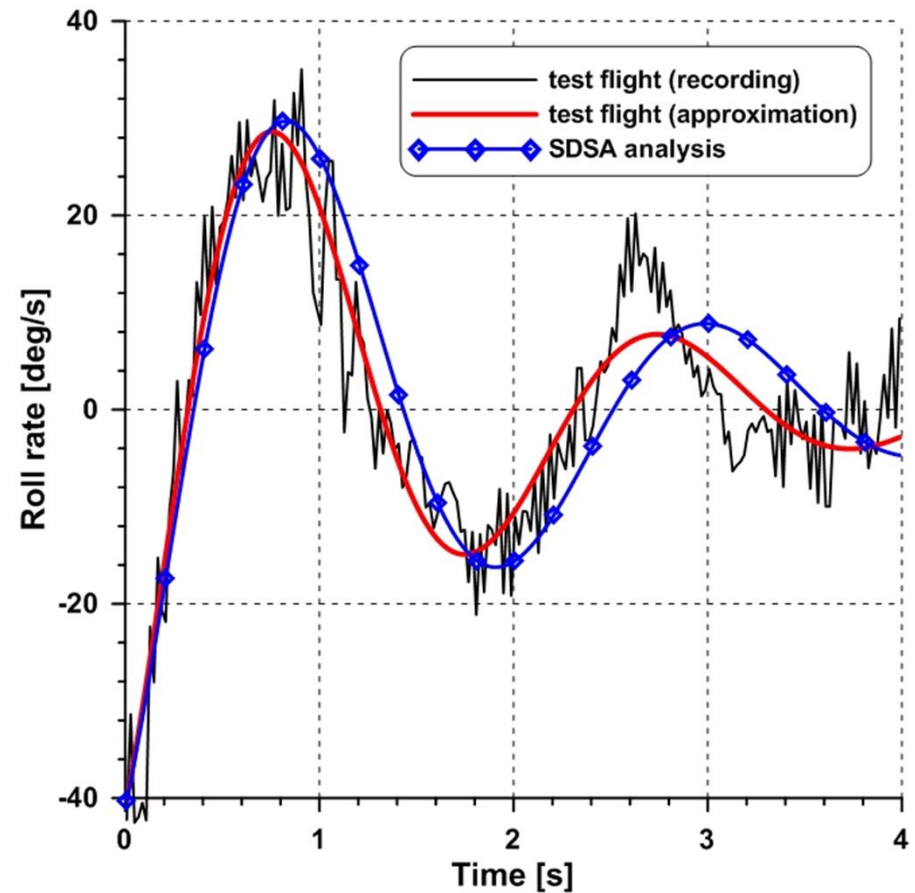
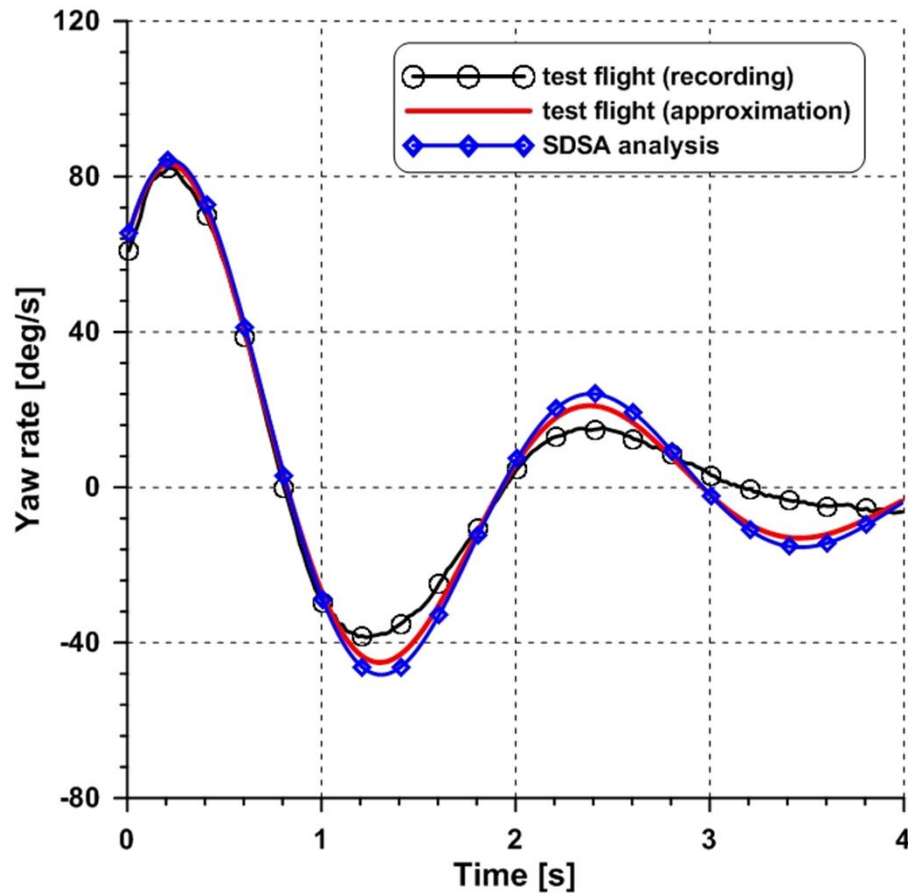


AT6 – finalna konfiguracija



AT-6 – holendrowanie

wyniki testów w locie

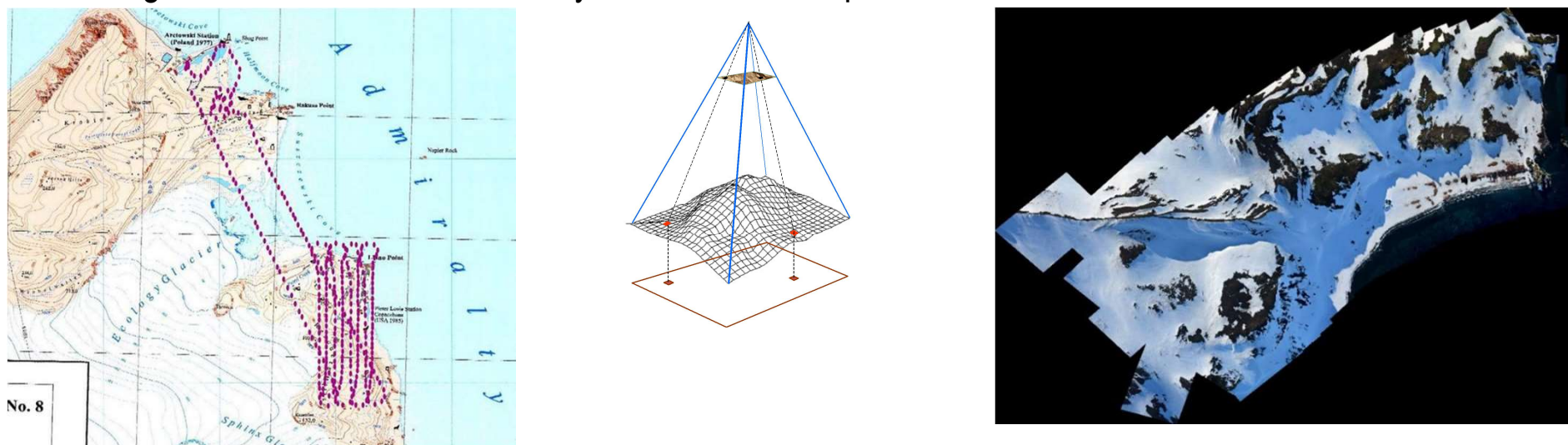


Projekt MONICA

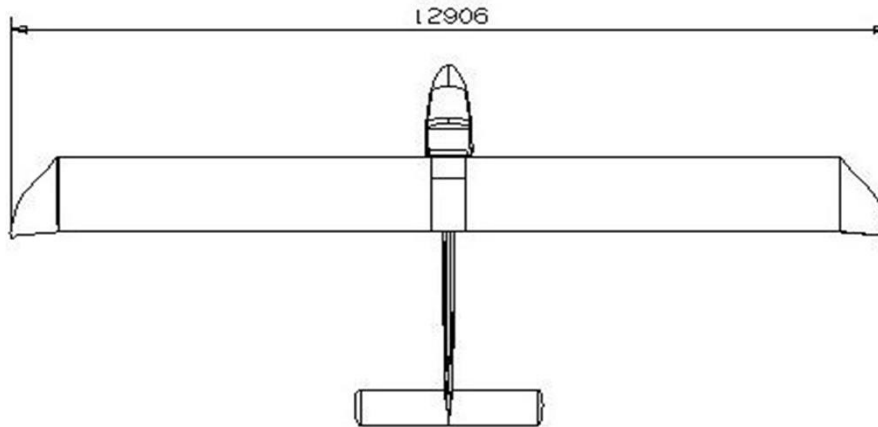
1. Monitorowanie obszarów ASPA 128 & ASPA 151 (ASPAs = Antarctic Specially Protected Area)



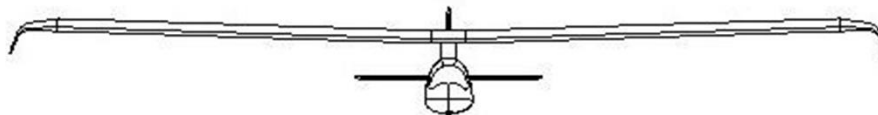
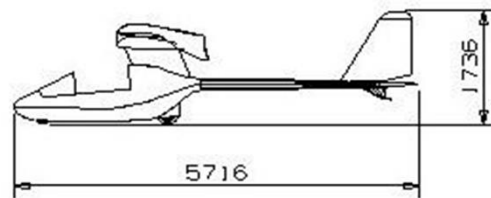
2. Fotogrametria i tworzenie baz danych dla ortofotomap dla obszarów ASPA 128 & 151



Geneza UAV do misji Antarktycznej



**PW – Uszatek
(M.Rodzewicz)**

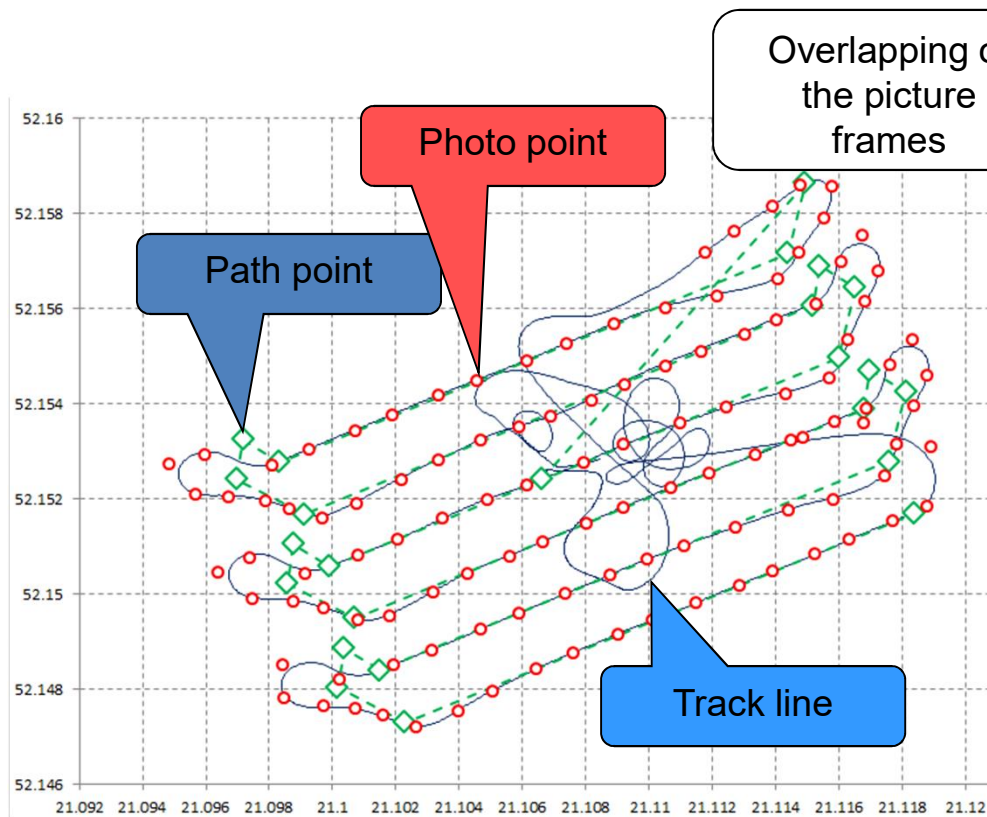


(~10 lat temu)

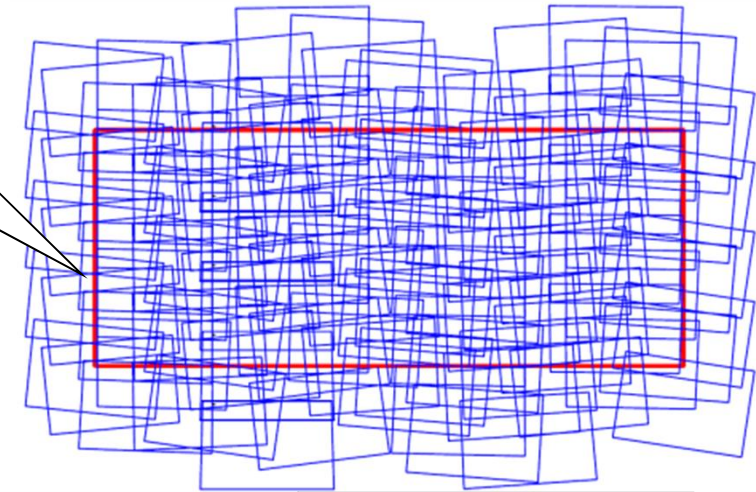
Główne wymagania

- Zdjęcia wysokiej rozdzielczości i jakości, co przekłada się na wymagania dużej stabilności lotu
- Warunki arktyczne charakteryzują się częstymi silnymi wiatrami, co wymusza niską wrażliwość samolotu na podmuchy

Pokrywanie powierzchni zdjęciami



Overlapping of
the picture
frames



Example of the stitch
of the photos



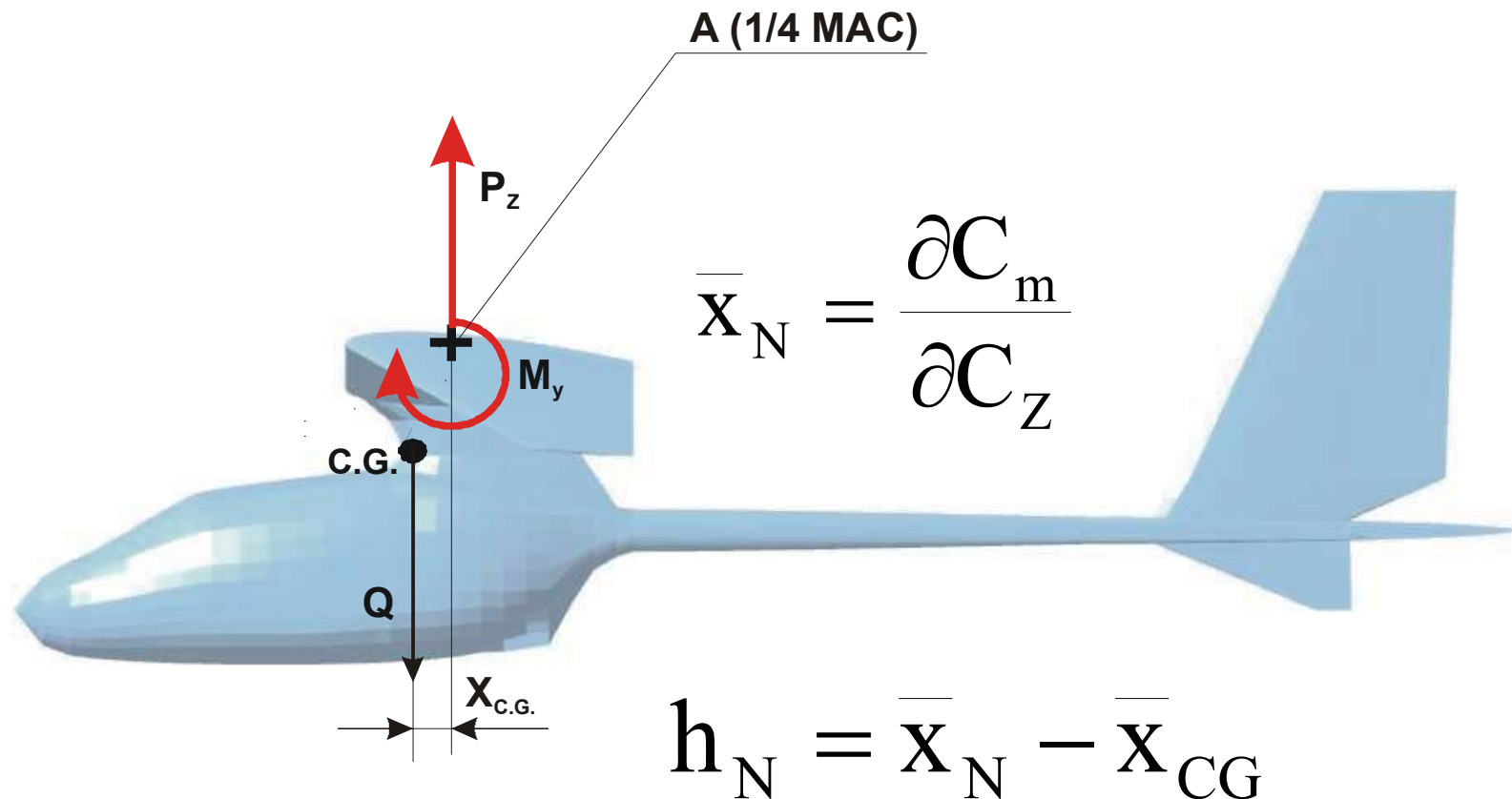
PW-ZOOM



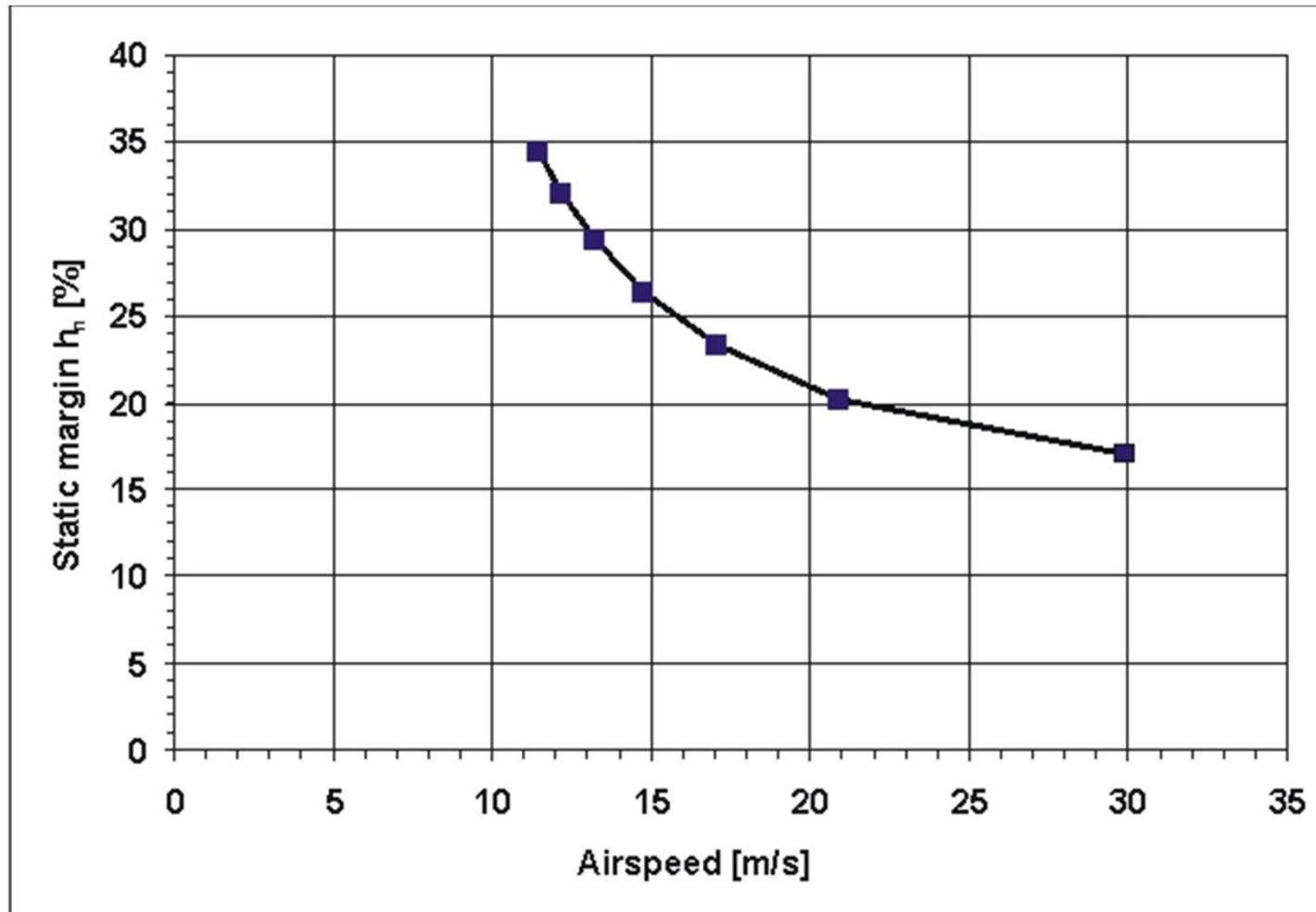
Dane geometryczne nowego samolotu:

Powierzchnia nośna	$S = 1.23 \text{ m}^2$
Rozpiętość skrzydeł	$b = 3.0 \text{ m}$
Średnia cięciwa aerodynamiczna	$C_a = 0.41 \text{ m}$
masa startowa	$m_{\text{TO}} = 16.0 \text{ kG}$

Etap I – stateczność statyczna



Etap I – stateczność statyczna

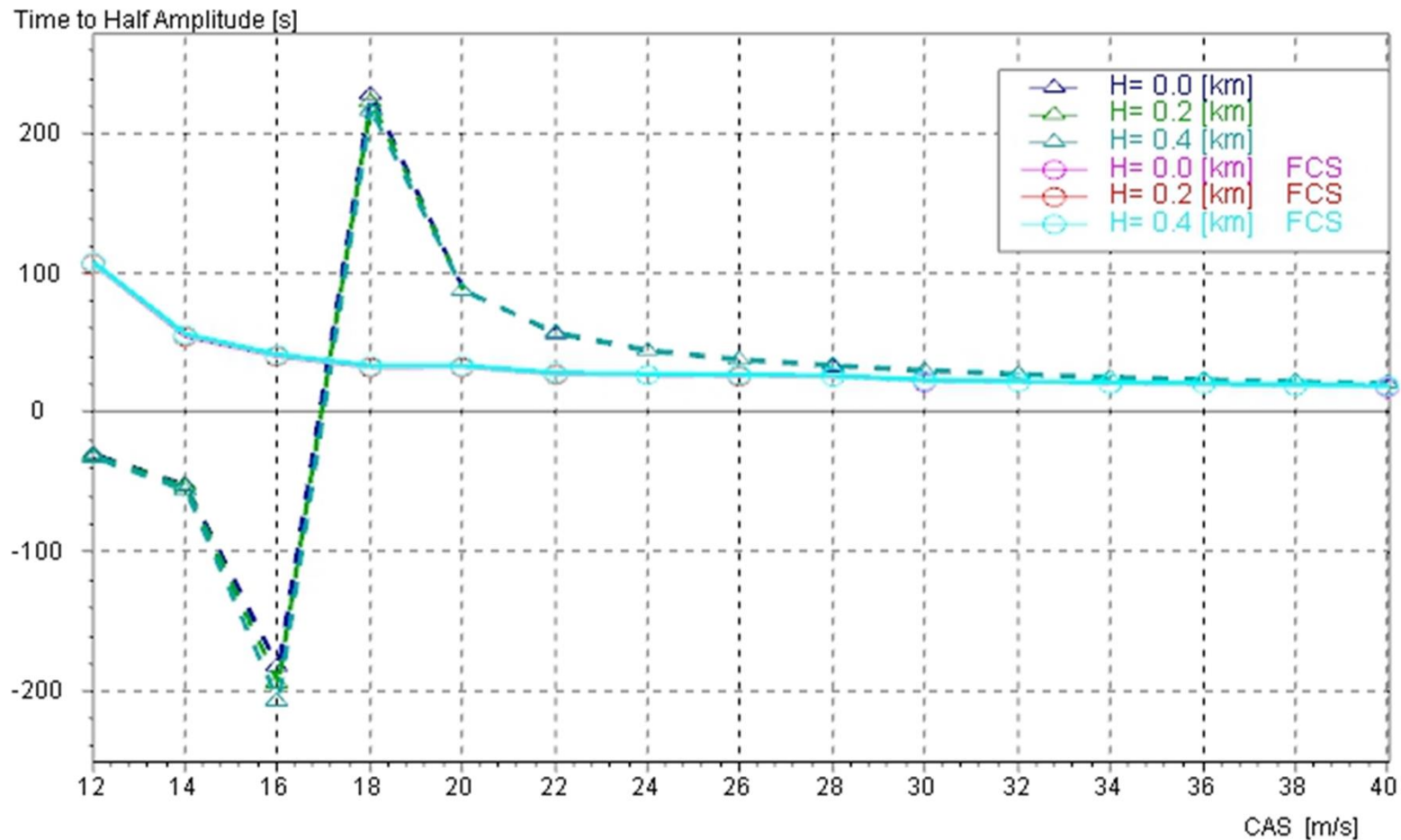


Etap II – stateczność dynamiczna

Postacie:

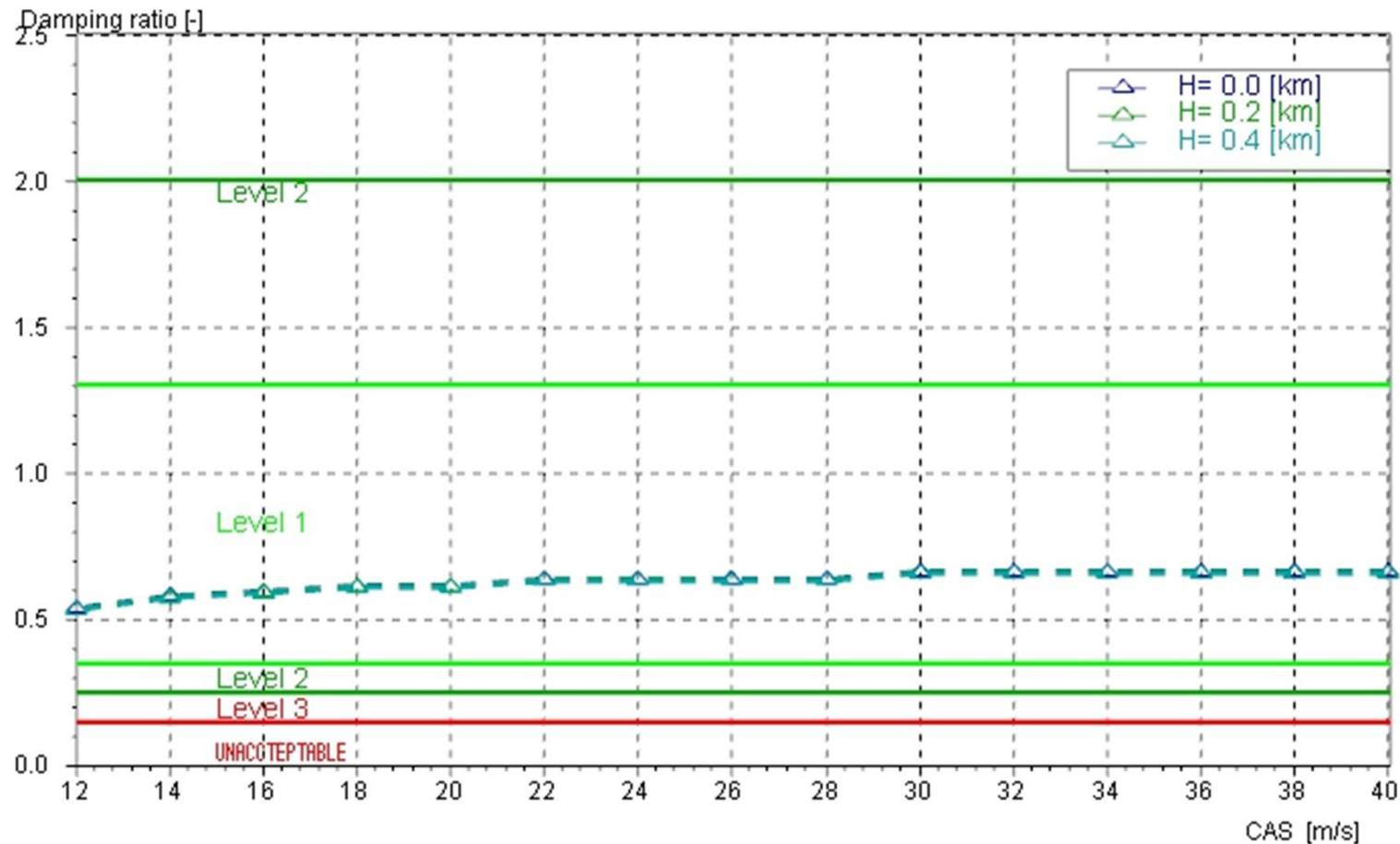
- Fugoida
- Oscylacje szybkie
- Holendrowanie
- Spirala

Stateczność dynamiczna - fugoida



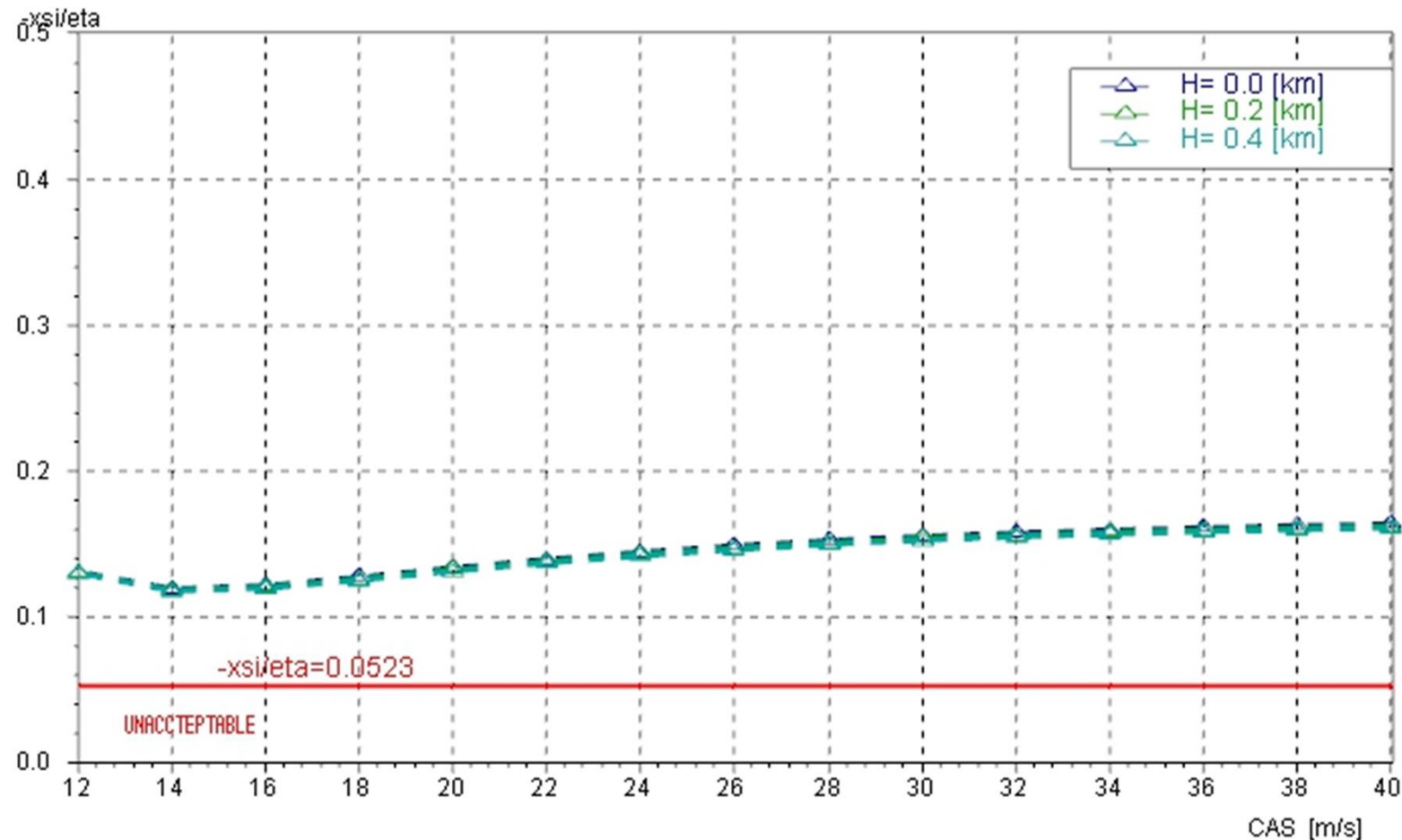
Fugoida z uwzględnieniem układu sterowania

Stateczność dynamiczna – oscylacje szybkie



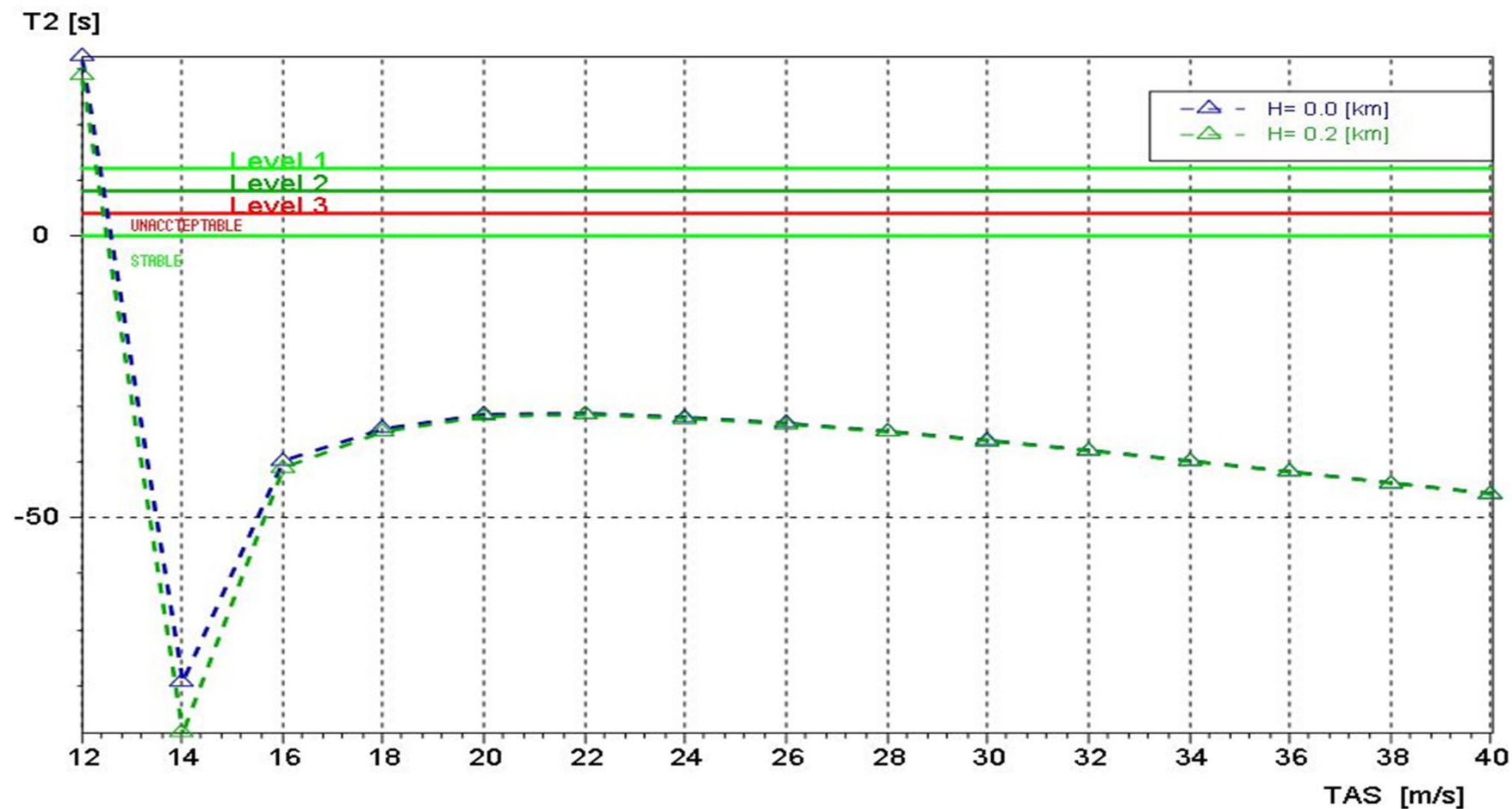
Oscylacje szybkie – kryterium wg MIL dla współczynnika tłumienia (okres 1 - 1.5 s)

Stateczność dynamiczna - Holendrowanie



Holendrowanie – kryterium CS-23.181

Stateczność dynamiczna - spirala



Spirala - kryterium MIL-F-8785C

PW-ZOOM

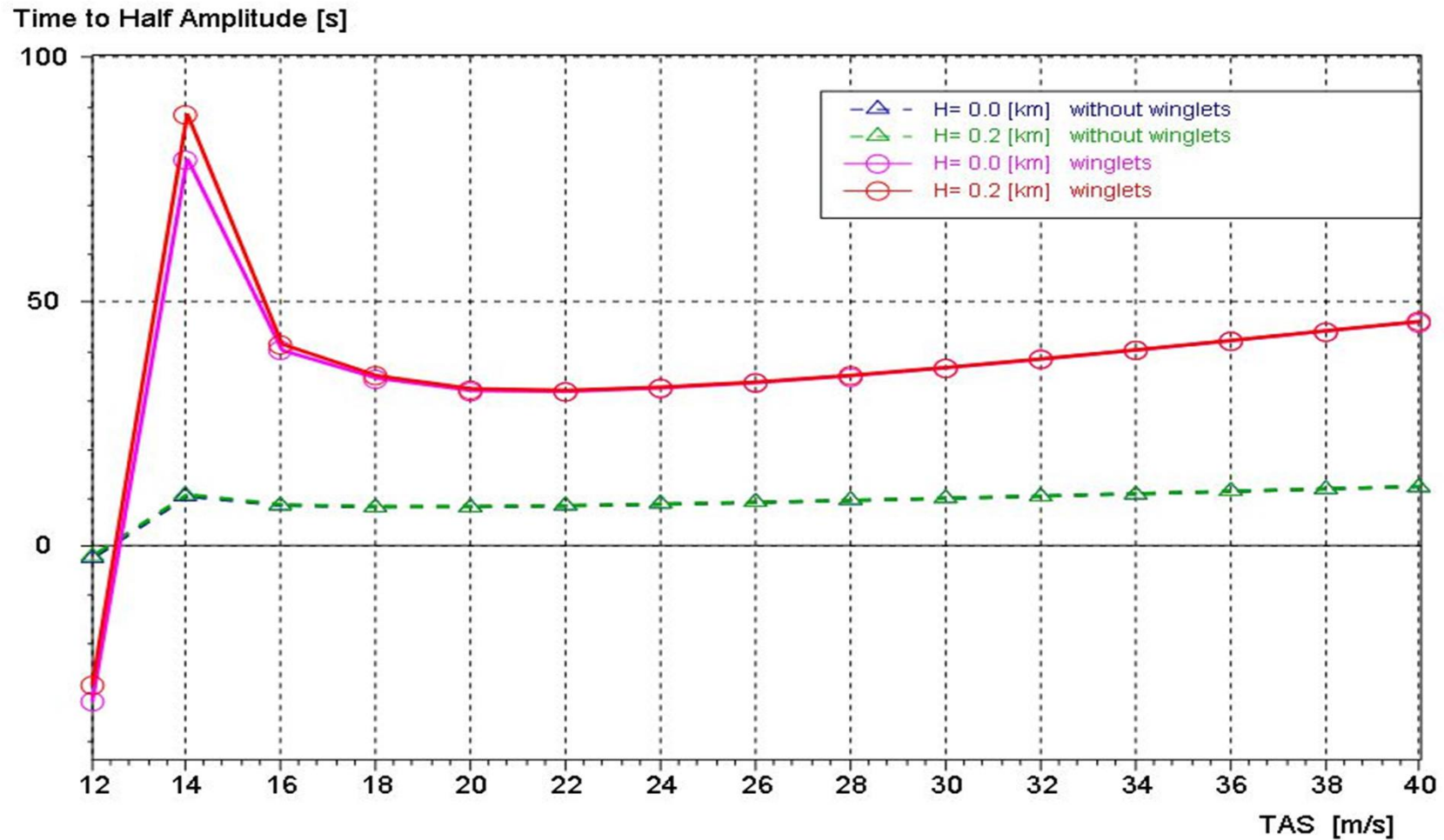
pierwsze loty



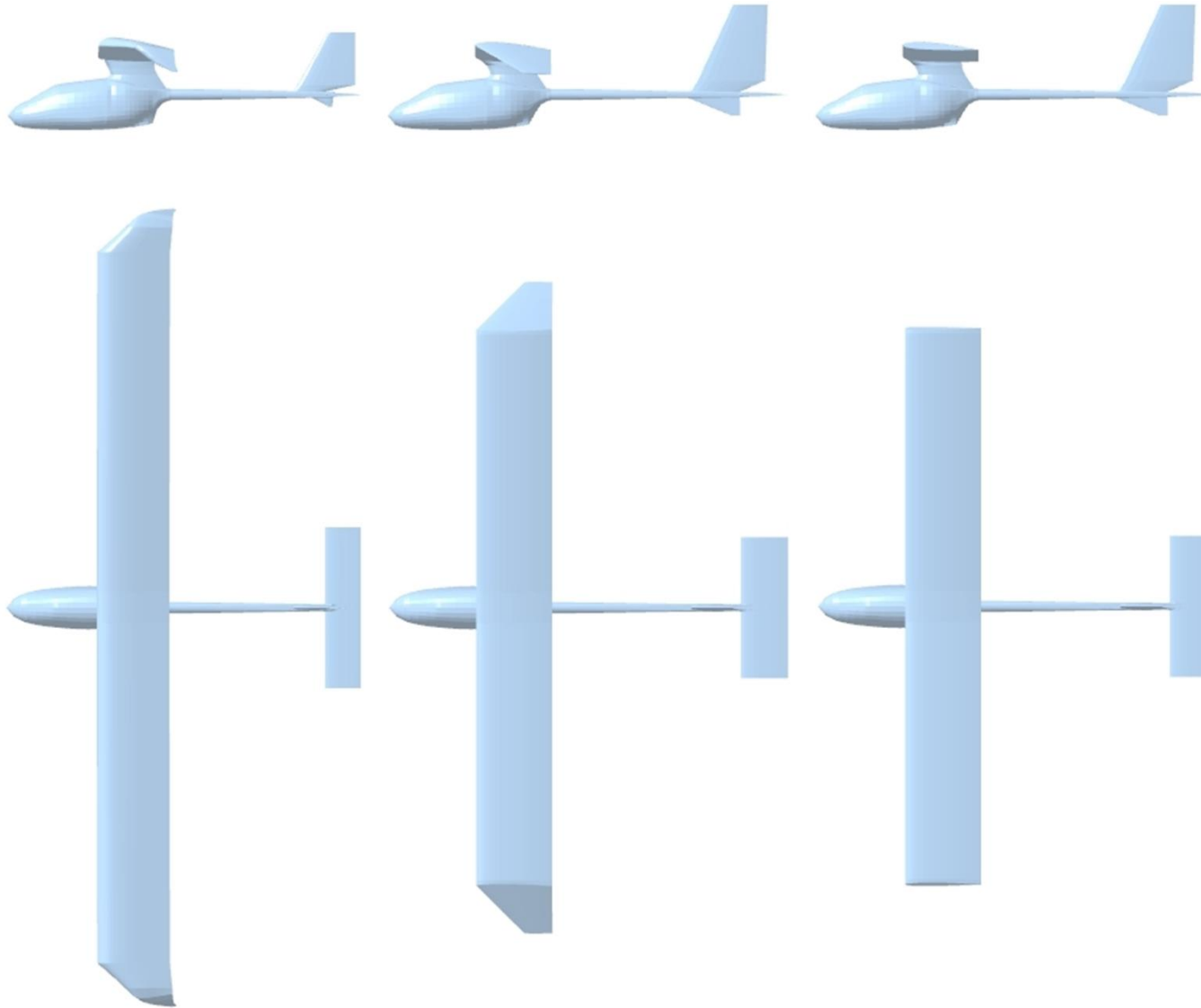
Ocena stateczności

- Pierwsze loty wykazały zgodność oceny stateczności.
- Nieznaczna niestateczność spirali powodowała tendencję do pogłębiania przechylenia w zakręcie
- Analiza wskazała na prawdopodobną przyczynę – końcówki skrzydeł
- Wykonane obliczenia wskazały, że bez wingletów charakterystyki spirali są lepsze
- Usunięcie wingletów, poprawiło charakterystyki zakrętu.

Stateczność dynamiczna - spirala



PW – ZOOM – ewolucja konfiguracji



PW-ZOOM

wersja finalna



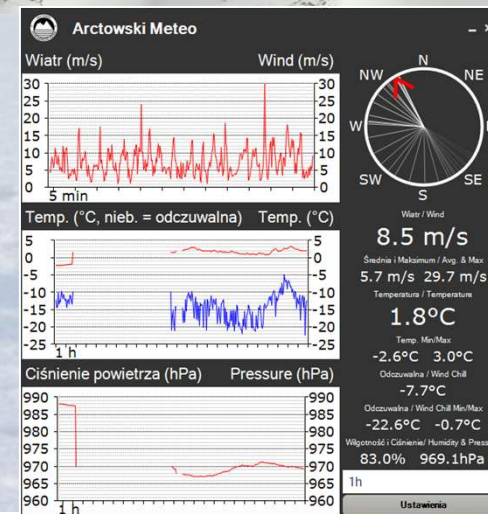
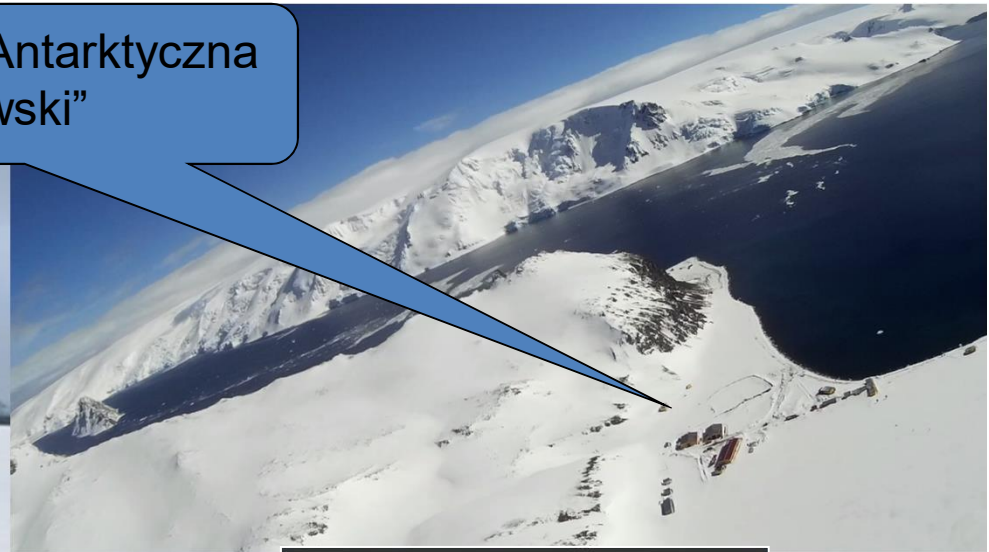
PW-ZOOM

przygotowanie do podróży

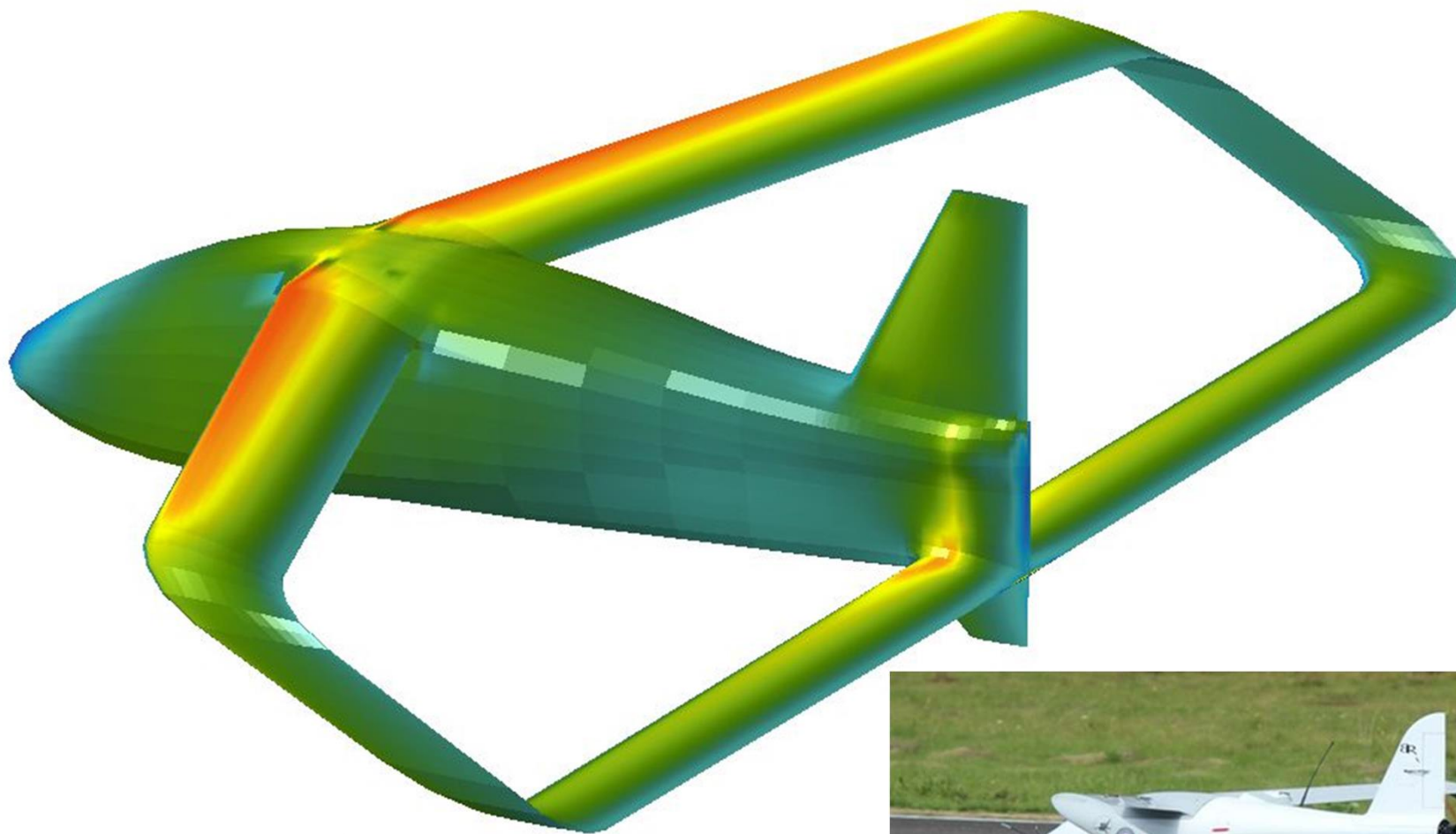


MISJA ANTARKTYCZNA

Polska Stacja Antarktyczna
„Arctowski”



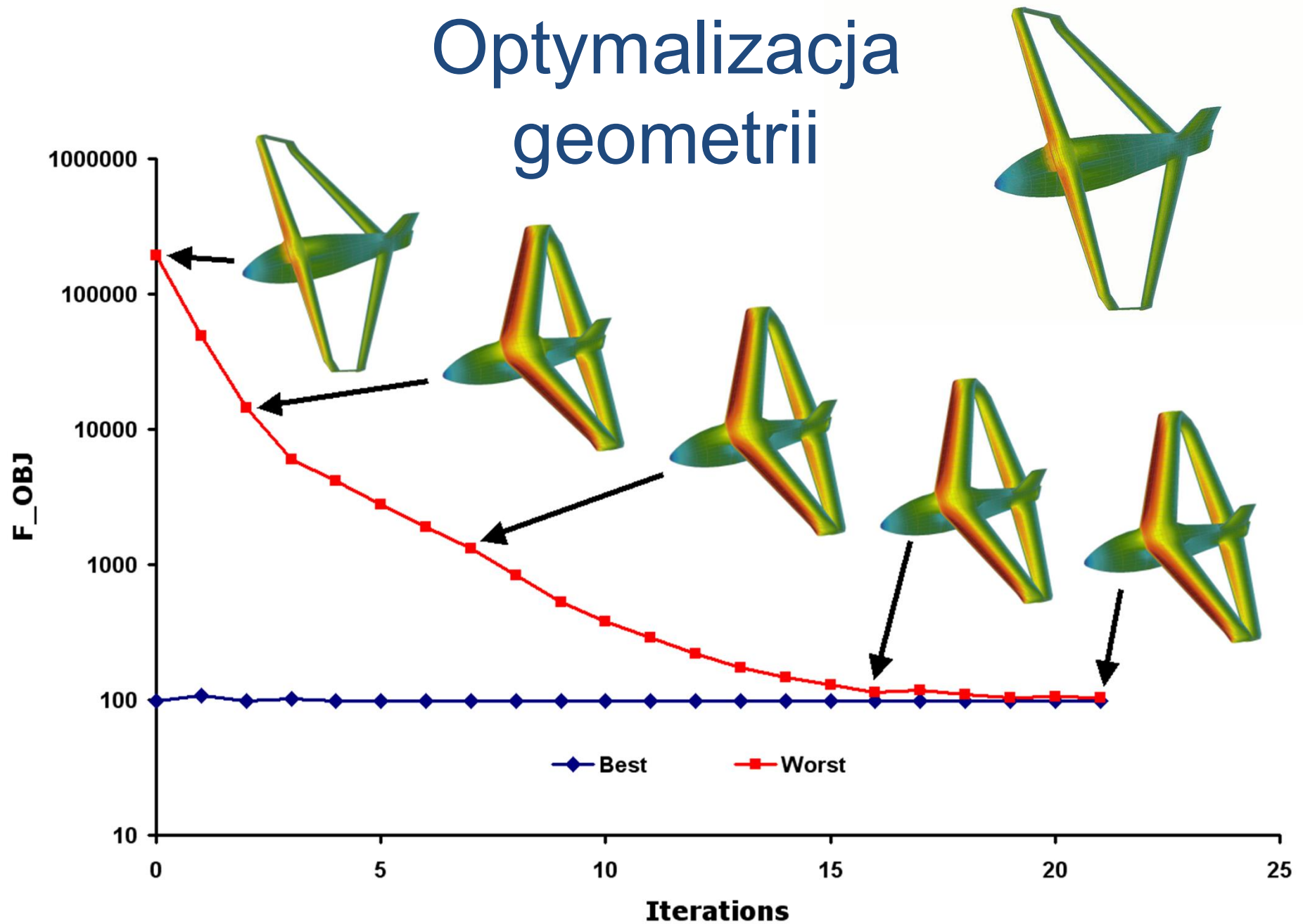
Samolot w konfiguracji „Join-wing” przykład kształtowania bryły w procesie optymalizacji z wykorzystaniem kryteriów stateczności jako więzów projektowych (180 zmiennych)

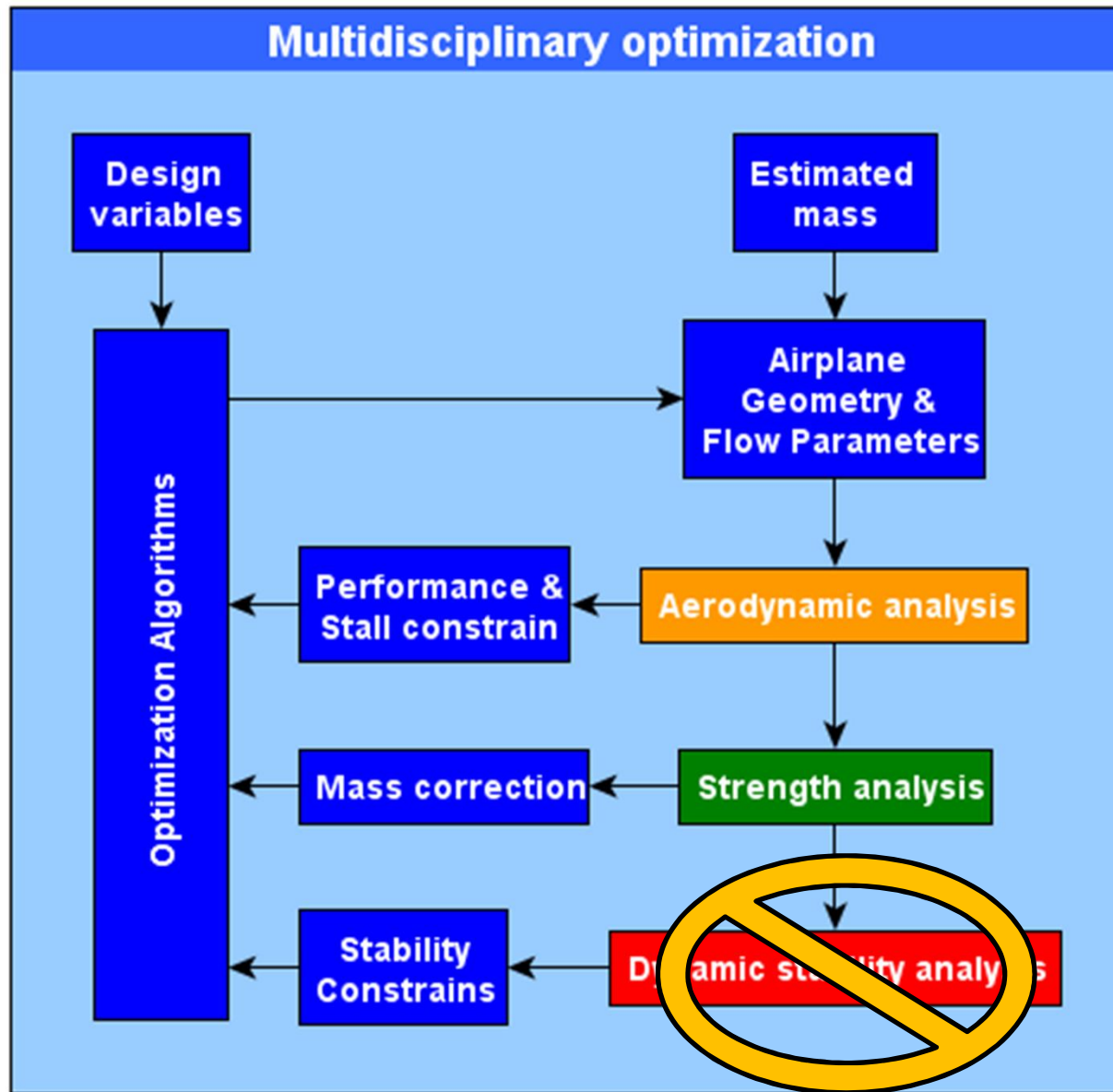


MOSUPS by C.Galiński,
Analiza stateczności: M.Lis
Made in PANUKL & SDSA

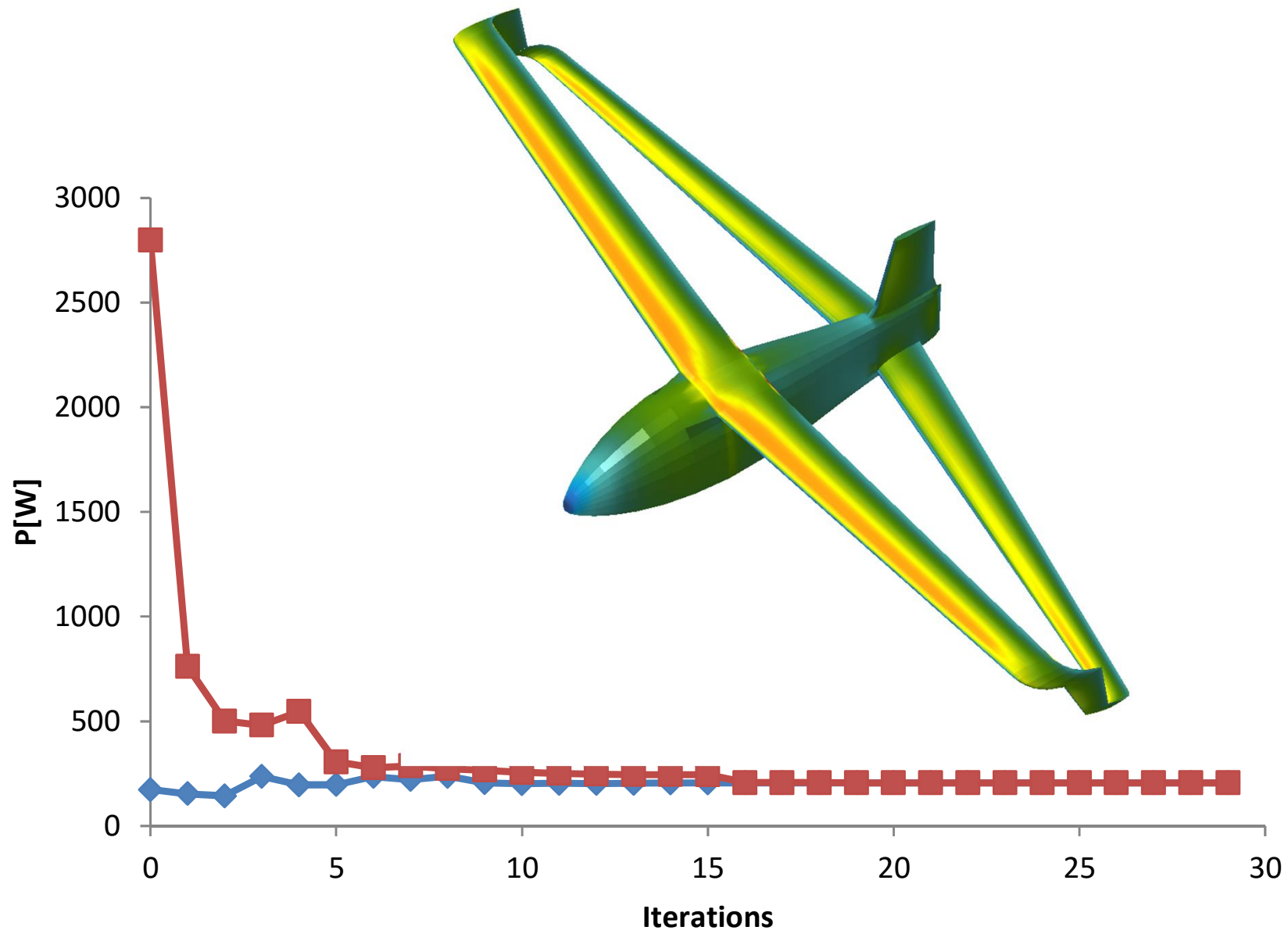


Optymalizacja geometrii



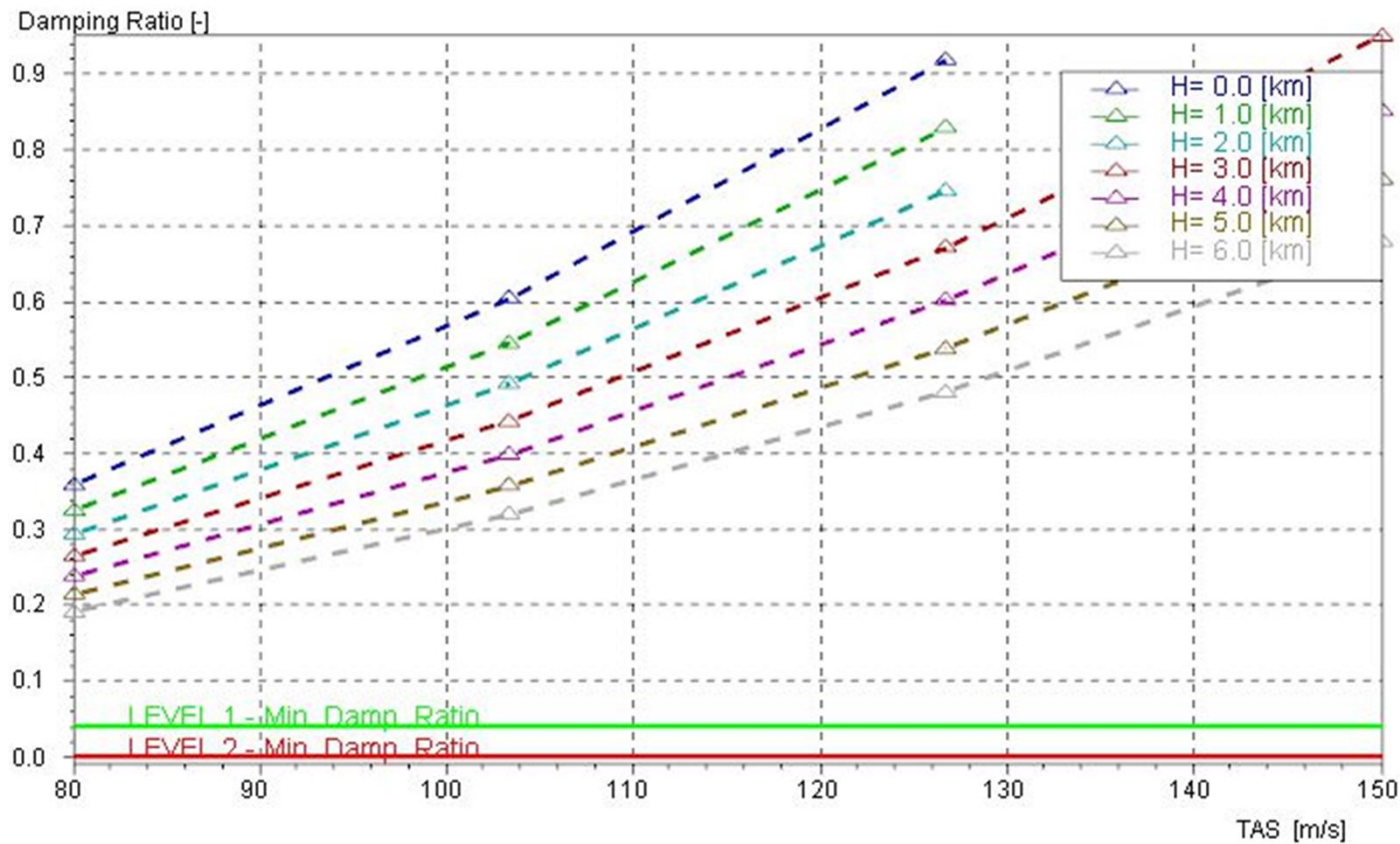


MADO - Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization (by J.Mieloszyk)

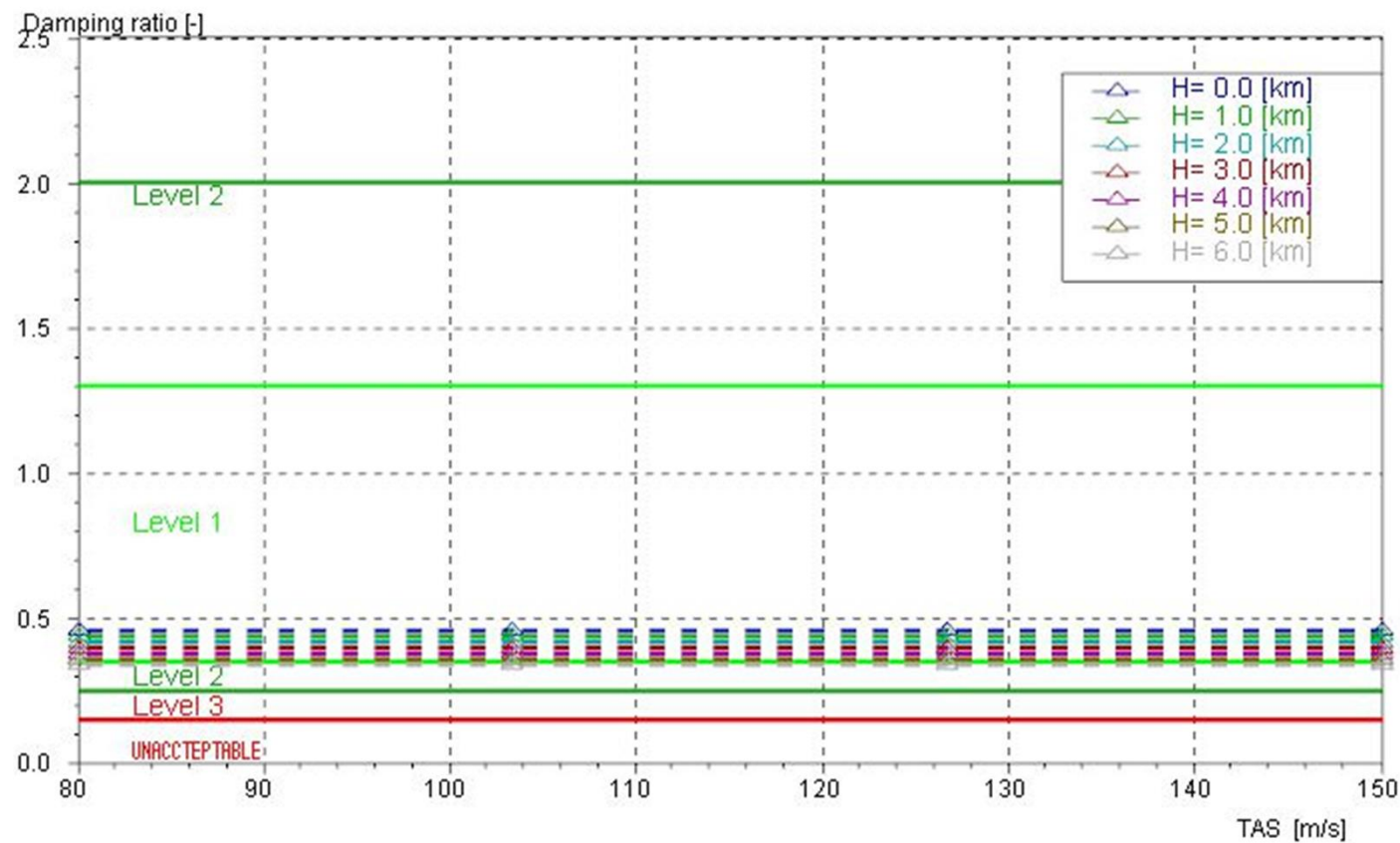


Minimalizacja mocy niezbędnej

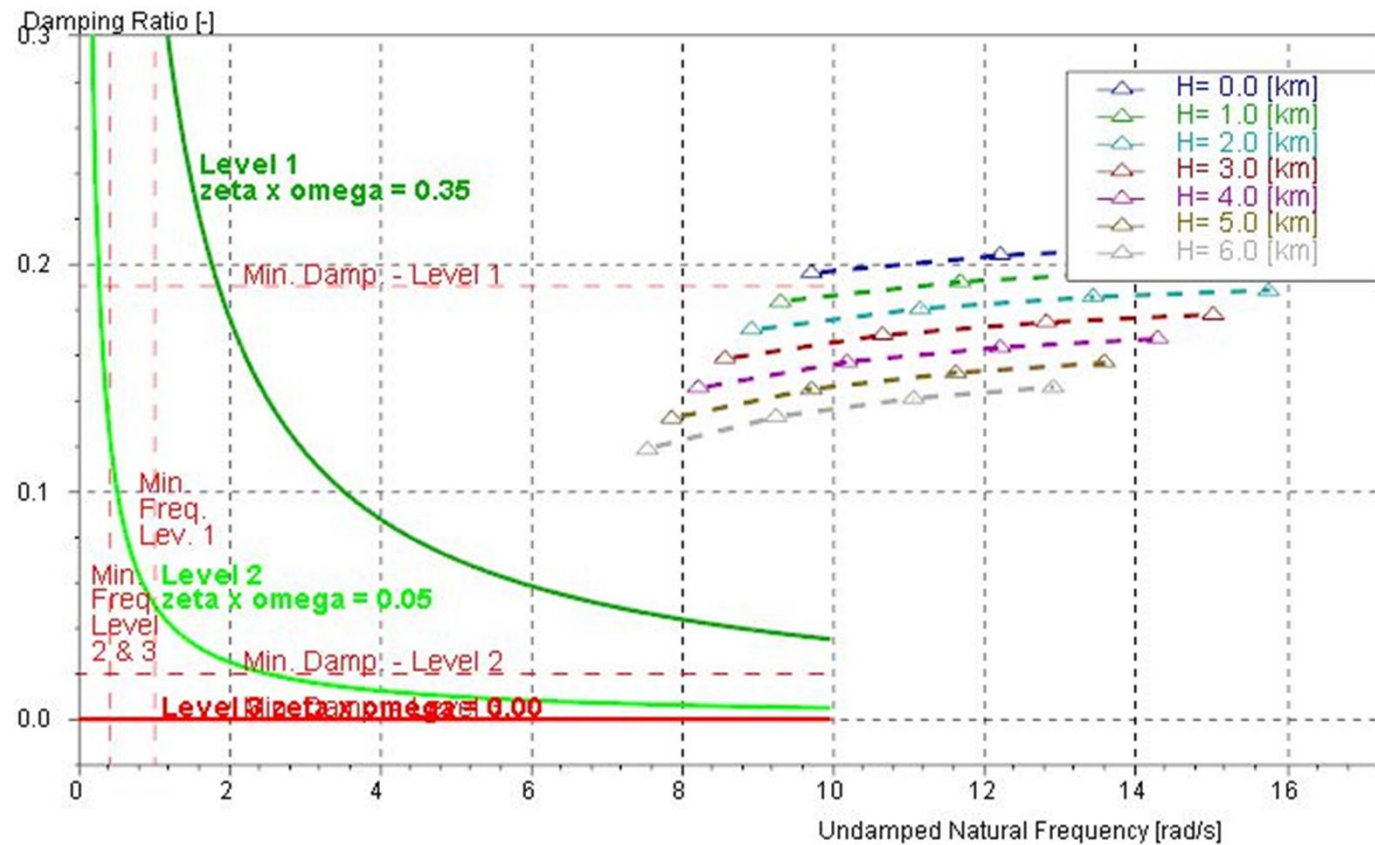
Fugoida – współczynnik tłumienia



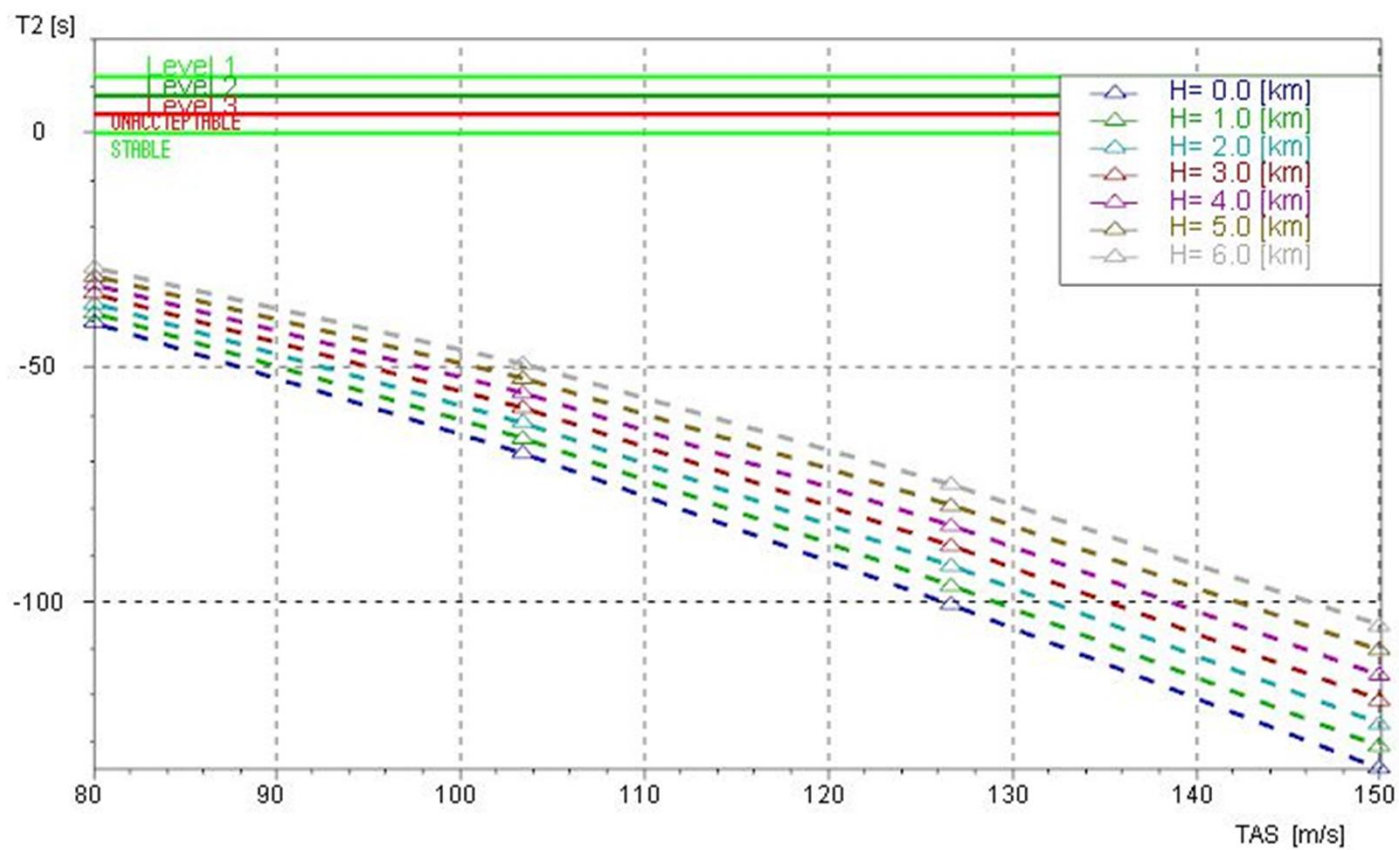
Oscylacje szybkie – współczynnik tłumienia



Holendrowanie – kryterium MIL

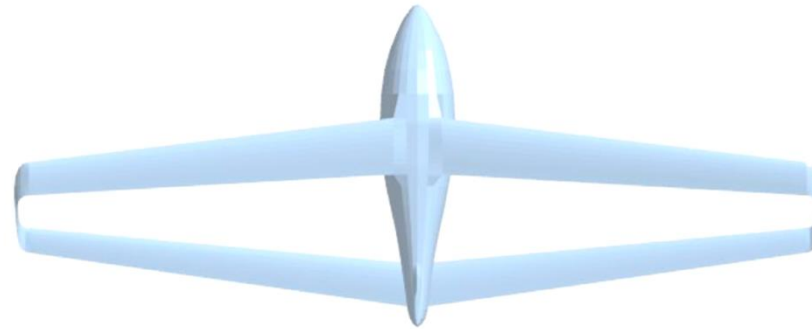
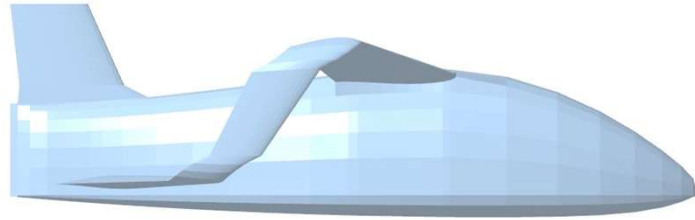


Spirala – kryterium MIL

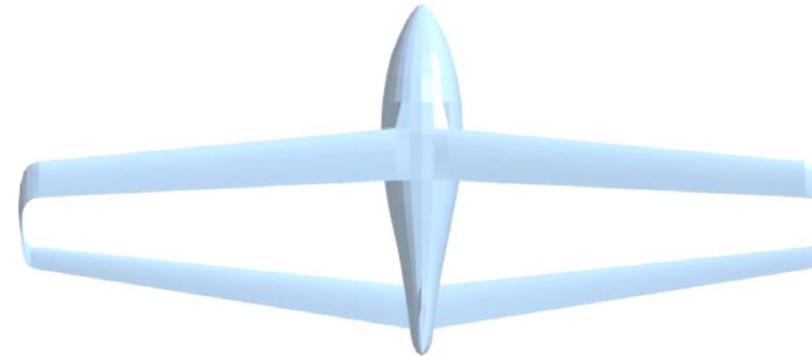
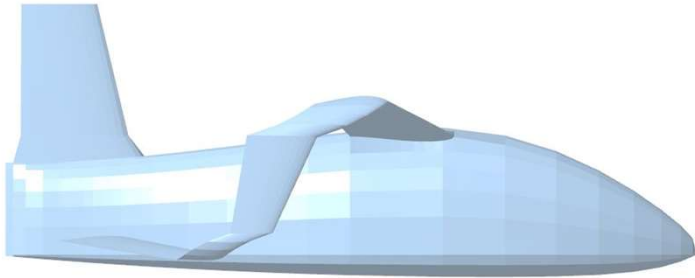


Finalna konfiguracja

Konfiguracja wyjściowa



Po 25 iteracji



Podsumowanie

- Przedstawione przykłady analizy właściwości lotnych samolotów pokazują, że mogą być one kluczowe przy kształtowaniu bryły samolotu.
- Doświadczenia zbierane latami owocują wiedzą pozwalającą na projektowanie "intuicyjne". Może ono zawodzić jednak gdy mamy do czynienia z konfiguracjami niekonwencjonalnymi.
- W przypadku układów niekonwencjonalnych dokładna analiza stateczności powinna być dokonywana na możliwie wczesnym etapie projektu.