



POLITECHNIKA WARSZAWSKA
WYDZIAŁ MECHANICZNY ENERGETYKI I LOTNICTWA
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ I MECHANIKI STOSOWANEJ



Tutorial wspomagający proces projektowania samolotów

(obejmuje tutoriale do programów PANUKL, SDSA, Calculix)

prof. dr hab. inż. Zdobysław Goraj
dr hab. inż. Tomasz Goetzendorf-Grabowski
dr inż. Jacek Mieloszyk
dr inż. Marcin Figat

Warszawa 2015

Spis treści

1.	Wstęp	5
1.1.	PANUKL	5
1.1.1.	Podstawy teoretyczne metody panelowej	6
1.1.1.1.	Spis ważniejszych oznaczeń:	6
1.1.1.2.	Wprowadzenie	6
1.1.1.3.	Model fizyczny i matematyczny opływu	6
1.1.1.4.	Metody obliczeniowa	7
1.1.2.	Skrócony opis pakietu PANUKL – główne podprogramy i ich funkcjonalności	11
1.1.2.1.	Program zarządzający – GRIDVIEW	11
1.1.2.2.	Programy przygotowania danych	12
1.1.2.3.	Programy generacji siatki i śladu	12
1.1.2.4.	Programy obliczeń właściwych	12
1.1.2.5.	Programy automatyzujące obliczenia	12
1.2.	SDSA	13
1.2.1.	Podstawy teoretyczne	14
1.2.1.1.	Równania ruchu	14
1.2.1.2.	Model matematyczny ruchu samolotu	15
1.2.1.3.	Model matematyczny sił aerodynamicznych	16
1.2.1.4.	Model matematyczny do analiz numerycznych	18
1.2.2.	Identyfikacja postaci drgań	21
1.2.3.	Wybrane osiągi	22
1.3.	Calculix	25
1.3.1.	Podstawy teoretyczne metody elementów skończonych	25
1.3.2.	Zakres możliwych analiz wytrzymałościowych	25
2.	Założenia projektu	27
2.1.	PANUKL	27
2.2.	SDSA	28
2.3.	Calculix	29
3.	Geometria	29
3.1.	Profile	30
3.2.	Zapis sekwencyjny geometrii	31
3.2.1.	Geometria płata	31
3.2.2.	Geometria kadłuba	32
3.2.3.	Fuselage - zewnętrzny program do generacji piku geometrii kadłuba	34
3.2.3.1.	Główna część programu Fuselage	35
3.2.3.2.	Tryb tworzenia w programie Fuselage	36
3.2.3.3.	Tryb modyfikacji w programie FUSELAGE DATA	37
3.2.4.	Eksport geometrii kadłuba z systemu UG NX4 do programu PANUKL	37
3.2.4.1.	Założenia dotyczące przedstawionej procedury:	38
3.2.4.2.	Procedura postępowania	38

3.3.	Zapis modułowy geometrii	44
3.3.1.	Geometria płata	44
3.3.2.	Geometria kadłuba.....	46
3.4.	Obiekty wirtualne	46
3.4.1.	Obiekty typu połączenia (connections)	47
3.4.2.	Obiekty typu informacje śladu (wake info)	48
3.5.	Plik MS2.....	49
3.6.	Program MS2edit	58
3.7.	Generator siatki Mesh3	75
3.8.	Generator śladu Neigh	76
3.9.	Funkcja łączenia siatek modeli.....	79
3.10.	Tworzenie skomplikowanych siatek w oparciu o funkcję – CONNECT TWO GRIDS.....	82
4.	Obliczenia właściwe (potencjał i ciśnienie)	87
4.1.	Programy do obliczeń właściwych PANUKL i PRESS.....	87
4.2.	Krótki opis plików wynikowych	90
4.2.1.	Plik [nazwa.OUT]	90
4.2.2.	Plik [nazwa.TXT]	92
4.2.3.	Plik [nazwa.EPS]	92
4.2.4.	Plik [nazwa.BLN oraz nazwa.EPS].....	93
4.2.5.	Plik [nazwa.CZY]	94
4.3.	Obliczenia sekwencyjne	94
4.4.	Obliczenia pakietowe (SDSA)	95
5.	Export danych do analiz MES	98
5.1.	Główne okno programu	99
5.2.	Opis zakładki programu	100
5.2.1.	Zakładka CUT LE/TE	100
5.2.2.	Zakładka BOUNDARY	100
5.2.3.	Zakładka MATERIAL.....	100
5.2.4.	Zakładka ORIENTATION	101
5.2.5.	Zakładka SHELL_SEC	101
5.2.6.	Zakładka OUTPUT.....	101
6.	Przygotowanie danych do SDSA.....	102
6.1.	Dane aerodynamiczne	102
6.2.	Dane układu sterowania	103
6.3.	Dane masowe.....	104

6.4.	Dane podwozia	106
6.5.	Dane zespołu napędowego.....	106
7.	Obliczenia SDSA.....	108
7.1.	Analiza stateczności dynamicznej – model liniowy.....	108
7.2.	Symulacja lotu.....	109
7.3.	Wybrane osiągi	109
7.4.	osiągi metodą mocy	110
8.	Obliczenia MES.....	111
9.	Przebieg obliczeń na przykładzie samolotu Predator	112
9.1.	Układ katalogów projektu.....	112
9.2.	Analiza aerodynamiczna – PANUKL	112
9.2.1.	Budowa geometrii.....	112
9.2.2.	Obliczenie właściwe	114
9.2.3.	Obliczenia pakietowe	114
9.3.	Analiza dynamiki i osiągi – SDSA	115
9.4.	Analiza wytrzymałościowa - Calculix.....	115
	Literatura	122

1. Wstęp

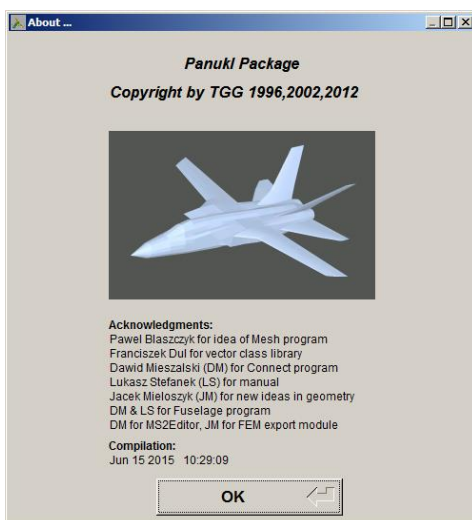
Niniejszy tutorial zawiera szczegółowy opis trzech pakietów obliczeniowych wspomagających projektowanie samolotów. Wybór pakietów jest podyktowany faktem, że są one dostępne bezpłatnie na zasadach „freeware” lub „open source” oraz tym, że zostały stworzone narzędzia pozwalające zapewnić kompatybilność zbiorów wejściowych i wyjściowych. Tym samym możliwe jest przygotowanie plików wejściowych do części programów niejako automatycznie. Główne programy omówione w tutorialu to:

- PANUKL – pakiet do analizy aerodynamicznej metodą panelową,
- SDSA – pakiet do analizy dynamicznej (stateczność statyczna, dynamiczna, osiągi),
- Calculix – pakiet do analizy wytrzymałości metodą MES.

Poniżej zostanie przedstawiony opis każdego pakietu ze szczególnym podkreśleniem generowania danych do kolejnych etapów obliczeń. Opis zostanie uzupełniony przykładami dostępnymi w postaci plików, w tym cały ciąg obliczeń zostanie zaprezentowany na jednym przykładzie (płyta CD).

1.1. PANUKL

PANUKL 2012 jest kolejną wersją pakietu (po 2002) i służy do obliczeń aerodynamicznych samolotu, metodą panelową niskiego rzędu. Jest on kontynuacją pakietu programów, powstałych w połowie lat dziewięćdziesiątych ubiegłego wieku (**PAN**eli **UKL**ad **96**). Zasadnicze zmiany, w tym stworzenie środowiska okienkowego, zostały dokonane w latach 2001-2002, a obecna wersja została mocno przebudowana w 2012 roku, stąd drugi człon nazwy pakietu. Pakiet jest cały czas rozwijany i jego najnowszą wersję (najnowsza udostępniona wersja jest datowana na 15.06.2015) można pobrać ze strony: <http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSIS/Dydaktyka/Oprogramowanie/PANUKL>. Datę aktualnej wersji można znaleźć w okienku „About” (Rys. 1.1)



Rys. 1.1 – Okienko „About ...” pakietu PANUKL z datą wersji

Poniżej przedstawione zostaną podstawy teoretyczne oraz opis podstawowych funkcjonalności i sposobu użycia. Szczegółowy przewodnik i instrukcja obsługi znajduje się w rozdziałach następnych.

1.1.1. Podstawy teoretyczne metody panelowej

1.1.1.1. Spis ważniejszych oznaczeń:

a_∞ - prędkość dźwięku przyptywu niezaburzonego

b - rozpiętość płata

C_m - współczynnik momentu pochylającego względem 1/4 SCA

C_x - współczynnik siły oporu

C_z - współczynnik siły nośnej

p - ciśnienie całkowite

Q - prędkość kątowna pochylania

S - powierzchnia odniesienia

V_∞ - prędkość przepływu niezaburzonego

x, y, z - współrzędne kartezjańskie w układzie zaczepionym w nosku kadłuba lub płata
(oś x wzdłuż cięciwy c_R , oś z prostopadle do cięciwy c_R na grzbiet płata
oś y prostopadle i wzdłuż rozpiętości)

α - kąt natarcia

Φ - pełny potencjał prędkości

Φ_∞ - potencjał prędkości w nieskończoności

Φ_i - potencjał prędkości wewnątrz opływanej bryły

φ - potencjał prędkości zaburzeń

κ - wykładnik izentropy

Λ - wydłużenia geometryczne płata (b^2/S)

μ - natężenie dipola

ρ - gęstość powietrza

σ - natężenie źródła

1.1.1.2. Wprowadzenie

Rozwój metod numerycznych oraz duże zwiększenie mocy obliczeniowej komputerów spowodowały, że w obliczeniach opływu ciał coraz częściej sięga się po modele *Eulera* (nielepki) a nawet *Naviera-Stokesa* (lepki). Mogłoby się wydawać, że modele potencjalne przeżyły się. Jednak pomimo wielu uproszczeń w porównaniu z modelem płynu lepkiego są nadal bardzo atrakcyjnym narzędziem [1,2,3]. W wielu zagadnieniach bowiem, niskie koszty obliczeń przy użyciu metod bazujących na modelach potencjalnych rekompensują ich mniejszą dokładność.

1.1.1.3. Model fizyczny i matematyczny opływu

Najistotniejszymi założeniami poczynionymi przy budowie modelu fizycznego opływu są: nielepkość płynu oraz bezwirowość (za wyjątkiem śladu wirowego) opływu. Wpływ lepkości jest symulowany przez warunek *Kutty-Żukowskiego*, który można interpretować jako zerowanie cyrkulacji na krawędzi spływu branej na jednostkę długości.

Model matematyczny stanowią następujące równania:

- równanie ciągłości:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

- równanie *Eulera*:

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \text{grad}) \mathbf{V} = \frac{1}{\rho} \text{grad } p \quad (2)$$

- równanie stanu:

$$p = p_{\infty} \left(\frac{\rho}{\rho_{\infty}} \right)^{\kappa} \quad (3)$$

Z faktu bezwirowości ($\text{rot } \mathbf{V} = 0$) wynika, że istnieje funkcja skalarna, zwana potencjałem prędkości taka, że :

$$\text{grad } \Phi(x, y, z, t) = \mathbf{V} \quad (4)$$

Jeżeli przyjmiemy dodatkowo, że $\Phi = \Phi_{\infty} + \varphi$ oraz, że: $\text{mod } \nabla \varphi \ll U_{\infty}$, $\text{mod } \nabla \varphi \ll a_{\infty}$ oraz $\text{mod } \nabla \varphi \ll (U_{\infty} - a_{\infty})$ to otrzymamy:

$$\frac{1}{a_{\infty}} \left(\frac{\partial}{\partial t} + \mathbf{V}_{\infty} \cdot \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \right)^2 \varphi = \nabla^2 \varphi \quad (5)$$

przyjmując dodatkowo, że przepływ jest ustalony oraz nieściśliwy otrzymujemy:

$$\nabla^2 \varphi = 0 \quad (6)$$

1.1.1.4. Metody obliczeniowa

Metoda obliczeniowa silnie zależy od sposobu modelowania bryły samolotu. Model fizyczny zdefiniowany w rozdziale 1.1.1.3 dotyczył jedynie opływu i pomijał opływany obiekt. Zasadniczo stosuje się dwa podejścia. Obiekt modeluje się przy pomocy cienkich powierzchni lub traktuje się samolot jako bryłę trójwymiarową. Pakiet *PANUKL 2002* bazuje na metodzie panelowej niskiego rzędu polegającej na rozwiązaniu wewnętrznego zagadnienia *Dirichleta* (metoda *Hessa* [5,6]). Powierzchnia trójwymiarowej bryły samolotu jest dzielona na czworokątne płaskie panele. Przyjmuje się, że ślad wirowy jest płaski i ciągnie się równolegle do prędkości niezaburzonej lub cięciwy (ostrza).

Podstawą metody jest rozwiązanie równania *Laplace'a* dla pełnego potencjału prędkości:

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (7)$$

które może przyjąć postać [4]:

$$\Phi(x, y, z) = \frac{1}{4\pi} \int_{samolot + \acute{s}lad} \mu \frac{\partial}{\partial \mathbf{n}} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int_{samolot} \sigma \frac{1}{r} dS + \Phi_{\infty} \quad (8)$$

Przyjmując następujące warunki brzegowe:

- wewnętrzny *Dirichleta* na powierzchni opływanej bryły:

$$\frac{1}{4\pi} \int_{samolot + \acute{s}lad} \mu \frac{\partial}{\partial \mathbf{n}} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int_{samolot} \sigma \frac{1}{r} dS = 0 \quad (9)$$

gdzie:

$$\text{natężenie dipola: } \mu = -(\Phi - \Phi_i), \quad (10)$$

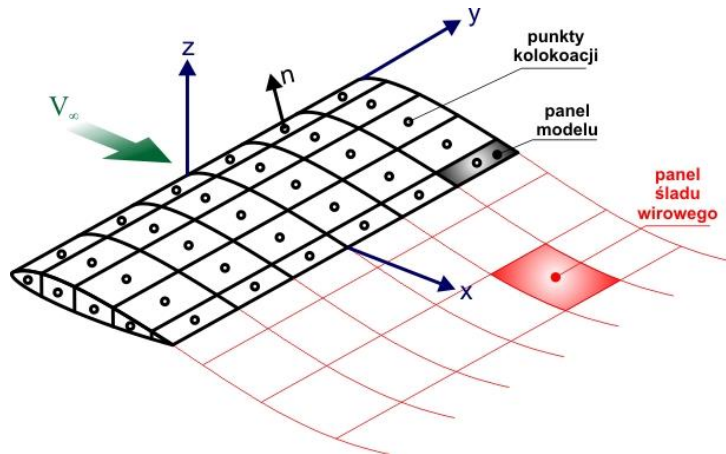
$$\text{natężenie źródła: } \sigma = \partial\mu/\partial\mathbf{n}. \quad (11)$$

- *Kutty-Żukowskiego* na krawędzi spływu (ostrze):

$$\Delta p(x, y)_{TE} = 0 \quad (12)$$

-na śladzie wirowym:

$$\frac{\partial\varphi(x, y)}{\partial\mathbf{x}} = 0 \quad (13)$$



Rys. 1.2 – Aproksymacja powierzchni bryły samolotu układem paneli

oraz zakładając, że potencjał prędkości wewnątrz opływanej bryły Φ_i jest równy potencjałowi w nieskończoności Φ_{∞} otrzymujemy równanie całkowe w postaci (9), które po aproksymacji bryły samolotu układem płaskich paneli (Rys. 1.2) możemy przybliżyć układem równań liniowych, w których niewiadomymi są natężenia dipoli μ (stałe na panelu):

$$\sum_{k=1}^N C_k \mu_k + \sum_{l=1}^{N_w} C_l \mu_l + \sum_{k=1}^N B_k \sigma_k = 0 \quad (14)$$

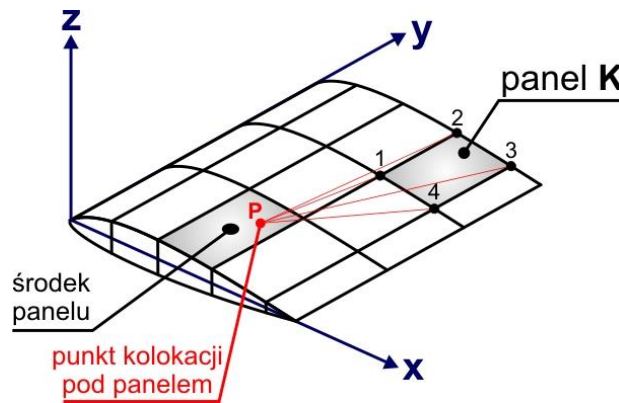
gdzie C_k , C_l i B_k to aerodynamiczne współczynniki wpływu (Rys. 1.3) :

$$C_k = \frac{1}{4\pi} \int_{S_{1234}} \frac{\partial}{\partial \mathbf{n}} \left(\frac{1}{r_k} \right) dS_k ; B_k = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_{1234}} \frac{1}{r_k} dS_k \quad (15)$$

N - liczba paneli na bryle samolotu,

N_w - liczba paneli na śladzie,

S_{1234} - powierzchnia k-tego panelu.



Rys. 1.3 – Wpływ panelu K w punkcie P

Układ równań (14) wymaga jeszcze wyznaczenia natężenia źródłowości σ (stałego na panelu), którą (wykorzystując związki (10) i (11) oraz warunek, że na brzegu obszaru zamkniętego mamy $\partial\Phi_i/\partial\mathbf{n}=0$) możemy zdefiniować następująco:

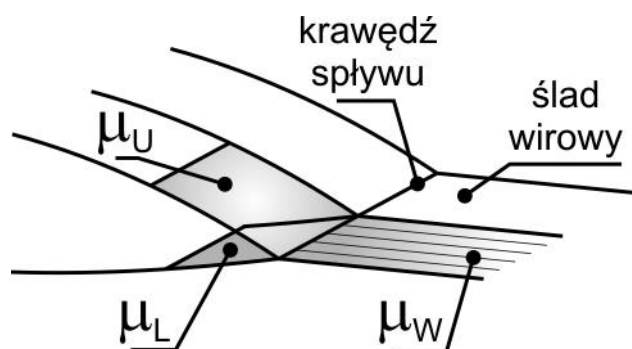
$$\sigma = -\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}_{\infty} \quad (16)$$

Aby zamknąć układ równań należy powiązać niewiadome natężenia dipoli na śladzie wirowym z natężeniami dipoli na panelach bryły samolotu. W tym celu wykorzystano warunek *Kutty-Żukowskiego* mówiący, że cyrkulacja na jednostkę długości (wzdłuż y) na krawędzi spływu jest równa zero, oraz fakt, że natężenie dipola na jednostkę długości (wzdłuż y) jest równe cyrkulacji ze znakiem ujemnym [4]. W wyniku otrzymamy:

$$\mu_{TE} = \mu_w = \text{const} \quad (17)$$

Natężenie dipoli na krawędzi spływu jest równe różnicy pomiędzy natężeniami dipoli na górnej i dolnej powierzchni, w pobliżu krawędzi spływu. Wykorzystując związek (17), natężenie dipoli na śladzie można wyznaczyć z zależności Rys. 1.4:

$$\mu_w = \mu_U - \mu_L \quad (18)$$



Rys. 1.4 – Związek między natężeniami dipoli na krawędzi spływu i śladzie wirowym

Związek (18) pozwala na zamknięcie układu równań (14). Pozostaje wyznaczenie całek ze wzorów (15) definiujących współczynniki wpływu. Sposób efektywnego wyznaczenia tych całek pokazują prace [4,5,6].

Rozwiązanie układu (14) daje rozkład potencjału na powierzchni opływanej bryły. Aby otrzymać rozkład ciśnienia, potrzebny do wyznaczenia globalnych charakterystyk, należy wyznaczyć rozkład prędkości opływu różniczkując potencjał prędkości względem przyjętych współrzędnych. Następnie korzystając z twierdzenia Bernoulliego można obliczyć ciśnienie. Różniczkowanie numeryczne potencjału jest jednak w ogólnym przypadku dosyć kłopotliwe i może być źródłem wielu błędów, zwłaszcza w miejscach dużej nieregularności siatki, np. na załamaniach krawędzi natarcia.

Obciążenia aerodynamiczne wyznaczamy zgodnie z następującymi zależnościami:

- siłę nośną

$$P_z = - \sum_{i=1}^N p_i S_i \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{z} \quad (19)$$

- siłę oporu

$$P_x = - \sum_{i=1}^N p_i S_i \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{x} \quad (20)$$

- moment pochylający

$$M_y = \sum_{i=1}^N p_i S_i x_i n_i \cdot z + \sum_{i=1}^N p_i S_i z_i n_i \cdot x \quad (21)$$

Podobnie można wyznaczyć składowe boczne obciążenia (P_y , M_x , M_z) definiując odpowiednio boczne składowe opływu. Należy przy tym zaznaczyć, że siła oporu otrzymana ze wzoru (20) może mieć znaczenie tylko porządkujące obliczenia. Metody potencjalne nie dają wprost wiarygodnych wartości oporu aerodynamicznego. Pakiet *PANUKL 2012* wyznacza więc współczynnik oporu indukowanego metodą *Trefza*.

1.1.2. Skrócony opis pakietu PANUKL – główne podprogramy i ich funkcjonalności

Pakiet *PANUKL 2012*, służący do obliczeń aerodynamicznych samolotu metodą panelową niskiego rzędu, składa się zasadniczo z trzech grup programów. Pierwsza to programy do przygotowania danych, druga to programy przetwarzające dane i wykonujące obliczenia, natomiast trzecią grupę stanowi program zarządzający, będący jednocześnie interfejsem graficznym pozwalającym na oglądanie generowanej siatki, sprawdzanie poprawności wyznaczenia sąsiadów, prezentację rozkładu ciśnień itp. Program ma też dodatkowe funkcjonalności, po pierwsze możliwość przygotowania zestawu plików z charakterystykami i pochodnymi aerodynamicznymi do analizy stateczności kompatybilnych z programem SDSA. Po drugie możliwość przygotowania danych do analizy wytrzymałościowej (FEM) skrzydła z wykorzystaniem programu Calculix

Pakiet został przygotowany do pracy pod nadzorem dwóch systemów operacyjnych:

- MS Windows (XP/Vista/7/8 - na innych wersjach MS Windows nie był testowany), pakiet jest przygotowany jako aplikacja 32-bitowa ale był testowany na wersjach 64-bitowych systemu operacyjnego.
- Linux 32/64 (dodatkowe informacje dotyczące wymagań są dostępne z wersją instalacyjną).

W obydwu przypadkach wymagane są biblioteki OpenGL.

1.1.2.1. Program zarządzający – GRIDVIEW

Wszystkie programy pakietu *PANUKL 2012* można uruchamiać z programu zarządzającego **GRIDVIEW**, będącego zarazem przeglądarką generowanych siatek i wyników obliczeń (opis w rozdziale **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**). Kolejne etapy obliczeń są dostępne z menu głównego programu, w opcji **CREATE**. Pozycje tej opcji pozwalają na wywołanie pozostałych programów pakietu, z wykorzystaniem okienek dialogowych. Programy te jednak mogą być wywoływane oddzielnie z wiersza poleceń. Ich parametrami są pliki konfiguracyjne omówione poniżej. Typowa kolejność wywołania poszczególnych programów jest następująca:

1. **MESH3** – generator siatki (wywołanie: **Mesh3.exe nazwa.ms2**),
2. **NEIGH** – program wyznaczający ślad wirowy i sąsiadów paneli (**Neigh.exe nazwa.ngh**),
3. **PANUKL** – program wyznaczający rozkład potencjału prędkości (**Panukl.exe nazwa.par**),
4. **PRESS** – program obliczający rozkład ciśnienia i inne wyniki (**Press.exe nazwa.prs**).

1.1.2.2. Programy przygotowania danych

Do programów przygotowania danych należą:

- MS2edit – edytor skryptów MS2
- Xfoil – program do analizy i projektowania profili lotniczych
- Fuselage – program przygotowujący plik z geometrią kadłuba

Dane geometryczne samolotu są zdefiniowane w pliku-skrypcie MS2. Plik ten można edytować przy pomocy dowolnego edytora tekstowego (np. Notepad) lub używając specjalnego edytora plików MS2 **MS2edit**. Opis edytora MS2edit oraz składnia plików MS2 będzie przedstawiona szczegółowo w dalszej części opracowania (Rozdz. 3.6). Pliki MS2 zawierają informację na temat sposobu generacji geometrii (siatki) samolotu. Może wymagać jednak dodatkowych plików definiujących geometrię profili oraz kadłuba. Pakiet PANUKL zawiera bibliotekę profili oraz wbudowany program **Xfoil**, (<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>) służący do analizy i projektowania profili lotniczych. Geometrię kadłuba można edytować przy pomocy dowolnego edytora tekstowego lub przygotować ją w programie NX a następnie przetworzyć specjalnie przygotowanym programem **Fuselage** (Rozdz. 3.2.3).

1.1.2.3. Programy generacji siatki i śladu

Przygotowanie geometrii do obliczeń właściwych obejmuje dwa etapy i służą do tego odpowiednio programy:

- Mesh3 - utworzenie geometrii (siatki),
- Neigh - generacja śladu wirowego oraz wyznaczenie sąsiadów.

Siatki proste wymagają jedynie dwóch programów podanych powyżej. W przypadku geometrii złożonych, siatki mogą być łączone. Do łączenia siatek i obróbki finalnej geometrii służą programy:

- Connect – łączy dwie siatki i tworzy nowy plik z geometrią gotowy do obliczeń właściwych
- Geom_cor – program korygujący geometrię paneli w płaszczyźnie łączenia
- Neigh_con – program korygujący informację o sąsiadujących panelach

1.1.2.4. Programy obliczeń właściwych

Do tej grupy programów należą dwa programy:

- Panukl – obliczający rozkład potencjału – wyznacza współczynniki wpływu (15) i rozwiązuje równanie (14)
- Press – wyznacza rozkład ciśnienia oraz globalne współczynniki oddziaływań aerodynamicznych.

1.1.2.5. Programy automatyzujące obliczenia

Typowy przebieg obliczeń, jak przedstawiono powyżej, obejmuje cztery etapy. W celu uproszczenia typowego przebiegu obliczeń można wykorzystać następujące programy realizujące typową sekwencję wywołań programów:

- PanuAuto – prosta sekwencja czterech podstawowych programów
- PanProject – j/w oraz uruchomienie zestawu obliczeń przygotowujących dane do programu SDSA

1.2. SDSA

Oprogramowanie *SDSA* jest pakietem służącym do obliczeń charakterystyk dynamicznych samolotu oraz wybranych osiągnięć. Zaprojektowany i wykonany interfejs graficzny programu *SDSA* pozwala na szybki i wygodny wybór opcji pakietu i sterowanie obliczeniami. Oprogramowanie zawiera między innymi funkcje:

- analiza stateczności dynamicznej:
 - analiza wartości własnych modelu zlinearyzowanego z automatyczną identyfikacją klasycznych postaci ruchu,
 - identyfikacja postaci ruchu z przebiegów czasowych modelu nieliniowego,
 - analiza stateczności układu sterowanego (closed loop, pilot in the loop) z automatyczną selekcją wartości własnych odpowiadających podstawowemu wektorowi stanu, oraz identyfikacją klasycznych postaci ruchu,
- symulacja o sześciu stopniach swobody, w tym między innymi:
 - testy podstawowych postaci ruchu,
 - modele turbulencji,
- modelowanie układu sterowania, w tym:
 - układy poprawy stateczności,
 - układ stabilizacji bazujący na układzie LQR,
 - model pilota,
- analiza osiągnięć samolotu.



Rys. 1.5 – Okienko „About ...” pakietu SDSA z datą wersji

Oprogramowanie pozwala na automatyczną ocenę własności lotnych bazując na szeregu kryteriach zdefiniowanych w międzynarodowych przepisach i regulacjach (wbudowane kryteria CS23, ICAO, MIL, itp.). *SDSA* może pracować w trybie automatycznym w ramach systemu CEASIOM, jak również jako samodzielna aplikacja działająca w systemach MS Windows lub Linux. Pakiet powstał w ramach programu badawczego SimSAC (6. PR UE). Podobnie jak pakiet PANUKL, *SDSA* jest cały czas

rozwijane i jego najnowsza wersję (najnowsza udostępniona wersja jest datowana na 15.06.2015) można pobrać ze strony: <http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/SDSA>. Datę aktualnej wersji można znaleźć w okienku „About” (Rys. 1.5).

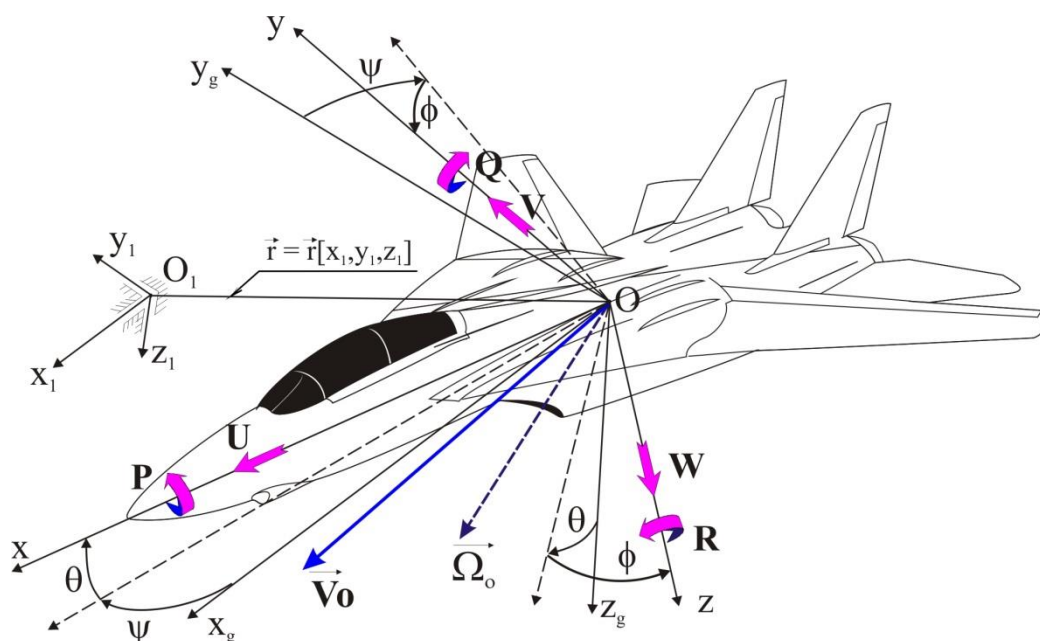
Poniżej przedstawione zostaną podstawy teoretyczne oraz opis podstawowych funkcjonalności i sposobu użycia. Szczegółowy przewodnik i instrukcja obsługi znajduje się w rozdziałach następnych.

1.2.1. Podstawy teoretyczne

1.2.1.1. Równania ruchu

W celu wyprowadzenia równań ruchu samolotu przyjęto następujący model fizyczny:

- samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody,
- powierzchnie sterowe są ruchome (pozwalają na wyznaczenie warunków równowagi) ale nie wykonują drgań własnych (nie zwiększają liczby stopni swobody),
- aerodynamika jest quasi stacjonarna,
- atmosfera jest bezwietrzna (bazuje na modelu atmosfery standardowej).



Rys. 1.6 - Układy współrzędnych stosowane do opisu położenia i orientacji przestrzennej samolotu

Opis położenia i orientacji przestrzennej samolotu wymaga zdefiniowania następujących układów współrzędnych (Rys. 1.6):

- nieruchomy układ współrzędnych (grawitacyjny) związany z Ziemią ($O_1x_1y_1z_1$), w którym oś „z” ma kierunek równoległy do wektora przyspieszenia ziemskiego i jest zwrócona ku dołowi,
- ruchomy układ ($O_gx_gy_gz_g$) równoległy do układu grawitacyjnego, początek układu współrzędnych jest związany z bryłą samolotu i lokowany zwykle w punkcie ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej,
- układ samolotowy; początek układu pokrywa się z układem zdefiniowanym uprzednio, oś OX jest równoległa do średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA) i zwrócona do przodu, oś OZ jest

zwrócona ku dołowi a oś OY zwrócona na prawe skrzydło. Transformacja z układu $O_g x_g y_g z_g$ do układu samolotowego jest zdefiniowana przez trzy obroty zgodnie z następującą kolejnością:

- obrót wokół osi Oz_g – kąt odchylenia ψ ,
- obrót wokół nowej osi Oy (powstałej po obrocie o kąt ψ) – kąt pochylenia θ ,
- obrót wokół nowej osi Ox (powstałej po obrocie o kąt θ) – kąt przechylenia ϕ .

Składowe wektora prędkości liniowej V_o (U,V,W) oraz wektora prędkości kątowej Ω (P,Q,R) są definiowane w układzie samolotowym (Rys. 1.6).

Tak zdefiniowane układy pozwalają na sformułowanie niezbędnych związków kinematycznych (22) wiążących składowe prędkości w układzie grawitacyjnym oraz w układzie samolotowym:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{A}_v \cdot \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}, \quad (22)$$

gdzie macierz transformacji $\mathbf{A}$ ma następującą postać:

$$\mathbf{A}_v = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\psi\sin\theta\sin\phi + \sin\phi\sin\psi + & \\ & -\cos\phi\sin\psi & +\sin\theta\cos\phi\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + & \sin\theta\cos\phi\sin\psi + \\ & +\cos\phi\cos\psi & -\cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}. \quad (23)$$

Związki kinematyczne między kątami położenia a składowymi prędkości kątowej przedstawia równanie (24):

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = A_\Omega \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}, \quad (24)$$

gdzie:

$$\mathbf{A}_\Omega = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix}. \quad (25)$$

1.2.1.2. Model matematyczny ruchu samolotu

Dynamiczne równania ruchu samolotu, przy założeniach poczynionych powyżej, można wyprowadzić bezpośrednio z twierdzenia o zmianie pędu (26) oraz twierdzenia o zmianie krętu (27).

$$\frac{\partial \bar{\Pi}}{\partial t} + \bar{\Omega} \times \bar{\Pi} = \bar{F} \quad (26)$$

$$\frac{\partial \bar{K}_o}{\partial t} + \bar{\Omega} \times \bar{K}_o + \bar{V}_o \times \bar{\Pi} = \bar{M}_o \quad (27)$$

Prawe strony układu równań (26)-(27) stanowią siły uogólnione działające na samolot. Obejmują one wszystkie siły zewnętrzne, w tym siły aerodynamiczne, grawitacyjne, pochodzące od zespołu napędowego, podwozia, itp.

Na potrzeby analizy stateczności uwzględniono cztery grupy sił uogólnionych działających na samolot. Siły mogą być więc zapisane w postaci:

$$\bar{F} = \bar{F}_g + \bar{F}_a + \bar{F}_t + \bar{F}_\delta = \text{col}[X, Y, Z] , \quad (28)$$

a momenty sił w formie:

$$\bar{M} = \bar{M}_g + \bar{M}_a + \bar{M}_t + \bar{M}_\delta = \text{col}[L, M, N] , \quad (29)$$

gdzie:

- $\bar{F}_g, \bar{M}_g$ - siły i momenty grawitacyjne,
- $\bar{F}_a, \bar{M}_a$ - siły i momenty aerodynamiczne,
- $\bar{F}_t, \bar{M}_t$ - siły i momenty od zespołu napędowego,
- $\bar{F}_\delta, \bar{M}_\delta$ - siły i momenty od sterowania.

1.2.1.3. Model matematyczny sił aerodynamicznych

Do analizy stateczności przyjmuje się zwykle quasi-stacjonarny model oddziaływań aerodynamicznych. Siły aerodynamiczne mogą być więc zapisane w postaci szeregu Taylora, który dla składowej siły działającej wzdłuż osi Ox przyjmie postać:

$$\begin{aligned} X_a = X_a + & \left(\frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{\partial^2 X}{\partial u^2} \frac{u^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial u^3} \frac{u^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial u^4} \frac{u^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial v} v + \frac{\partial^2 X}{\partial v^2} \frac{v^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial v^3} \frac{v^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial v^4} \frac{v^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial w} w + \frac{\partial^2 X}{\partial w^2} \frac{w^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial w^3} \frac{w^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial w^4} \frac{w^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial p} p + \frac{\partial^2 X}{\partial p^2} \frac{p^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial p^3} \frac{p^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial p^4} \frac{p^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial q} q + \frac{\partial^2 X}{\partial q^2} \frac{q^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial q^3} \frac{q^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial q^4} \frac{q^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial r} r + \frac{\partial^2 X}{\partial r^2} \frac{r^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial r^3} \frac{r^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial r^4} \frac{r^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial^2 X}{\partial \dot{u}^2} \frac{\dot{u}^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial \dot{u}^3} \frac{\dot{u}^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial \dot{u}^4} \frac{\dot{u}^4}{4!} + \dots \right) + \\ & + \left(\frac{\partial X}{\partial \dot{w}} \dot{w} + \frac{\partial^2 X}{\partial \dot{w}^2} \frac{\dot{w}^2}{2!} + \frac{\partial^3 X}{\partial \dot{w}^3} \frac{\dot{w}^3}{3!} + \frac{\partial^4 X}{\partial \dot{w}^4} \frac{\dot{w}^4}{4!} + \dots \right) + \\ & \dots \end{aligned} \quad (30)$$

Zwykle przyjmuje się, że jedynie pochodne pierwszego rzędu są istotne z wyjątkiem pochodnych sił podłużnych względem pionowej składowej przyspieszenia ($\dot{w}$) i pochodnych bocznych względem bocznej składowej przyspieszenia ($\dot{v}$). W przypadku konfiguracji niekonwencjonalnych, w tym w szczególności układów niesymetrycznych, takie założenie może być zbyt dużym uproszczeniem. Dlatego przyjęto, że wszystkie składowe siły mogą zależeć od przyspieszeń liniowych. Stąd siły uogólnione można zapisać w formie:

$$\begin{aligned}
 X_a &= X_{ae} + \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial v}v + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial p}p + \frac{\partial X}{\partial q}q + \frac{\partial X}{\partial r}r + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial X}{\partial \dot{v}}\dot{v} + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\dot{w} , \\
 Y_a &= Y_{ae} + \frac{\partial Y}{\partial u}u + \frac{\partial Y}{\partial v}v + \frac{\partial Y}{\partial w}w + \frac{\partial Y}{\partial p}p + \frac{\partial Y}{\partial q}q + \frac{\partial Y}{\partial r}r + \frac{\partial Y}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial Y}{\partial \dot{v}}\dot{v} + \frac{\partial Y}{\partial \dot{w}}\dot{w} , \\
 &\dots \\
 M_a &= M_{ae} + \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial v}v + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial p}p + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial r}r + \frac{\partial M}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial M}{\partial \dot{v}}\dot{v} + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\dot{w} , \\
 N_a &= N_{ae} + \frac{\partial N}{\partial u}u + \frac{\partial N}{\partial v}v + \frac{\partial N}{\partial w}w + \frac{\partial N}{\partial p}p + \frac{\partial N}{\partial q}q + \frac{\partial N}{\partial r}r + \frac{\partial N}{\partial \dot{u}}\dot{u} + \frac{\partial N}{\partial \dot{v}}\dot{v} + \frac{\partial N}{\partial \dot{w}}\dot{w} .
 \end{aligned} \tag{31}$$

lub używając symboli pochodnych aerodynamicznych (stateczności):

$$\begin{aligned}
 X_a &= X_{ae} + X_u u + X_v v + X_w w + X_p p + X_q q + X_r r + X_{\dot{u}} \dot{u} + X_{\dot{v}} \dot{v} + X_{\dot{w}} \dot{w} , \\
 Y_a &= Y_{ae} + Y_u u + Y_v v + Y_w w + Y_p p + Y_q q + Y_r r + Y_{\dot{u}} \dot{u} + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_{\dot{w}} \dot{w} , \\
 &\dots \\
 M_a &= M_{ae} + M_u u + M_v v + M_w w + M_p p + M_q q + M_r r + M_{\dot{u}} \dot{u} + M_{\dot{v}} \dot{v} + M_{\dot{w}} \dot{w} , \\
 N_a &= N_{ae} + N_u u + N_v v + N_w w + N_p p + N_q q + N_r r + N_{\dot{u}} \dot{u} + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_{\dot{w}} \dot{w} .
 \end{aligned} \tag{32}$$

Przedstawiony powyżej model sił aerodynamicznych jest dość powszechnie stosowany w analizie dynamiki samolotu [7-12]. Wymaga jednak wyznaczenia wielu pochodnych aerodynamicznych, które zwykle wyznacza się korzystając z różnych raportów, np. ESDU czy DATCOM. Metody numeryczne aerodynamiki służą przeważnie do wyznaczenia opływu wokół bryły samolotu dla zdefiniowanych parametrów lotu (opływu) i pozwalają na wyznaczenie składowych sił aerodynamicznych, w tym ich bezwymiarowych współczynników dla konkretnych wartości zmiennych stanu. Obliczenie wymienionych wcześniej pochodnych aerodynamicznych wymaga więc wykonania obliczeń dla szeregu przypadków (wartości zmiennych stanu), a następnie wyznaczenia pochodnych współczynników aerodynamicznych. Taka procedura wymaga explicite zadeklarowania jakie zależności będą brane pod uwagę, a jakie można zaniedbać. O ile w przypadku samolotów o konfiguracjach klasycznych, wieloletnie doświadczenie pozwala na eliminację mniej znaczących pochodnych oraz uzależniania ich jedynie od niektórych parametrów stanu, to w dla konfiguracji niekonwencjonalnych takie podejście niesie ryzyko zgubienia istotnych efektów. Program SDSA umożliwia wykorzystanie danych zarówno w postaci klasycznych pochodnych aerodynamicznych jak i

w postaci wielowymiarowej tablicy współczynników, które mogą dać pełniejszy obraz sił aerodynamicznych. Wymaga to jednak zastosowania wielowymiarowej interpolacji z zastosowaniem specjalnych procedur. W obydwu przypadkach SDSA oblicza siły aerodynamiczne z ogólnej zależności:

$$\begin{aligned} F_x &= 0.5\rho SV^2 C_x(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \\ F_y &= 0.5\rho SV^2 C_y(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \\ F_z &= 0.5\rho SV^2 C_z(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \\ M_x &= 0.5\rho SV^2 b C_{mx}(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \\ M_y &= 0.5\rho SV^2 c_a C_{my}(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \\ M_z &= 0.5\rho SV^2 b C_{mz}(\alpha, \beta, p, q, r, Ma) \end{aligned} \quad , \quad (33)$$

gdzie:

ρ – gęstość powietrza,
 S – powierzchnia odniesienia,
 b – rozpiętość skrzydeł,
 c_a – średnia cięciwa aerodynamiczna,
 V – prędkość lotu.

1.2.1.4. Model matematyczny do analiz numerycznych

Układ równań (26)-(27)) nie jest wygodną postacią do dalszych analiz. Do praktycznych obliczeń wskazane jest przekształcić go do prostej w zapisie postaci. Przyjmując oznaczenia pokazane na Rys. 1.6, pęd i kręt samolotu można zapisać w następujący sposób:

$$\bar{\Pi} = m(\bar{V}_0 + \bar{\Omega} \times \bar{r}_c) \quad (34)$$

$$\bar{K}_0 = \mathbf{I}_0 \bar{\Omega} + m \bar{r}_c \times \bar{V}_0 \quad (35)$$

gdzie:

m – masa samolotu,
 $\bar{r}_c$ - wektor określający położenie środka ciężkości w układzie samolotowym,
 $\mathbf{I}_0$ – tensor bezwładności bryły samolotu zdefiniowany w układzie samolotowym.

Wykorzystując definicje (34)-(35)) równania ruchu (26)-(27)) otrzymają postać:

$$\frac{d\bar{\Pi}}{dt} + m(\bar{V}_0 + \bar{\Omega} \times \bar{r}_c) = \bar{F} \quad (36)$$

$$\frac{d\bar{K}_0}{dt} + \bar{\Omega} \times (\mathbf{I}_0 \bar{\Omega} + m \bar{r}_c \times \bar{V}_0) + \bar{V}_0 \times m(\bar{V}_0 + \bar{\Omega} \times \bar{r}_c) = \bar{M}_0 \quad (37)$$

Równanie (37)) można rozpisać:

$$\frac{d\bar{K}_0}{dt} + \bar{\Omega} \times (\mathbf{I}_0 \bar{\Omega}) + m \bar{\Omega} \times (\bar{r}_c \times \bar{V}_0) + m \bar{V}_0 \times \bar{V}_0 + m \bar{V}_0 \times (\bar{\Omega} \times \bar{r}_c) = \bar{M}_0 \quad (38)$$

wykorzystując tożsamość Jacobiego, możemy zapisać:

$$\bar{\Omega} \times (\bar{r}_c \times \bar{V}_0) + \bar{r}_c \times (\bar{V}_0 \times \bar{\Omega}) + \bar{V}_0 \times (\bar{\Omega} \times \bar{r}_c) = 0 \quad (39)$$

co prowadzi do redukcji wyrazów równania (38), które przybierze postać:

$$\frac{d\bar{K}_o}{dt} + \bar{\Omega} \times (\mathbf{I}_0 \bar{\Omega}) + \bar{r}_c \times m(\bar{\Omega} \times \bar{V}_0) = \bar{M}_o \quad (40)$$

Pierwsze wyrazy lewej strony równań (36)) i (40) stanowią pochodne cząstkowe względem czasu, pozostałe wyrazy to tzw. siły masowe, które mogą być zapisane w postaci:

$$\bar{\mathbf{F}}_m = - \left[\begin{array}{c} \bar{\Omega} \times m(\bar{V}_0 + \bar{\Omega} \times \bar{r}_c) \\ \bar{\Omega} \times (\mathbf{I}_0 \bar{\Omega}) + \bar{r}_c \times m(\bar{\Omega} \times \bar{V}_0) \end{array} \right] \quad (41)$$

Równania ruchu mogą być teraz zapisane w postaci:

$$\frac{d\mathbf{s}}{dt} = \mathbf{A}^{-1} \bar{\mathbf{F}} + \mathbf{A}^{-1} \bar{\mathbf{F}}_m = \mathbf{A}^{-1} (\bar{\mathbf{F}}_g + \bar{\mathbf{F}}_a + \bar{\mathbf{F}}_t + \bar{\mathbf{F}}_\delta + \bar{\mathbf{F}}_m) \quad (42)$$

gdzie:

wektor stanu: $\mathbf{s} = \text{col}(u, v, w, p, q, r)$,

$\mathbf{A}$ – macierz bezwładności o postaci:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & S_y & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{bmatrix} \quad (43)$$

Przyjmując model aerodynamiki zaprezentowany wcześniej, siły aerodynamiczne można zapisać w ogólnej formie jako:

$$\bar{\mathbf{F}}_a(\mathbf{s}, \dot{\mathbf{s}}, t) = \bar{\mathbf{F}}_A(\mathbf{s}, t) + \bar{\mathbf{F}}_{\dot{A}}(\dot{\mathbf{s}}, t) \quad (44)$$

gdzie składniki zależne od pochodnej wektora stanu stają się tzw. masami dołączonymi i modyfikują macierz bezwładności do postaci:

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} m - X\dot{u} & -X\dot{v} & -X\dot{w} & 0 & S_z & -S_y \\ -Y\dot{u} & m - Y\dot{v} & -Y\dot{w} & -S_z & 0 & S_x \\ -Z\dot{u} & -Z\dot{v} & m - Z\dot{w} & S_y & -S_x & 0 \\ -L\dot{u} & -S_z - L\dot{v} & S_y - L\dot{w} & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z - M\dot{u} & -M\dot{v} & -S_x - M\dot{w} & -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -S_y - N\dot{u} & S_x - N\dot{v} & -N\dot{w} & -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{bmatrix} \quad (45)$$

Po dokonaniu takich przekształceń, w tym niezbędnych modyfikacjach macierzy $\mathbf{A}$, równania ruchu otrzymują postać wygodną do analiz numerycznych:

$$\frac{d\mathbf{s}}{dt} = \mathbf{A}_1^{-1} \bar{\mathbf{F}}(\mathbf{s}, t) \quad (46)$$

Na potrzeby symulacji lotu układ równań (46) jest uzupełniany przez związki kinematyczne (22), (24). Do analizy stateczności wektor stanu jest rozszerzony o dwa kąty – przechylenia i pochylenia. Równania (46) mogą zostać zlinearyzowane do postaci:

$$\frac{ds_8}{dt} = A_8^{-1} \bar{F}_8(s_8, t) \Rightarrow \frac{ds_8}{dt} = J_8 s_8 \quad , \quad (47)$$

gdzie:

$$s_8 = \{u, v, w, p, q, r, \vartheta, \theta\} \quad , \quad (48)$$

$$J_8 = \left\{ \frac{\partial(A_8^{-1} \bar{F})_{i,j}}{\partial s_j} \right\} \quad . \quad (49)$$

Macierz J_8 będąca jacobianem prawej strony równania (46) może być obliczona numerycznie. Zagadnienie na wartości własne przybierze wtedy postać:

$$[J_8 - I\lambda]s_8 = 0 \quad , \quad (50)$$

Rozwiązanie tego zagadnienia ma następującą postać ogólną:

$$\lambda = \xi + i\eta \quad . \quad (51)$$

gdzie:

ξ - współczynnik tłumienia [1/s],

η - współczynnik częstości [1/s].

Bezwymiarowy współczynnik tłumienia (damping ratio) oraz częstość drgań nietłumionych może być otrzymane z zależności:

$$\zeta_d = \frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}} \quad , \quad (52)$$

$$\omega_{nd} = \sqrt{\xi^2 + \eta^2} \quad . \quad (53)$$

Okres oscylacji oraz czas tłumienia do połowy (lub czas podwojenia) może być obliczony z zależności:

$$T = \frac{2\pi}{\eta} \quad , \quad (54)$$

$$T_{1/2} = -\frac{\ln 2}{\xi} \quad (\text{dla } \xi < 0) \quad , \quad T_2 = \frac{\ln 2}{\xi} \quad (\text{dla } \xi > 0) \quad . \quad (55)$$

Wielkości zdefiniowane powyżej są podstawowymi kryteriami oceny własności lotnych samolotu ale nie jedynymi. Jednym z częściej stosowanych wskaźników do oceny drgań krótkookresowych jest parametr oczekiwanej sterowności [14] - CAP – Control Anticipation Parameter, który można zdefiniować następująco:

$$CAP = \frac{q(t=0^+)}{\Delta n_z(t \rightarrow \infty)} \quad , \quad (56)$$

który dla ruchów krótkookresowych może aproksymowany zależnością:

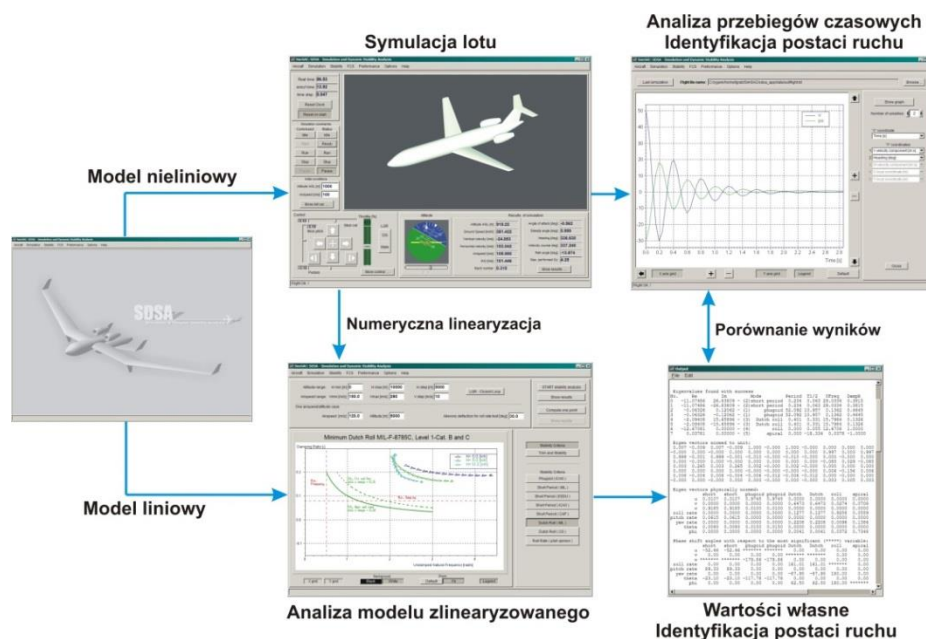
$$CAP \cong \frac{\omega_{sp}^2}{n_{z\alpha}} \quad , \quad (57)$$

gdzie:

$$n_{z\alpha} = \frac{\partial n_z}{\partial \alpha} \quad . \quad (58)$$

Linearyzacja numeryczna (numeryczne obliczenie Jacobianu pochodnych wektora stanu) umożliwia nie tylko dokładniejsze obliczenie macierzy stanu ale również wyznaczenie w trakcie tej samej operacji innych wskaźników właściwości lotnych (np. parametru oczekiwanej sterowności). Takie podejście pozwala także na zachowanie pełnej zgodności modelu pełnego i zlinearyzowanego

na poziomie implementacyjnym. Schemat analizy nieliniowej (symulacja) oraz zlinearyzowanej (wartości własne) jest przedstawiony na Rys. 1.7.



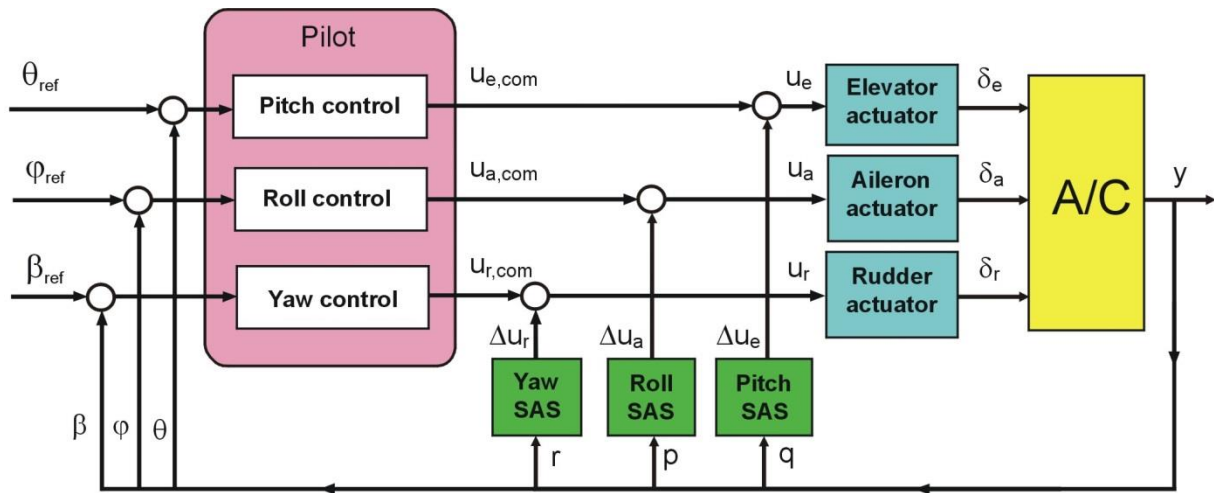
Rys. 1.7 – Schemat realizacji obliczeń stateczności w SDSA

1.2.2. Identyfikacja postaci drgań

Rozwiązanie zagadnienia na wartości własne nie pozwala wprost na identyfikację postaci ruchu. Unormowanie wektorów własnych tzw. normą fizyczną pozwala na selekcję współrzędnych wektora stanu, które są dominujące dla danej postaci ruchu. W przypadku klasycznym mamy do czynienia z następującymi postaciami ruchu:

- oscylacje szybkie – dominujące współrzędne wektora stanu to kąt natarcia (składowa prędkości liniowej w) oraz prędkość kątowna pochylenia 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 boczny ślizgu (składowa prędkości liniowej v) oraz prędkość kątowna odchylenia,
- przechylenie – ruch aperiodyczny, gdzie dominująca jest prędkość kątowna przechylenia,
- spirala – ruch aperiodyczny, w którym dominujący jest kąt przechylenia lub kąt boczny ślizgu,
- „roll-spiral” – sprzężone ruchy przechylenia i spirali – druga boczna postać periodyczna będąca alternatywą bocznych postaci aperiodycznych.

Znajomość charakterystyk typowych postaci i ich dominujących składowych pozwoliła na opracowanie algorytmu ich automatycznej identyfikacji. Jest to tym ważniejsze, że badanie stateczności wykonuje się zgodnie z wykładnią przepisów budowy samolotów dla pełnego zakresu użytkowego, a więc dla szeregu prędkości i wysokości lotu. Należy tu podkreślić, że metody numeryczne rozwiązujące zagadnienia na wartości własne zwracają wyniki w dowolnej kolejności, a zatem identyfikacja musi być przeprowadzona dla każdego przypadku obliczeniowego. W szczególnych przypadkach postaci mogą być błędnie zidentyfikowane (np. w przypadku rozpręgania wartości własnych zespolonych). Użytkownik musi wówczas sprawdzić szczegółowe wydruki numeryczne.



Rys. 1.8 – Układ sterowania przyjęty w oprogramowaniu SDSA

Klasyczna analiza stateczności dynamicznej samolotu dokonywana jest zwykle dla samolotu niesterowanego, tzn. stery są zablokowane w pozycji odpowiadającej warunkom równowagi. Metody opracowane i zastosowane w SDSA pozwalają na dołączenie układu sterowania (Rys. 1.8) i analizę stateczności układu sterowanego. Zaimplementowany układ zawiera następujące moduły, które mogą być opcjonalnie włączane:

- układy poprawy stateczności w każdym z trzech podstawowych kanałów sterowania,
- układ stabilizacji bazujący na układzie LQR [13],
- model pilota uwzględniający właściwości człowieka w układzie sterowania [10].

Rozszerzenie modelu matematycznego o równania układu sterowania pozwala na analizę stateczności samolotu sterowanego i tym samym ocenić na ile są spełnione kryteria stateczności w obecności układów poprawy stateczności. Identyfikacja postaci ruchu układu sterowanego wykonywana jest z zastosowaniem specjalnego algorytmu pozwalającego zatem na redukcję problemu do wymiaru typowego dla układu niesterowanego. Po takiej redukcji może być więc zastosowana ta sama procedura identyfikacji postaci ruchu, jaka była użyta do analizy stateczności samolotu niesterowanego.

1.2.3. Wybrane osiągi

Idea zastosowania jednego modelu (nieliniowego) znalazła miejsce nie tylko przy analizie stateczności i symulacji lotu. Ten sam model został użyty do rozwiązania zagadnienia równowagi samolotu. Nieliniowy układ równań algebraicznych został wyprowadzony z równań ruchu (46) przez przyrównanie jego lewej strony do zera:

$$\bar{\mathbf{F}}(\mathbf{s}, t) = 0 \quad . \quad (59)$$

Zagadnienie równowagi jest wstępem do analiz stateczności zarówno przy obliczaniu wartości własnych jak i w symulacji lotu. Stan równowagi to warunki początkowe symulacji jak i stan dla którego jest wyznaczana macierz stanu (49).

Rozwiązanie równania (59) przy postawionych dodatkowych założeniach pozwala na obliczenie wybranych osiągow samolotu [15,16]. Obwiednię czyli prędkość minimalną oraz maksymalną lotu

poziomego w funkcji wysokości lotu można obliczyć rozwiązując równanie (59) stawiając następujące warunki:

$$\alpha = \theta \quad T_N = T_R \quad (60)$$

gdzie:

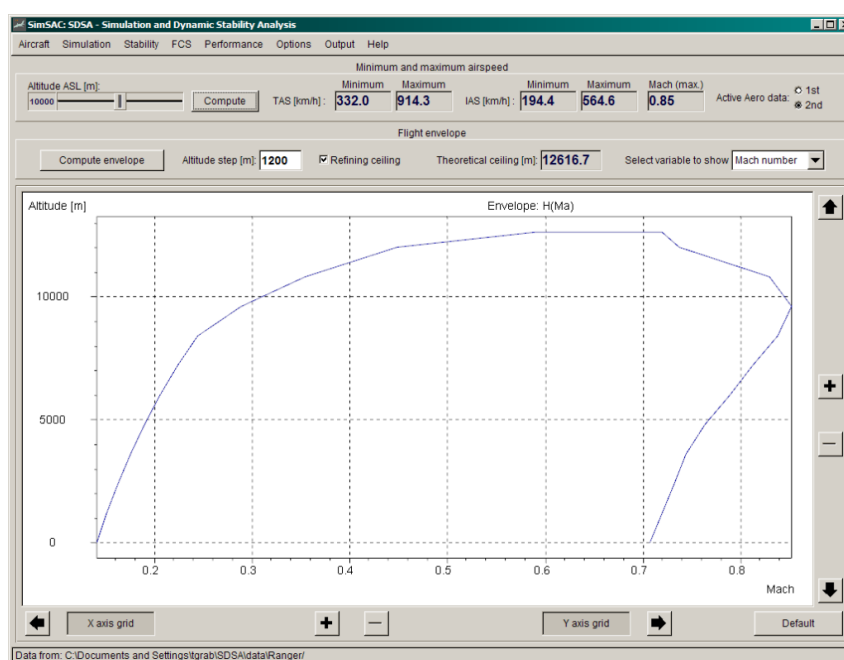
- α - kąt natarcia,
- θ - kąt pochylenia,
- T_N – ciąg niezbędny,
- T_R – ciąg rozporządzalny.

Dla prędkości minimalnej należy dodatkowo postawić warunek $\alpha \geq \alpha_{crit}$. Przykładowe wyniki obliczeń obwiedni lotu przedstawione są na Rys. 1.9 Podobnie można rozwiązać problem wyznaczenia parametrów zakrętu prawidłowego o ustalonym kącie przechylenia lub minimalny promień zakrętu prawidłowego. Równanie równowagi (59) uzupełnić trzeba związkami podanymi poniżej a obliczenia iteracyjne względem promienia zakrętu mają przebieg podobny jak na poprzednim schemacie. Przykładowe wyniki obliczeń minimalnego promienia zakrętu przedstawione są na Rys. 1.10

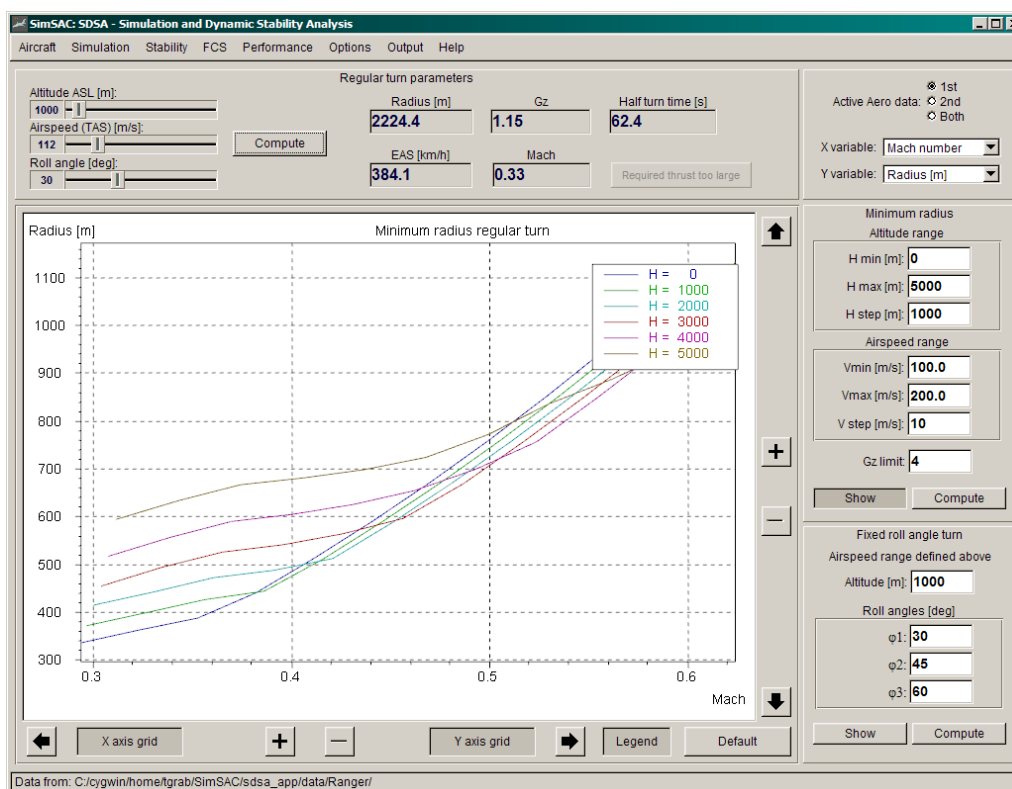
$$\Omega = \frac{V_A}{R} \quad \varphi = \arctan \frac{V_A^2}{g R} \quad T_N = T_R \quad (61)$$

Pełny model wykorzystany również został do obliczeń zasięgu i długotrwałości lotu, jednak nie w tak bezpośredni sposób. Równanie równowagi jest tu wykorzystane do wyznaczenia parametrów lotu przy zmieniającej się masie.

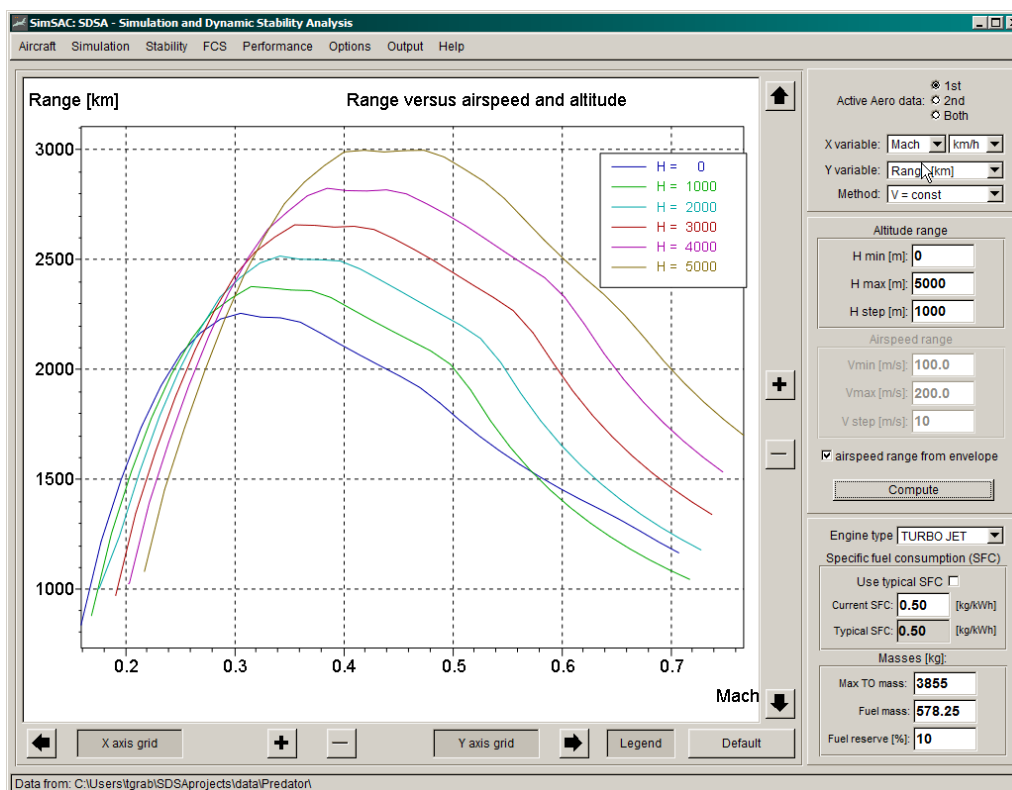
Wykorzystanie pełnego modelu do obliczeń osiągow samolotu pozwala na uniknięcie założeń upraszczających stosowanych w klasycznych metodach obliczeń osiągow (np. metoda mocy, metoda ciągów). Spełnienie tych założeń dla współczesnych samolotów (duży nadmiar ciągu) bywa kłopotliwe i może prowadzić do dużych błędów.



Rys. 1.9 – Przykład osiągow obliczanych w SDSA – obwiednia lotu ($V_{min}(H)$, $V_{max}(H)$)



Rys. 1.10 – Przykład osiągnięć obliczanych w SDSA –minimalny promień zakrętu (prawy)



Rys. 1.11 – Przykład osiągnięć obliczanych w SDSA –zasięg i długotrwłość

1.3. Calculix

Program Calculix służy do przeprowadzania różnorodnych obliczeń wytrzymałościowych, nie ustępując możliwościami pakietom komercyjnym. Dostępne są darmowe wersje programu na stronie: <http://www.calculix.de/> mogące pracować w środowisku Unix i Windows. Pakiet umożliwia przygotowanie plików wsadowych zawierających definicję geometrii, obciążenia, definicję materiałów, oraz inne właściwości, które standardowo zawierają programy do obliczeń MES. Umożliwia również podstawowy postprocessing po wykonaniu obliczeń.

1.3.1. Podstawy teoretyczne metody elementów skończonych

Metoda elementów skończonych przedstawiana jest jako metoda przybliżona poszukiwania minimum całkowitej energii potencjalnej struktury. Całkowita energia potencjalna V jest różnicą energii potencjalnej odkształcenia sprężystego U i pracy obciążeń zewnętrznych W (62).

$$V = U - W = \min \quad (62)$$

Wykonując dyskretyzację struktury poprzez podział na skończoną liczbę elementów całkowitą energię potencjalną można również wyrazić wzorem (63), gdzie K jest macierzą sztywności struktury, F wektorem obciążeń zewnętrznych, a q poszukiwanym wektorem stopni swobody.

$$V = \frac{1}{2} \{q\}^T [K] \{q\} - \{q\}^T [F] \quad (63)$$

Warunkiem koniecznym uzyskania minimum energii potencjalnej struktury jest zerowanie się pochodnych dla wszystkich stopni swobody (64)

$$\frac{\partial V}{\partial q} = 0 \quad (64)$$

Otrzymamy stąd układ równań w postaci:

$$[K] \{q\} = [F] \quad (65)$$

Obliczenie układu równań (65) jest rozwiązaniem dla statycznych obliczeń wytrzymałościowych. Stanowi również podstawę do definicji wszelkich zagadnień wytrzymałościowych rozwiązywanych metodą MES.

1.3.2. Zakres możliwych analiz wytrzymałościowych

Program Calculix posiada szeroki wachlarz możliwości obliczeniowych z zakresu analiz wytrzymałościowych. Najbardziej istotne z punktu widzenia struktur lotniczych zostały podane w punktach poniżej:

- Analizy statyczne
 - Liniowe
 - Nieliniowe
 - Geometryczne
 - Materiałowe
- Analizy częstotliwościowe (liniowe)
- Analizy dynamiczne
 - Liniowe
 - Niestacjonarne
 - Stacjonarne
 - Harmoniczne obciążenia periodyczne
 - Nieharmoniczne obciążenia periodyczne
 - Nieliniowe
 - Jawne
 - Niejawne
- Analizy wyboczenia
- Analizy przepływu ciepła
 - Stacjonarne
 - Niestacjonarne

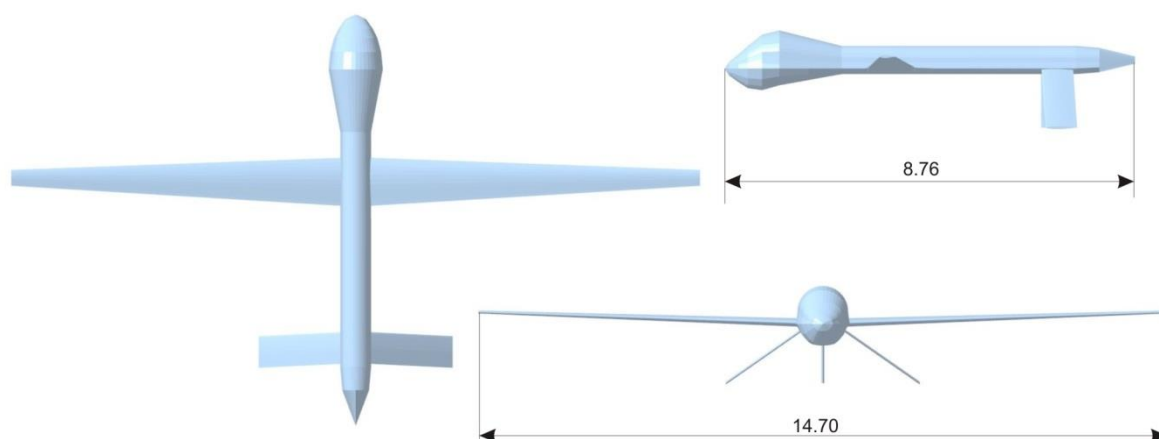
Ponad to program Calculix oferuje bogate możliwości definicji:

- Materiałów
- Typy elementów
- Typy obciążeń
- Typy warunków brzegowych

Pełną, znacznie obszerniejszą listę można znaleźć na oficjalnej stronie programu Calculix.

2. Założenia projektu

Projektem wiodącym niniejszego tutoriala jest samolot przypominający układem UAV Predator (Rys. 2.1). Zostanie przedstawiony cały ciąg obliczeń od utworzenia geometrii, poprzez analizę stateczności i osiągow, do obliczeń wytrzymałości struktury. Ciąg obliczeń można odtworzyć korzystając z plików znajdujących się na dołączonym CD.



Rys. 2.1 – Przykładowy projekt – Predator

Każdy z trzech omawianych pakietów obliczeniowych wymaga zdefiniowania katalogów, w których mają znajdować się pliki danych oraz wyniki obliczeń. Poniżej zostanie przedstawiony układ plików dla każdego z pakietów.

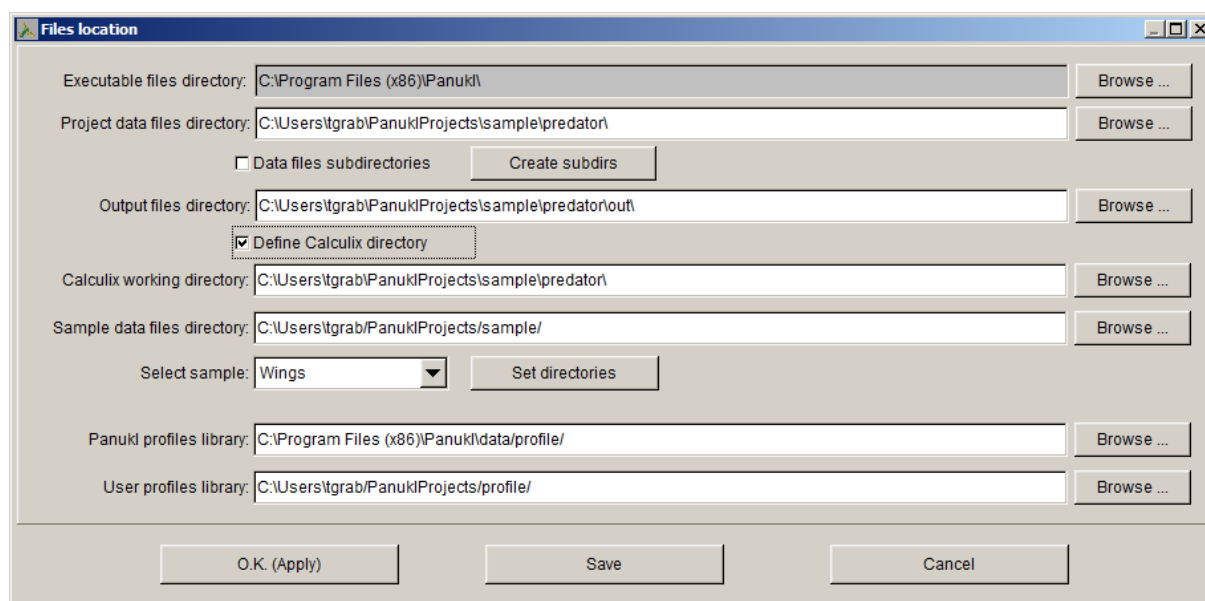
2.1. PANUKL

Pakiet PANUKL przygotowany jest do pracy w układzie katalogów zorientowanych na projekt, typy plików lub układ mieszany. Standardowo w trakcie pierwszego uruchomienia Program GrdiView pyta użytkownika o zgodę na utworzenie katalogu projektów oraz przekopiowanie plików przykładowych (Sample). Domyślnie jest to katalog PanuklProjects tworzony na katalogu domowym użytkownika (np. C:\Users\tgrab\PanuklProjects w systemach Windows lub /home/tgrab/PanuklProjects w systemach Linux). Użytkownik może następnie zdefiniować katalogi wg swojego uznania używając opcji Tools→Files Location (Rys. 2.2). W celu ustawienia aktywnych katalogów na wybrany przykład (predator) można użyć przycisku „Set directories” przy wybranym przykładzie (Wings, Predator, Turboprop). Wybór należy zatwierdzić przyciskiem Save oraz OK. Pliki danych mogą być ponadto podzielone na typy i zapisywane na kolejnych etapach obliczeń w podkatalogach projektu. W tym celu należy zaznaczyć opcje „Data files subdirectories” i nacisnąć przycisk „Create subdirs”.

Oddzielną grupę stanowią katalogi z plikami zawierającymi dane geometryczne profili. Kolejność przeszukiwania katalogów jest następująca:

1. katalog danych projektu (Project data files directory)
2. biblioteka profili użytkownika (User profiles library)
3. biblioteka profili wbudowana w pakiet (Panukl profiles library)

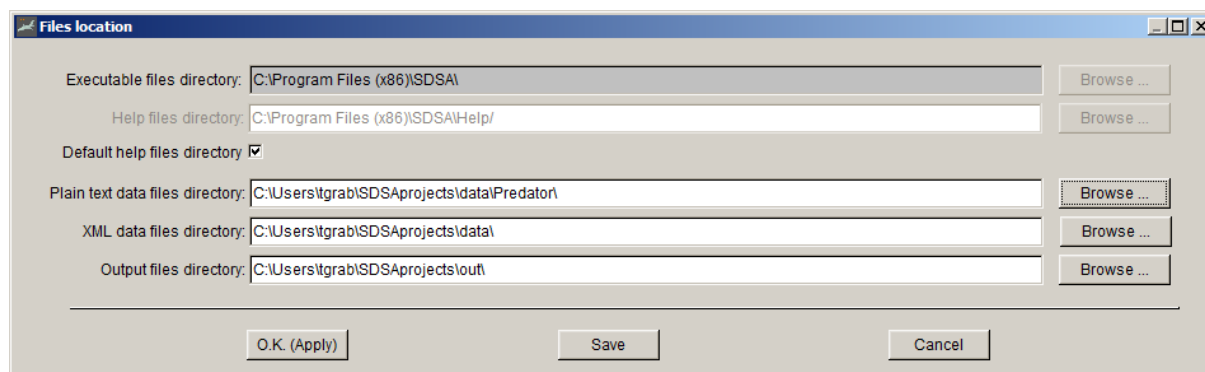
Użytkownik może również zdefiniować oddzielny katalog dla plików eksportowanych do pakietu Calculix.



Rys. 2.2 – Okienko do wyboru katalogów projektu pakietu PANUKL

2.2. SDSA

Pakiet SDSA przygotowany jest do pracy w układzie katalogów zorientowanych na projekt zapisany w postaci plików tekstowych lub dane ustrukturyzowane w postaci pliku XML. W tutorialu zostanie omówiona szczegółowo pierwszy typ danych. Podobnie jak w przypadku pakietu PANUKL, standardowo w trakcie pierwszego uruchomienia program SDSA pyta użytkownika o zgodę na utworzenie katalogu projektów oraz przekopiowanie plików przykładowych. Domyślnie jest to SDSAprojects/data tworzony na katalogu domowym użytkownika (np. tgrab) (np. C:\Users\tgrab\SDSAprojects\data w systemach Windows lub /home/tgrab/SDSAprojects/data w systemach Linux). Podobnie tworzony jest katalog domyślny z przeznaczeniem na pliki wynikowe (SDSAprojects/out). Użytkownik może następnie zdefiniować katalogi wg swojego uznania używając opcji Options→Files Location (Rys. 2.3). Wszelkie zmiany należy zatwierdzić przyciskiem Save oraz OK.



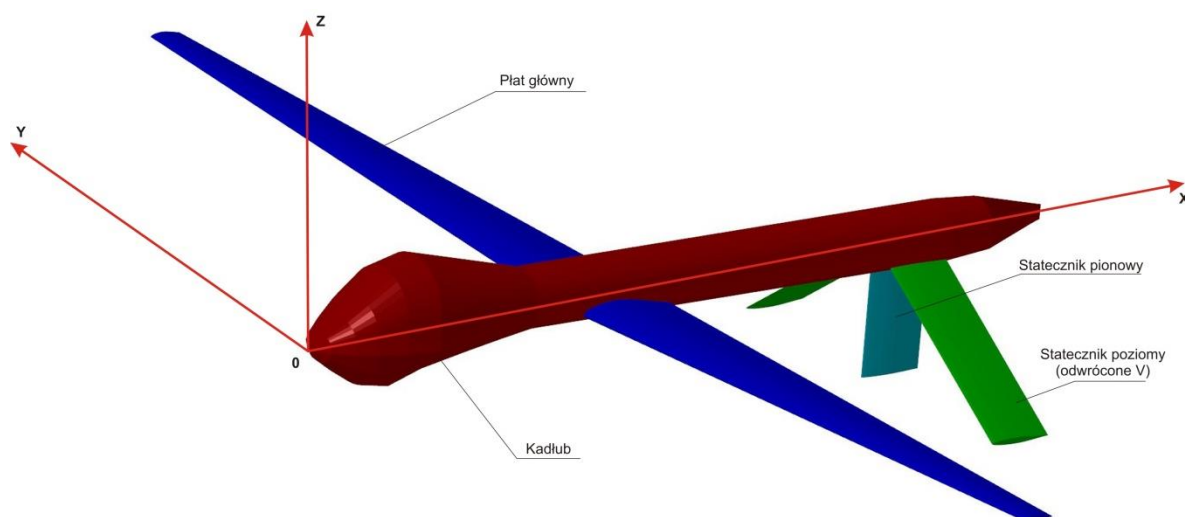
Rys. 2.3 – Okienko do wyboru katalogów projektu pakietu SDSA

2.3. Calculix

W trakcie instalacji programu Calculix użytkownik jest pytany o utworzenie katalogu roboczego dla projektów. Obliczenia w programie Calculix wywoływane są za pomocą polecenia z konsoli systemowej. Uruchamianie interfejsu graficznego do preprocessingu i postprocessingu również odbywa się za pomocą polecenia wpisywanego w konsoli. W momencie uruchomienia konsoli dla programu Calculix domyślną ścieżką dostępu jest zdefiniowany katalog roboczy. Pliki robocze mogą być w dowolnym miejscu, ale należy wtedy podać pełną ścieżkę dostępu, lub przejść do odpowiedniego katalogu za pomocą poleceń systemowych. Dlatego najwygodniejszym rozwiązaniem jest operowanie na plikach znajdujących się w katalogu roboczym. Jeżeli w pakiecie Panukl podamy katalog roboczy programu CalculiX (Rys. 2.2), to pliki wsadowe do obliczeń wytrzymałościowych, generowane przez narzędzie FEMexport, zostaną automatycznie zapisane w katalogu roboczym Calculix.

3. Geometria

Geometria samolotu jest reprezentowana przez dwa rodzaje obiektów – rzeczywiste i wirtualne, które użytkownik musi zdefiniować. Obiektami rzeczywistymi są płyty i kadłuby. Obiekty wirtualne to zbiory informacji na temat sposobu łączenia dwóch płyt oraz sposobu przecinania płyt przez ślad wirowy. Minimalnym zestawem umożliwiającym rozpoczęcie obliczeń jest zestaw z jednym płatem, pozostałe obiekty są opcjonalne jednak mogą być konieczne dla zachowania spójności tworzonej siatki. Podział bryły samolotu na obiekty oraz bazowy układ odniesienia przedstawia Rys. 3.1.



Rys. 3.1 – Podział bryły samolotu Predator na obiekty i bazowy układ odniesienia

Główne obiekty samolotu mogą być definiowane sekwencyjnie przy pomocy kolejnych przekrojów (żebra, wręgi) lub przy pomocy specjalnych modułów definiowanych przez zapis semi-analityczny. Opis modułarny może być przekonwertowany w zapis sekwencyjny.

Układ odniesienia jest zwykle układem bazowym dla projektu samolotu. Oś Ox jest wówczas równoległa lub wręcz pokrywa się z poziomą linią bazową dla projektu samolotu i jest zwrócona do tyłu. Początek osi zwykle pokrywa się z noskiem kadłuba ale nie jest to obligatoryjne. Oś Oy jest

skierowana na prawe skrzydło a oś Oz do góry. Należy zaznaczyć, że oś Ox definiuje linię względem, której mierzony jest kąt natarcia.

3.1. Profile

Opis geometrii płata polega na zdefiniowaniu kolejnych przekrojów (żeber) poprzez podanie ich wymiarów i położenia w globalnym układzie współrzędnych. W przypadku skrzydeł definiowanych modułowo podawane jest położenie przekroju inicjującego moduł. Każdy typ płata wymaga określenia profilu dla poszczególnych przekrojów lub modułów. Geometria profili wczytywana jest z plików tekstowych zapisanych wg jednej z czterech konwencji (Xfoil [.dat], „Profile koordinaten” [.koo], 2-kolumnowa [.prf] oraz natywna dla pakietu PANUKL, 4-kolumnowa [.prf.]). Natywna dla pakietu PANUKL konwencja [*nazwa*.prf] jest opisana poniżej. We wszystkich plikach danych znak „#” rozpoczyna komentarz, co oznacza, że zawartość linii od tego miejsca jest ignorowana podczas czytania.

PRZYKŁADOWA DEFINICJA PROFILU (NACA 0012)

18 #n - liczba punktów opisujących dany profil (zarówno dolną jak i górną krzywiznę profilu), Rys. 3.2

#górną krzywizną profilu		#dolną krzywizną profilu	
#współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna X	#współrzędna Y
0.000	0.000	0.000	0.000
1.25	1.894	1.25	-1.894
2.5	2.615	2.5	-2.615
5	3.555	5	-3.555
7.5	4.200	7.5	-4.200
10	4.683	10	-4.683
15	5.345	15	-5.345
20	5.737	20	-5.737
25	5.941	25	-5.941
30	6.002	30	-6.002
40	5.803	40	-5.803
50	5.294	50	-5.294
60	4.563	60	-4.563
70	3.664	70	-3.664
80	2.623	80	-2.623
90	1.448	90	-1.448
95	0.807	95	-0.807
100	0.000	100	0.000



Rys. 3.2 – Definicja zbioru *.prf opisującego geometrię danego profilu skrzydła

Pliki zapisane w innej konwencji mogą być czytane przez programy pakietu, zaleca się jednak sprawdzenie czy dane są prawidłowo interpretowane (Data→Profiles libraby...). W przypadku wątpliwości zaleca się wykonanie konwersji (Opcja menu głównego poświęcona programowi Xfoil). Profile zaprojektowane i zapisane przez program Xfoil są akceptowane ale muszą być zapisane w plikach o rozszerzeniu [.dat].

3.2. Zapis sekwencyjny geometrii

Poniżej przedstawiony zostanie przedstawiony sekwencyjny sposób definiowania geometrii płatów i kadłubów, czyli głównych obiektów rzeczywistych.

3.2.1. Geometria płata

Sekwencyjna geometria płata wymaga podania szeregu danych definiujących sposób generacji siatki dla całego płata oraz zdefiniowania wymiarujących przekrojów (profilu). Pomiędzy definiowane przekroje w sposób automatyczny wstawiane są dodatkowe sekcje zgodnie z podaną numeracją sekcji. Sposób numeracji i jego znaczenie wyjaśnia Rys. 3.3.

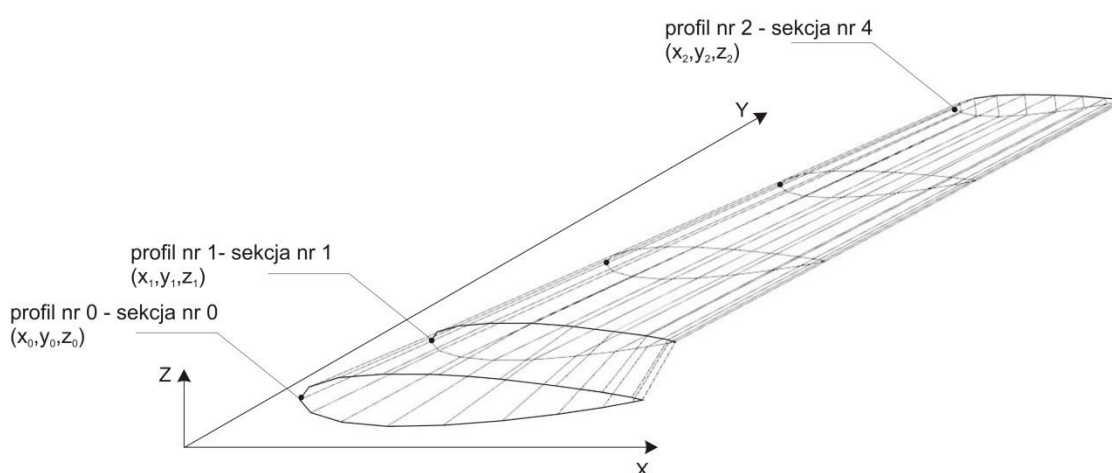
Dane definiujące płat są następujące:

- nazwa płata (obiektu)
- typ płata (MASTER, SLAVE, INDEPENDENT) – sposób podziału wzdłuż cięciwy w obecności kadłuba:
 - MASTER – narzuca podział kadłubowi,
 - SLAVE – podział jest określany przez kadłub,
 - INDEPENDENT – kadłub i płat mają niezależne podziały.
- typ podziału wzdłuż cięciwy (nieistotne dla typu SLAVE)
 - LINEAR – liniowy,
 - COSINE – cosinusoidalny,
 - PROFILE – podział wg danych w pliku opisującym profil
 - USER – określne przez użytkownika współrzędnymi lokalnymi profilu (0-100)
- liczność podziału – ważne dla LINEAR i COSINE
- zakończenie płata żebrem (rib) zamykającym (No rib, Tip rib, Root rib, Tip and root rib)
- typ podziału wzdłuż rozpiętości (w obszarze między definiowanymi przekrojami)
 - LINEAR – liniowy
 - COSINE – cosinusoidalny,

- HALF COSINE EXTERNAL – półkosinusoidalny od zewnątrz,
- HALF COSINE INTERNAL – półkosinusoidalny od wewnątrz
- generowana powierzchnia (top, bottom, both),
- względna współrzędna x obrotu profili (domyślnie 0 – nosek)
- flaga obliczania przecięcia płata z bryłą kadłuba.

Dla każdego przekroju (profilu) definiowanego przez użytkownika wymagane są następujące dane:

- nazwa pliku definiująca geometrię profilu (Rozdz. 3.1),
- cięciwa przekroju [m],
- współrzędne x, y, z noska przekroju [m] (Rys. 3.3)
- trzy kąty obrotu profilu, wokół osi x, y, z ,
- numer przekroju (sekcji).



Rys. 3.3 – Podział na sekcje dla płata definiowanego sekwencyjnie

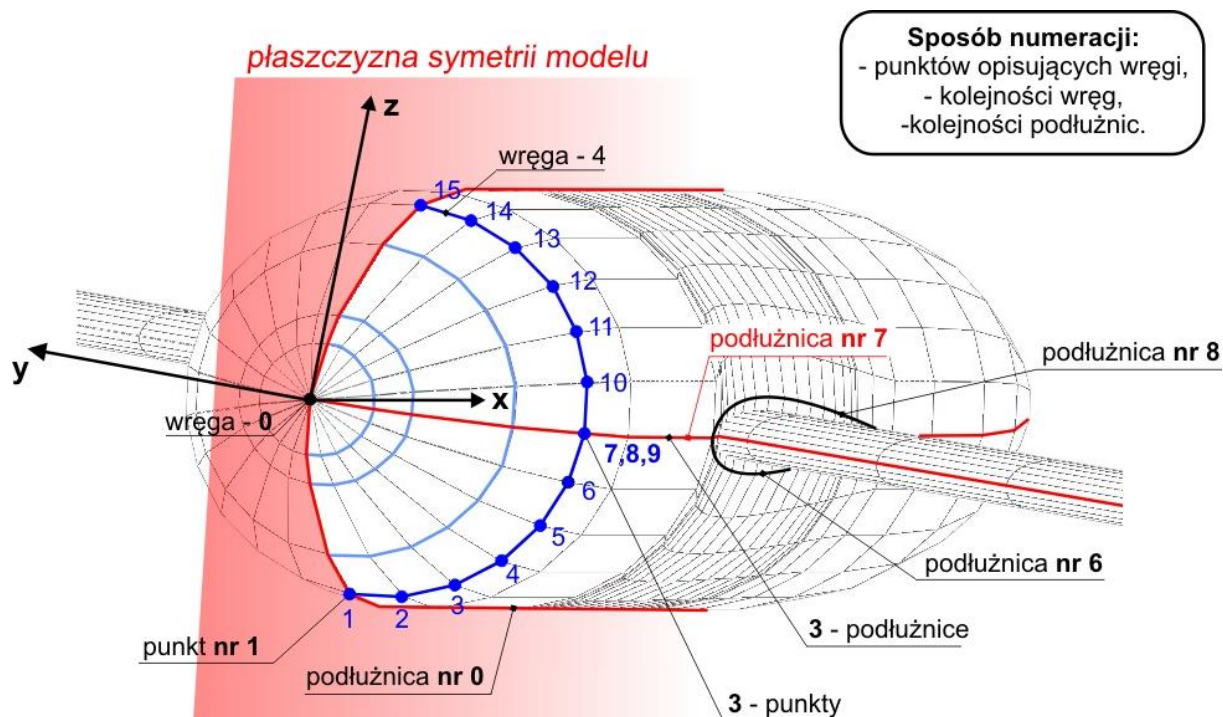
3.2.2. Geometria kadłuba

Sekwencyjna geometria kadłuba wymaga zdefiniowania poszczególnych wręg kadłuba na których będzie rozpięta siatka. Geometria kadłuba zapisywana jest do plików o rozszerzeniu [.f]. Pomiedzy definiowane wręgi, mogą być wstawione automatycznie dodatkowe wręgi przez podanie ich współrzędnych (x). Dodatkowe wręgi są również generowane automatycznie przy połączeniach skrzydło-kadłub, jeżeli płat narzuca podział (MASTER). Sposób numeracji wręg i podłużnic wyjaśnia Rys. 3.4. Przykładowy plik z geometrią kadłuba pokazany jest poniżej.

PRZYKŁADOWA DEFINICJA PLIKU Z GEOMETRIĄ KADŁUBA

LICZBA PUNKTOW NA WREDZE 15		
LICZBA WREG 10 #n wręg		
WREGA 0		
# współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna Z
0.000	0.000	0.000
WREGA 1		
# współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna Z
-3.3	0.000	-0.400
-3.3	0.100	-0.390
-3.3	0.200	-0.350
-3.3	0.280	-0.280
-3.3	0.350	-0.200
-3.3	0.390	-0.100
-3.3	0.400	0.000
-3.3	0.400	0.000
-3.3	0.400	0.000
-3.3	0.390	0.100
-3.3	0.350	0.200
-3.3	0.280	0.280
-3.3	0.200	0.350
-3.3	0.100	0.390
-3.3	0.000	0.400
WREGA 2		
# współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna Z
-2.3	0.000	-0.610
-2.3	0.160	-0.590
-2.3	0.300	-0.530
-2.3	0.430	-0.430
...	...	...
WREGA 9 #(n-1) – numer ostatniej wręgi		
# współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna Z
1.3	0.000	0.000
1.3	0.000	0.000
1.3	0.000	0.000
...	...	...

Kolorem żółtym zaznaczono 3 podłużnice (patrz Rys. 3.4), których współrzędne są identyczne poza obszarem gdzie skrzydło (lub usterzenie przenika kadłub).



Rys. 3.4 – Sposób opisu geometrii kadłuba

UWAGI:

- Zbiór z definicją geometrii kadłuba , zawiera współrzędne punktów opisujących współrzędne połowy przekrojów kadłuba samolotu.
- Dana podłużnica, która trafia w punkt skrajny na nosku profilu definiującym skrzydło (lub usterzenie poziome) , rozdziela się na dwie dodatkowe podłużnice (które „omijają” skrzydło). Te dwie dodatkowe podłużnice są zdefiniowane w pliku i są wliczane do liczby wszystkich podłużnic kadłuba.
- Numeracja punktów opisujących wręgę oraz podłużnice kadłuba nie jest taka sama, Rys. 3.4
- Pierwsza wręga kadłuba może być sprowadzona do punktu (współrzędne jednego punktu).
- Współrzędna Y dla punktów definiujących kadłub nie może być ujemna.
- Współrzędna Y dla ostatniego i końcowego punktu danej wręgi musi być taka sama (0).

3.2.3. Fuselage - zewnętrzny program do generacji piku geometrii kadłuba

Program **Fuselage** został stworzony w celu usprawnienia procesu tworzenia plików **[nazwa.f]** zawierających definicję kadłuba samolotu. Pliki te używane są przez pakiet **PANUKL**. Program **Fuselage** zwany dalej zewnętrznym podprogramem umożliwia:

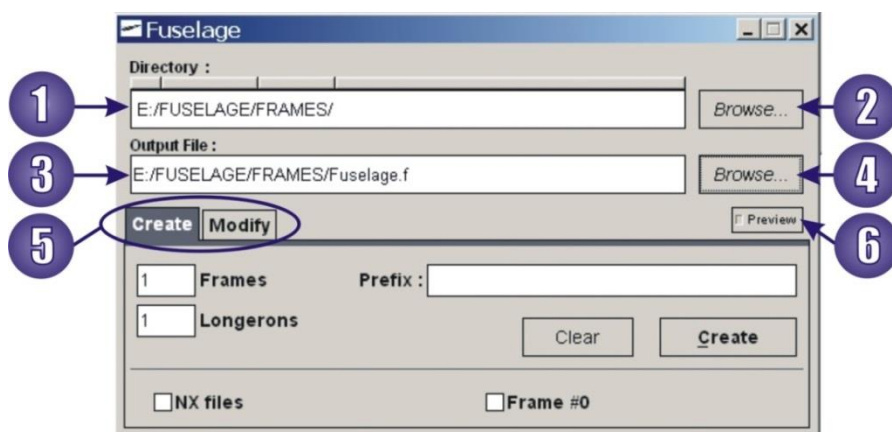
- Tworzenie plików **[nazwa.f]** na podstawie plików tekstowych zawierających zbiór punktów opisujących poszczególne wręgi kadłuba, przy czym mogą to być pliki z rozszerzeniem **[nazwa.w]**, w których w każdym wierszu podane są trzy współrzędne punktu definiującego obrys wręgi, bądź pliki z rozszerzeniem **[nazwa.txt]** wygenerowane przez program **UNIGRAPHICS** i zawierające informacje o obiektach (w tym przypadku są to punkty leżące

na wrędze).

Uwagi:

- Dla każdej z wręg wymagany jest oddzielny plik [*nazwa.w*] bądź [*nazwa.txt*].
- Kolejność punktów w tych plikach jest dowolna.
- Modyfikację istniejących plików [*nazwa.f*].

3.2.3.1. Główna część programu Fuselage



Rys. 3.5 – Główne okno programu zewnętrznego FUSELAGE

W głównej części programu można określić:

1 Katalog zawierający pliki ze współzrędnymi punktów na wręgach kadłuba. Pliki [*nazwa.w*] lub [*nazwa.txt*]. Katalog ten może być wpisany lub wybrany po naciśnięciu przycisku 2.

3 Plik kadłuba [*nazwa.f*], który chcemy stworzyć lub zmodyfikować. Ścieżkę do pliku i jego nazwę można wpisać, bądź odnaleźć na twardym dysku komputera po naciśnięciu przycisku 4. Nie jest wymagane, by plik ten znajdował się w katalogu 1. W przypadku tworzenia geometrii kadłuba istnienie pliku nie jest wymagane.

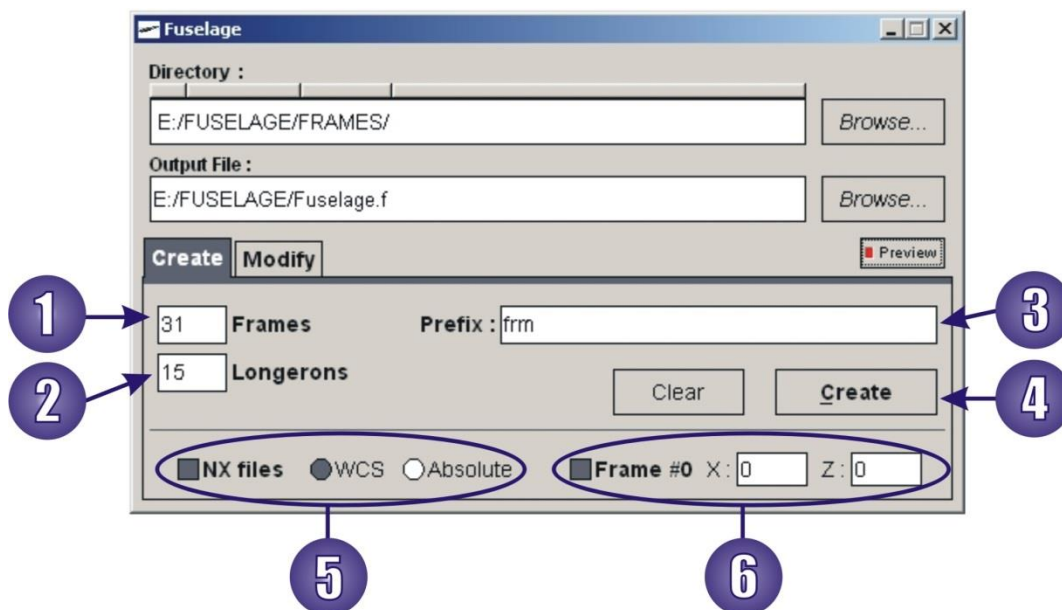
5 Zakładki wyboru trybu pracy: tworzenia **CREATE** lub modyfikacji **MODIFY**. 6 Przycisk okna podglądu utworzonego lub modyfikowanego pliku.

Ilosc	punktow na	wredze	wredze 15
Ilosc	wreg	31	
Wrega	0		
0.0000	0.0000	0.0000	
Wrega	1		
150.0000	0.0000	-180.4524	
150.0000	41.8783	-174.4900	
150.0000	80.5378	-157.3226	
150.0000	113.4116	-130.6848	
150.0000	138.8088	-96.8157	
150.0000	155.7428	-58.0063	
150.0000	163.8136	-16.4349	
150.0000	162.6027	25.8904	
150.0000	162.6027	25.8904	
150.0000	162.6027	25.8904	
150.0000	149.5808	71.6466	
150.0000	124.7965	112.2441	
150.0000	89.7626	144.3986	
150.0000	46.9871	165.1445	
150.0000	0.0000	172.3266	
Wrega	2		
300.0000	0.0000	-292.4588	
300.0000	68.6992	-282.6371	
300.0000	132.0419	-254.2738	
300.0000	185.7380	-210.2658	
300.0000	227.0116	-154.4144	
300.0000	254.1669	-90.4741	
300.0000	266.5607	-22.1093	
300.0000	262.9191	47.2295	
300.0000	262.9191	47.2295	
300.0000	262.9191	47.2295	
300.0000	239.2965	116.6981	
300.0000	197.1904	176.7975	
300.0000	140.1570	222.9847	
300.0000	72.7311	251.9793	
300.0000	0.0000	261.8606	
Wrega	3		
450.0000	0.0000	-382.7154	
450.0000	91.3805	-370.0054	
450.0000	175.9616	-333.1124	
450.0000	248.1035	-275.5597	
450.0000	292.7320	-201.0760	

Rys. 3.6 – Okno podglądu pliku z zapisaną geometrią kadłuba

3.2.3.2. Tryb tworzenia w programie Fuselage

W trybie tym można stworzyć plik z geometrią kadłuba akceptowany przez program PANUKL:



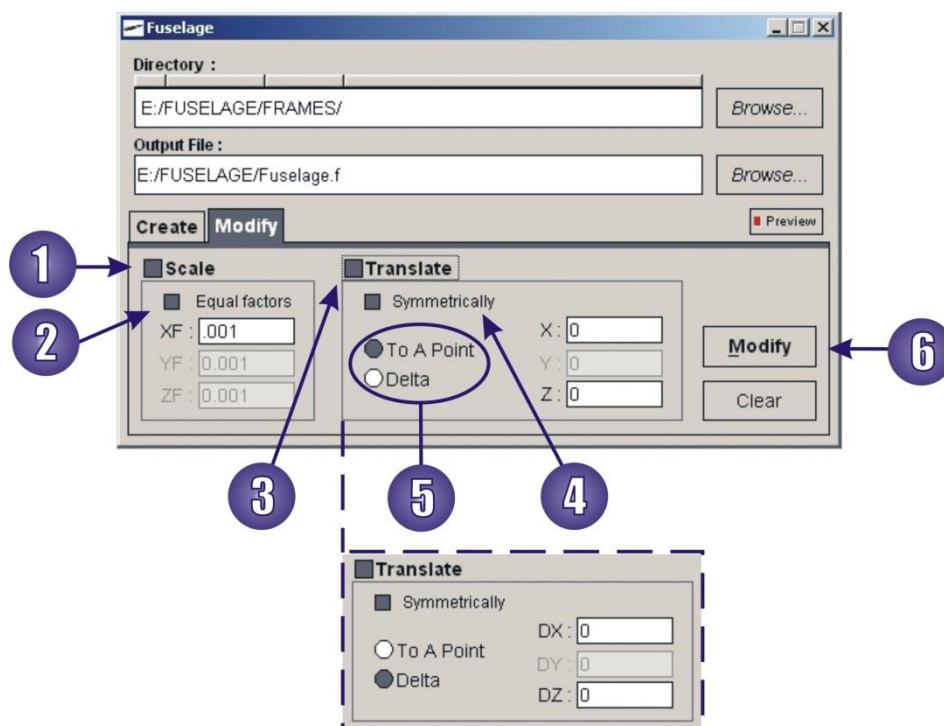
Rys. 3.7 – Tryb tworzenia w programie FUSELAGE

- 1 Ilość wręg (wliczając wręgę nr 0).
- 2 Ilość podłużnic na wrędze.
- 3 Prefiks. Nazwa każdego z plików zawierających punkty obrysu wręgi kadłuba musi mieć postać: [**<prefiks>_<nr>.w**] lub [**<prefiks>_<nr>.txt**]. Gdzie **<nr>** to kolejny numer wręgi. Numerowanie wręg rozpoczyna się od 0. Wręga zerowa zawiera współrzędne noska kadłuba. Można ją określić w sekcji 6.

Jeśli dane wejściowe są w postaci plików [**nazwa.txt**] w sekcji 5 należy zaznaczyć opcję **NX FILES** i określić dodatkowo układ współrzędnych, w którym podane są współrzędne punktów (**WCS** lub **ABSOLUTE**).

- 4 Przycisk tworzenia pliku geometrii kadłuba używanego w pakiecie **PANUKL**.

3.2.3.3. Tryb modyfikacji w programie FUSELAGE DATA



Rys. 3.8 – Tryb modyfikacji w programie FUSELAGE

W trybie tym można dokonać modyfikacji pliku kadłuba. Modyfikacja może polegać na:

- Przeskalowaniu ¹ kadłuba.
Jeżeli zostanie wybrana opcja **EQUAL FACTORS** ² skalowanie będzie równomierne we wszystkich trzech kierunkach (**X**, **Y**, **Z**).
- i/lub przesunięciu ³ kadłuba.
Kadłub może być przesunięty o określoną ilość jednostek na każdym z kierunków (o **DX**, **DY**, **DZ**) lub do określonego punktu o współrzędnych **X**, **Y**, **Z** (w punkcie tym będzie znajdował się nosek kadłuba). Wyboru typu przesunięcia dokonuje się w sekcji ⁵. Jeżeli zostanie wybrana opcja ⁴ oś kadłuba będzie leżała w płaszczyźnie **XZ**. Przycisk ⁶ służy do wprowadzenia zmian w pliku geometrii kadłuba.

3.2.4. Eksport geometrii kadłuba z systemu UG NX4 do programu PANUKL

Przedstawiony poniżej schemat przygotowania geometrii w systemie **UNIGAPHICS NX** na potrzeby programu **PANUKL** jest jednym z wielu możliwych do zastosowania. Schemat ten jest na tyle prosty do opanowania i uniwersalny, że z powodzeniem może być używany do tworzenia skomplikowanych i rozbudowanych modeli. Pozwala wiernie odwzorować zadaną geometrię. Metoda oferuje ogromne możliwości, a jedynymi ograniczeniami są indywidualne cechy i zdolności

użytkownika (np.: zachowanie cierpliwości lub jej brak, posiadanie wyobraźni przestrzennej bądź słaby jej poziom). Zaprezentowana procedura może być zrealizowana w oparciu o inne systemy umożliwiające modelowanie trójwymiarowe obiektów.

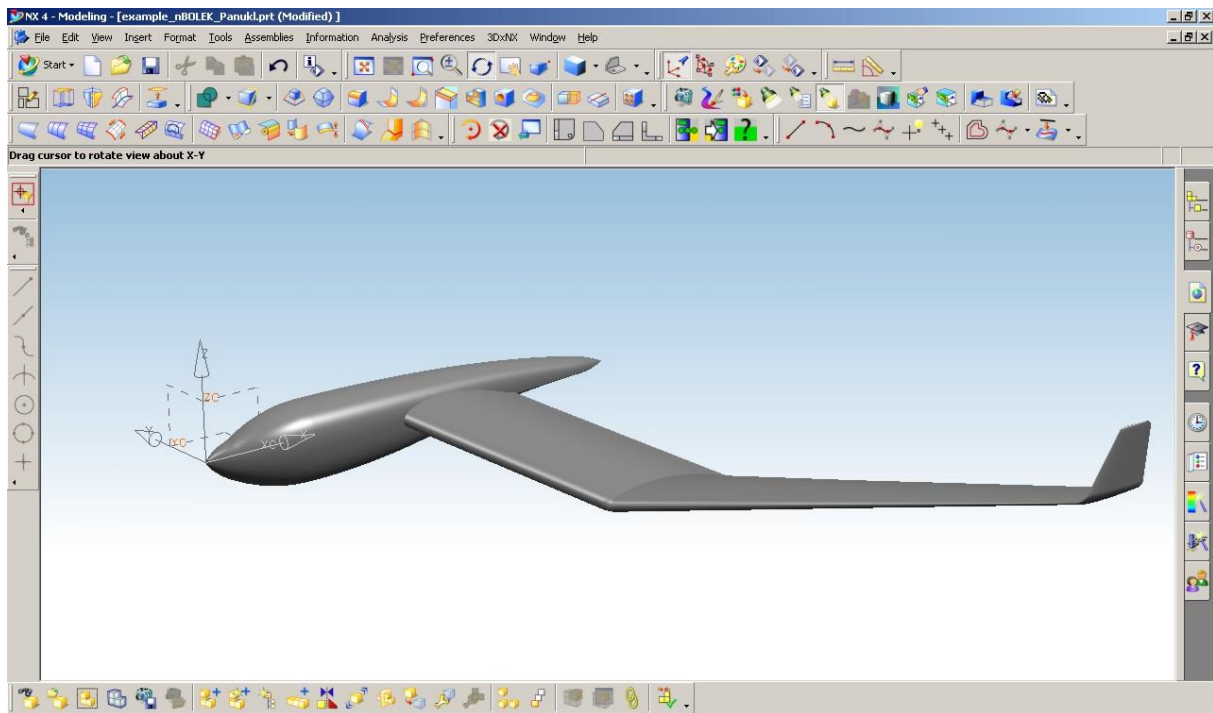
W dalszej części dokumentu, na dość prostym przykładzie przedstawiono sposób przygotowania plików z geometrią wręg kadłuba w systemie **UNIGRAPHICS NX**. Na ich podstawie można łatwo wygenerować plik z definicją kadłuba samolotu **[nazwa.f]**, wykorzystywany w programie **PANUKL**. Założeniem autorów nie jest nauka zastosowanego do tego celu oprogramowania **UNIGRAPHICS NX**, tylko pokazanie jego ogólnych, ogromnych możliwości, jakie posiada dzięki zaimplementowanym w nim funkcjom. Informacje płynące ze schematu mogą z powodzeniem zostać wykorzystane przy tworzeniu wszystkich plików definiujących geometrię **[nazwa.f]**, **[nazwa.ms2]** i **[nazwa.prf]**, niezbędnych w programie **PANUKL**. W opinii autorów niniejszego dokumentu, definicja kadłuba z „ładnym” przejściem skrzydło-kadłub należy do najtrudniejszej części tworzenia geometrii na potrzeby programu **PANUKL**, dlatego skupiono się na takim a nie innym przykładzie.

3.2.4.1. Założenia dotyczące przedstawionej procedury:

- posiadanie przez użytkownika modelu 3D z geometrią obiektu – jej odczyt jest możliwy w programie **UNIGRAPHICS NX**;
- podstawowa znajomość systemu **UNIGRAPHICS NX**, a w szczególności modułu dotyczącego modelowania.

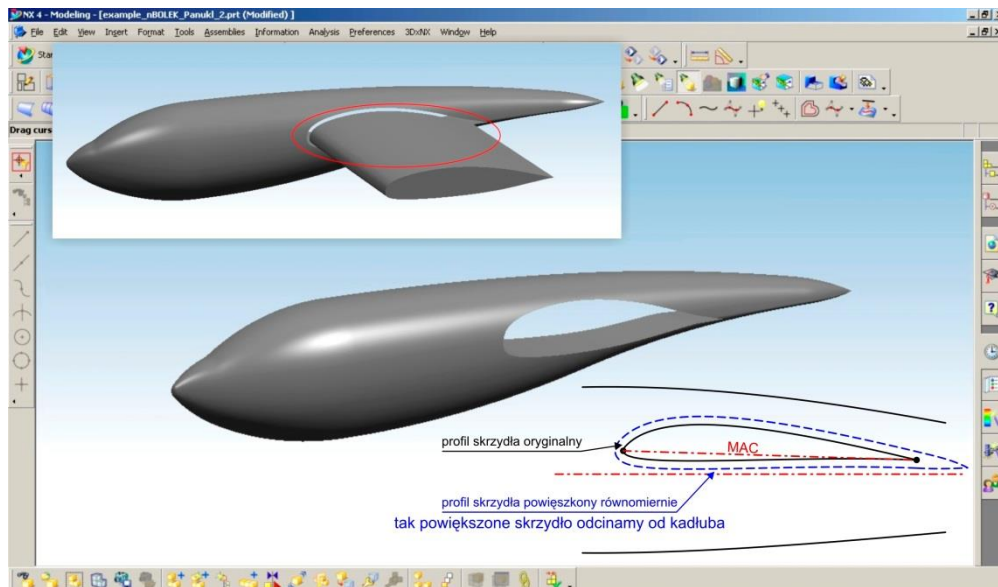
3.2.4.2. Procedura postępowania

- 1** Wczytujemy plik zawierający model 3D docelowego obiektu.
Po odczytaniu pliku warto sprawdzić i zadbać o to, aby nosek modelu znajdował się w punkcie **(0,0,0)** globalnego układu współrzędnych oraz aby osie tego układu leżały zgodnie z osiami układu, w którym zdefiniowana jest geometria samolotu (**X** – do tyłu, **Y** – na prawe skrzydło **Z** –do góry), co znacząco ułatwi dalszą pracę.
- 2** Odcinamy lewą połówkę modelu względem płaszczyzny symetrii **ZX**. Nie będzie nam już potrzebna.



Rys. 3.9 – Połówka modelu kadłuba z widocznym globalnym układem współrzędnych w programie UG NX4

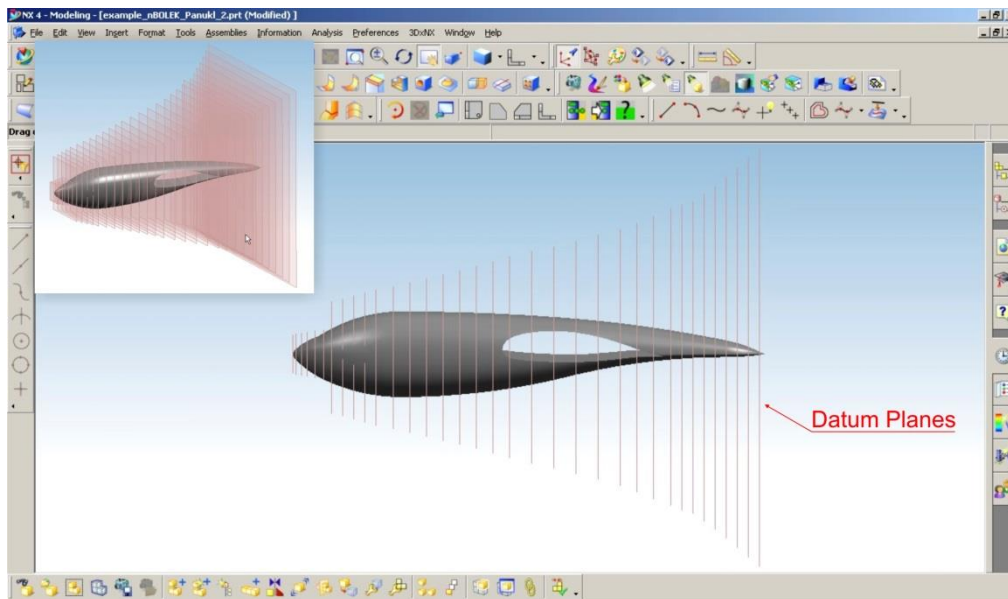
- 3 Wycinamy w kadłubie obrys skrzydła powiększonego równomiernie względem oryginału o ~30% maksymalnej grubości profilu przy-kadłubowego. Następnie ukrywamy model skrzydła w celu ułatwienia dalszej pracy nad kadłubem.



Rys. 3.10 – Połówka modelu kadłuba z wyciętym powiększonym skrzydłem w programie UG NX4

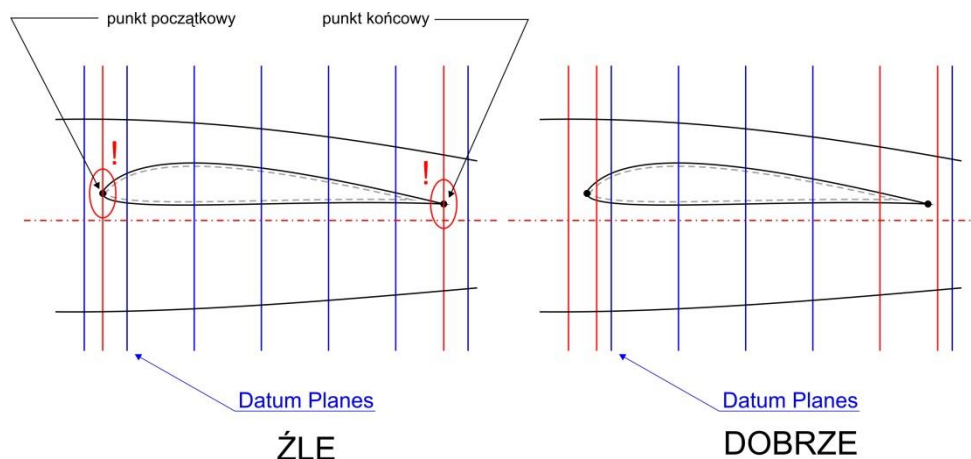
- 4 Wstawiamy płaszczyzny **ZY**, **DATUM PLANES** w miejscach, w których będą znajdowały się wyjściowe przekroje definiujące kadłub. Warto zastanowić się i rozmieścić te płaszczyzny

w taki sposób, aby odwzorowanie kadłuba było jak najlepsze, przy zachowaniu jak najmniejszej liczby przekrojów.



Rys. 3.11 – Połówka modelu kadłuba z umieszczonymi płaszczyznami DATUM PLANES w programie UG NX4

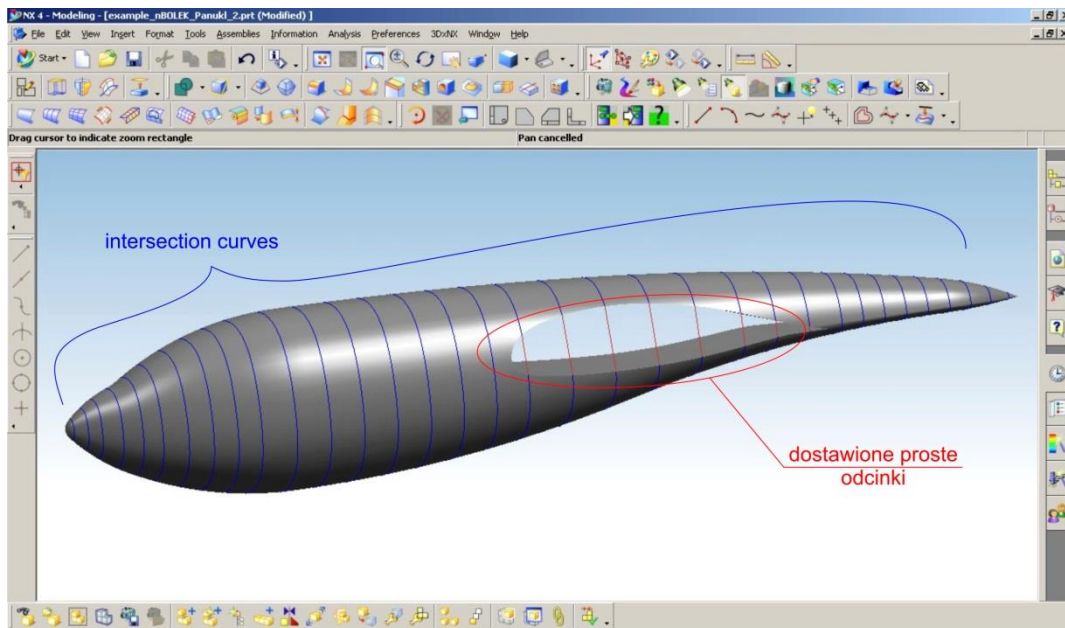
Ważne jest, aby współrzędne pozycjonujące płaszczyzny **DATUM PLANES** nie pokrywały się z punktami definiującymi początek (punkt początkowy na nosku profilu skrzydła) i koniec (punkt końcowy na sptywie profilu skrzydła) powiększonego i oryginalnego profilu przykadłubowego skrzydła. Jest to istotne z punktu widzenia tworzenia geometrii.



Rys. 3.12 – Sposób umiejscowienia kluczowych płaszczyzn DATUM PLANES, UG NX4

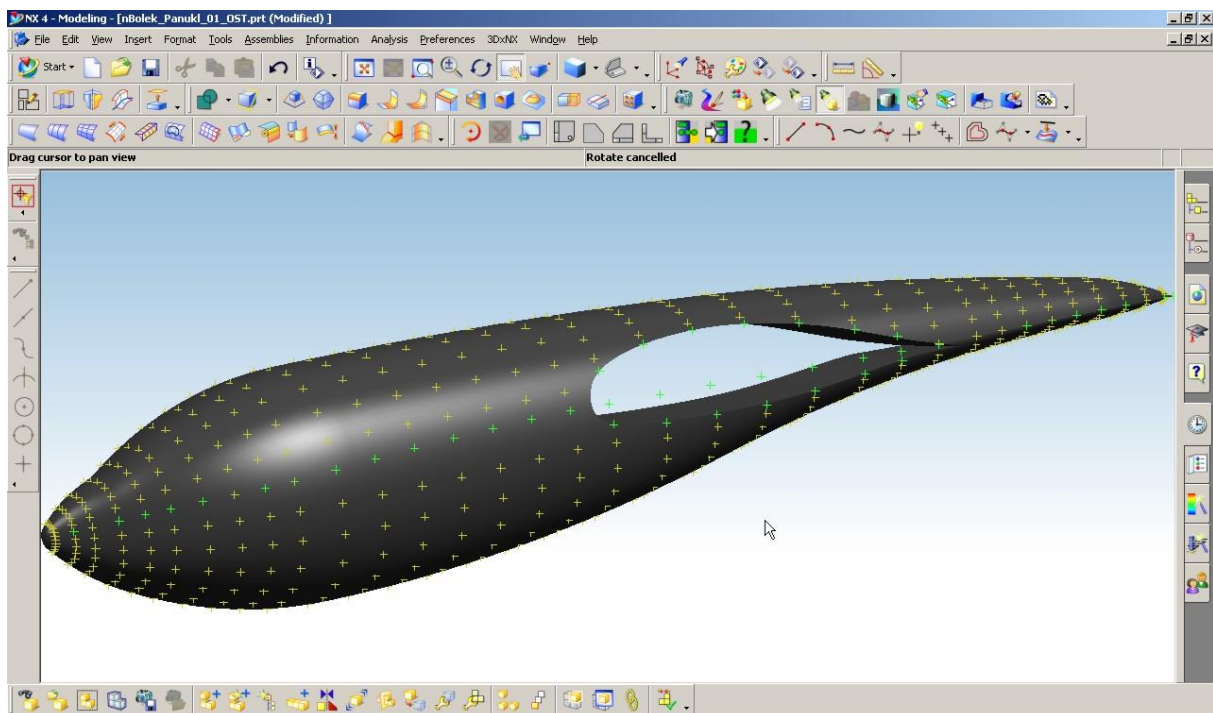
5

Po umiejscowieniu płaszczyzn **DATUM PLANES**, przy użyciu funkcji **INTERSECTION CURVE** tworzymy krzywe obrazujące przekroje kadłuba. Dodatkowo, w obszarze, gdzie powstała dziura po skrzydle wstawiamy proste łączące górne fragmenty krzywych z dolnymi.



Rys. 3.13 – Krzywe obrazujące przyszłe wręgi kadłuba, UG NX4

- 6 Na tak przygotowane krzywe nanosimy równomiernie punkty, wykorzystując do tego celu bardzo przydatną funkcję **POINT SET/POINTS ON CURVE**.

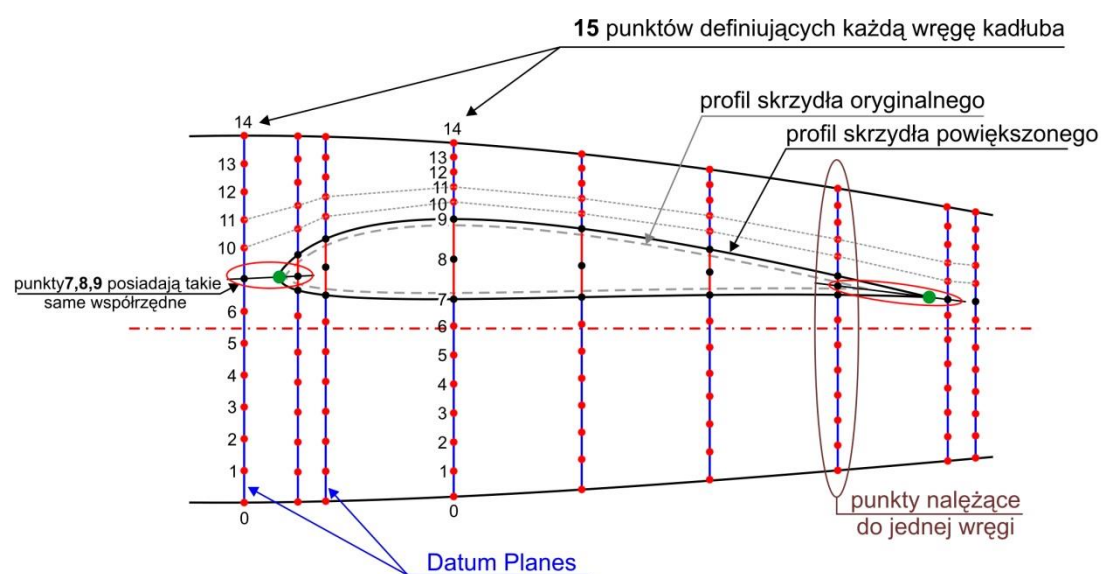


Rys. 3.14 – Połówka modelu kadłuba z wstawionymi punktami opisującymi wręgi kadłuba, UG NX4

- Liczba punktów oraz ich rozmieszczenie zależą od indywidualnych preferencji użytkownika. Musimy jednak pamiętać o tym, by wstawione punkty, po połączeniu prostymi odcinkami

(zaczynając od noska kadłuba) tworzyły regularne podłużnice. Istotne jest, aby jedna z nich trafiała w nosek profilu skrzydła, przebiegała wewnątrz profilu i wychodziła z punktu leżącego na końcu krawędzi spływu. Jest to główna podłużnica, której numer określony licząc od dołu kadłuba, będzie potrzebny na etapie tworzenia pliku definiującego [*nazwa.ms2*], (patrz opis programu **PANUKL**).

- Liczba punktów na każdej wrędze musi być jednakowa, z wyjątkiem noska i końca kadłuba, gdzie należy zdefiniować tylko jeden punkt (szczegółowe informacje na ten temat można znaleźć w instrukcji obsługi do programu **PANUKL**).

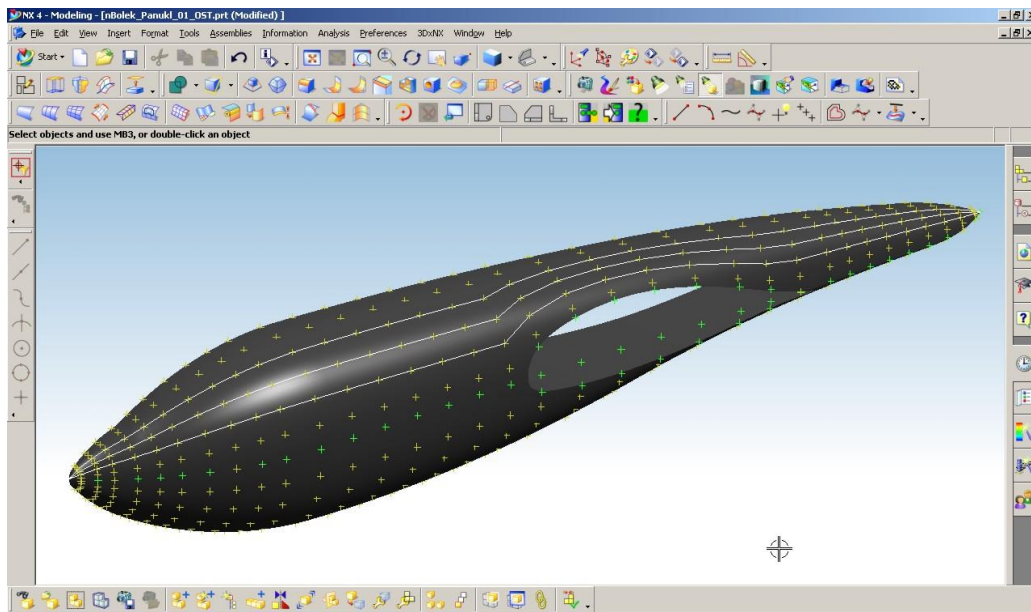


○ - ograniczone czerwoną elipsą punkty należące do różnych wręg, muszą leżeć na tej samej płaszczyźnie i przechodzić przez punkty: początkowy i końcowy profilu przy-kadłubowego skrzydła (punkty zaznaczone na zielono);

8 - podłużnica określa nosek profilu skrzydła dla podanego przykładu;

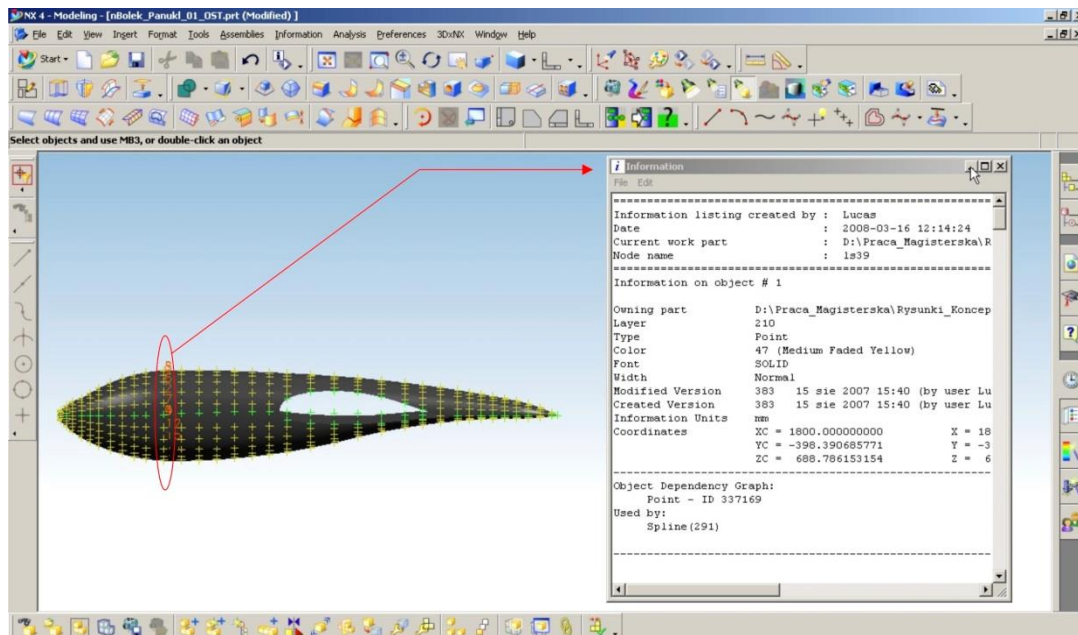
Rys. 3.15 – Przykładowe rozmieszczenie punktów definiujących wręgi kadłuba w części obejmującej skrzydło

W niektórych miejscach (przed noskiem profilu skrzydła i za punktem końcowym na krawędzi spływu) istnieje potrzeba wstawienia tego samego punktu kilka razy. Dobrze rozmieszczone punkty, po połączeniu wzdłuż kadłuba mają układać się w podłużnice o łagodnym, regularnym kształcie.



Rys. 3.16 – Połówka modelu, widoczne podłużnice utworzone po połączeniu punktów opisujących kadłub, UG NX4

- 7 Tak przygotowane punkty zaznaczamy grupami, które tworzą poszczególne wręgi. Następnie zapisujemy współrzędne punktów dla danej wręgi kadłuba do pliku za pomocą funkcji **INFORMATION/ OBJECT/ POINT**. Uwaga, należy zapisywać pliki z wręgami zachowując z góry określone nazewnictwo np. **w_1.txt** – wręga 1 (nie licząc wręgi zerowej) itd. Ułatwi to późniejszą obróbkę plików.

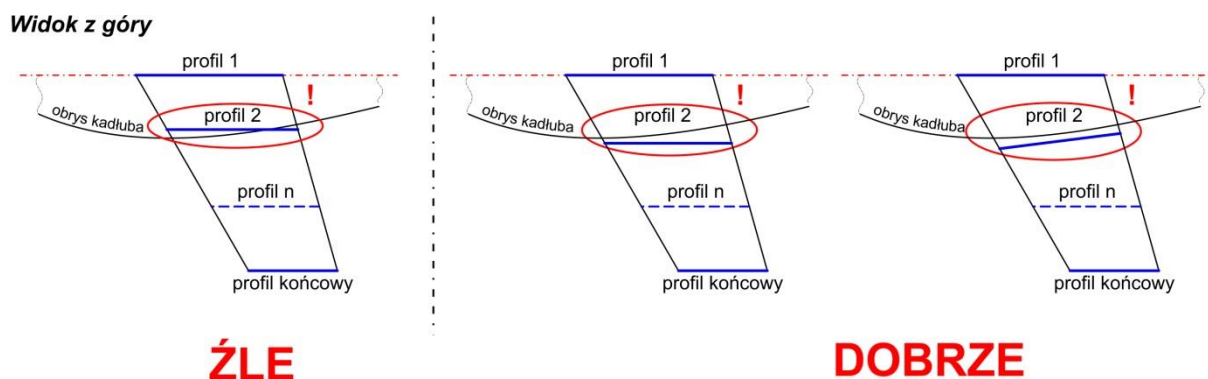


Rys. 3.17 – Eksport współrzędnych punktów z UG NX4

Warto zauważyć, że im więcej punktów, tym lepiej odwzorowany model kadłuba, ale czas obliczeń w programie **PANUKL** wzrasta z powodu dużej liczby wygenerowanych paneli.

- 8 Przygotowane pliki zawierające współrzędne wręg kadłuba wystarczy odpowiednio zaimportować do pliku `[nazwa.f]` definiującego kadłub (patrz opis programu **PANUKL**).

Uwaga: Istotną sprawą przy tworzeniu kadłuba i przejścia skrzydło-kadłub jest sposób w jaki definiujemy dwa pierwsze profile płata. Złe określenie położenia dwóch pierwszych profili płata może dać „dziwne” efekty przy tworzeniu kadłuba. Rys. 3.18 przedstawiono prawidłowe rozwiązania.



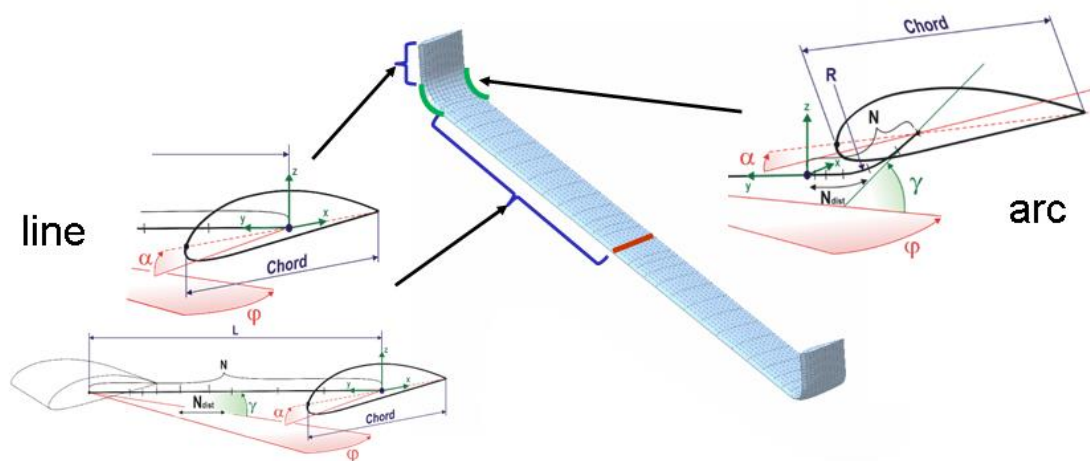
Rys. 3.18 - Definicja dwóch pierwszych profili płata w programie PANUKL

3.3. Zapis modułowy geometrii

Poniżej przedstawiony zostanie przedstawiony modułowy sposób definiowania geometrii płatów i kadłubów. Idea takiego zapisu wynika ze zmniejszonej liczby parametrów i domyślnej automatyzacji niektórych procesów przy definicji geometrii. Takie podejście znacznie przyspiesza proces tworzenia geometrii, szczególnie skomplikowanej np. skrzydło z wingletami, ale nie daje tak dużej swobody jak geometria sekwencyjna. Geometria modułowa w wewnętrznym procesie konwertowana jest na geometrię sekwencyjną. Istnieje również możliwość jawnej konwersji, ale informacje o parametrach geometrii modułowej zostaną utracone, o czym użytkownik jest ostrzegany komunikatem. W takim wypadku warto zachować kopię zapasową pliku z geometrią modułową przed dokonaniem konwersji.

3.3.1. Geometria płata

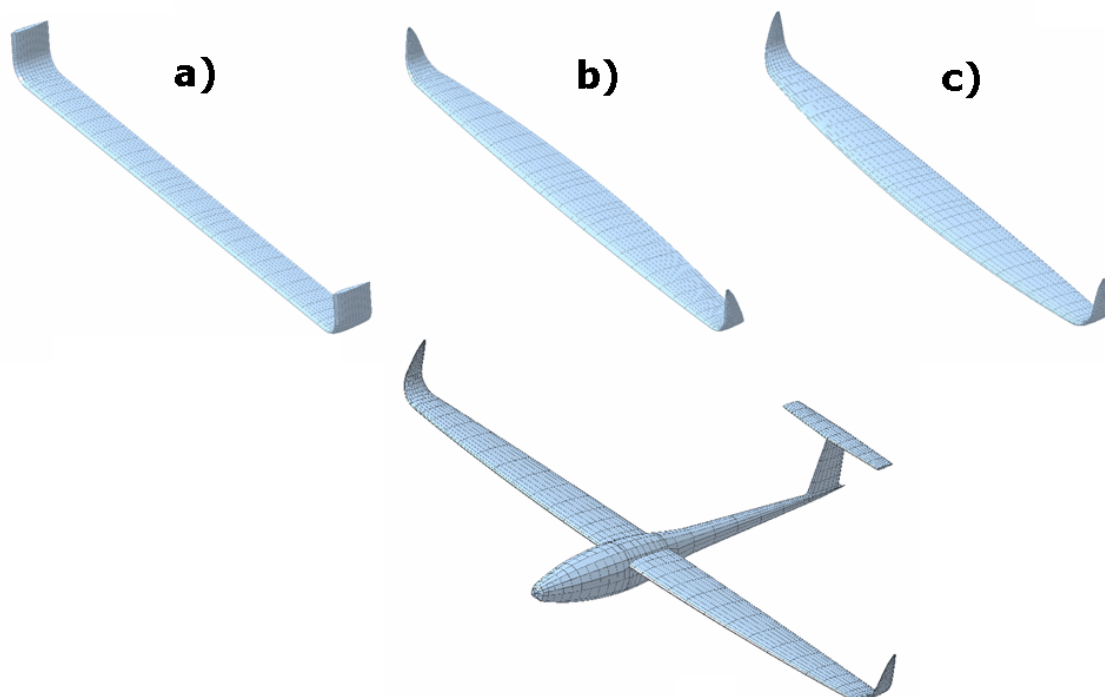
Na Rys. 3.19 pokazana została idea tworzenia podstawowej geometrii płata z wingletem za pomocą modułów. Każdy płat modułowy musi się zaczynać od modułu *Root*, który definiuje pierwszy profil płata. Na Rys. 3.19 moduł *Root* zaznaczony został czerwoną linią w płaszczyźnie symetrii skrzydła. Następnie kolejno zostały użyte moduły *Line* - *Arc* - *Line* zaznaczone różnymi kolorami.



Rys. 3.19 - Płata z wingletami utworzony za pomocą modułów.

Styczność łuku na przejściu z części poziomej skrzydła w winglet została automatycznie zachowana. W przypadku płatów sekwencyjnych każdy profil w części łukowej skrzydła musiałby być oddzielnie zdefiniowany. Do definicji dość skomplikowanej geometrii skrzydła z użyciem modułów wystarczyło jedynie kilka parametrów.

Skrzydło z Rys. 3.19 nie wygląda jednak jeszcze na w pełni zdefiniowane. Na Rys. 3.20a zaprezentowano kolejne modyfikacje. Rys. 3.20b przedstawia płat z włączoną opcją skalowania cięciw według twierdzenia Munk'a dla uzyskania minimalnego oporu indukowanego. Następnie cięciwy pozycjonowane są względem płaszczyzny usytuowanej w 80% cięciwy trzykadłubowej (moduł Root) Rys. 3.20c. Ostatecznie skrzydło połączone zostaje z pozostałą geometrią płatowca.

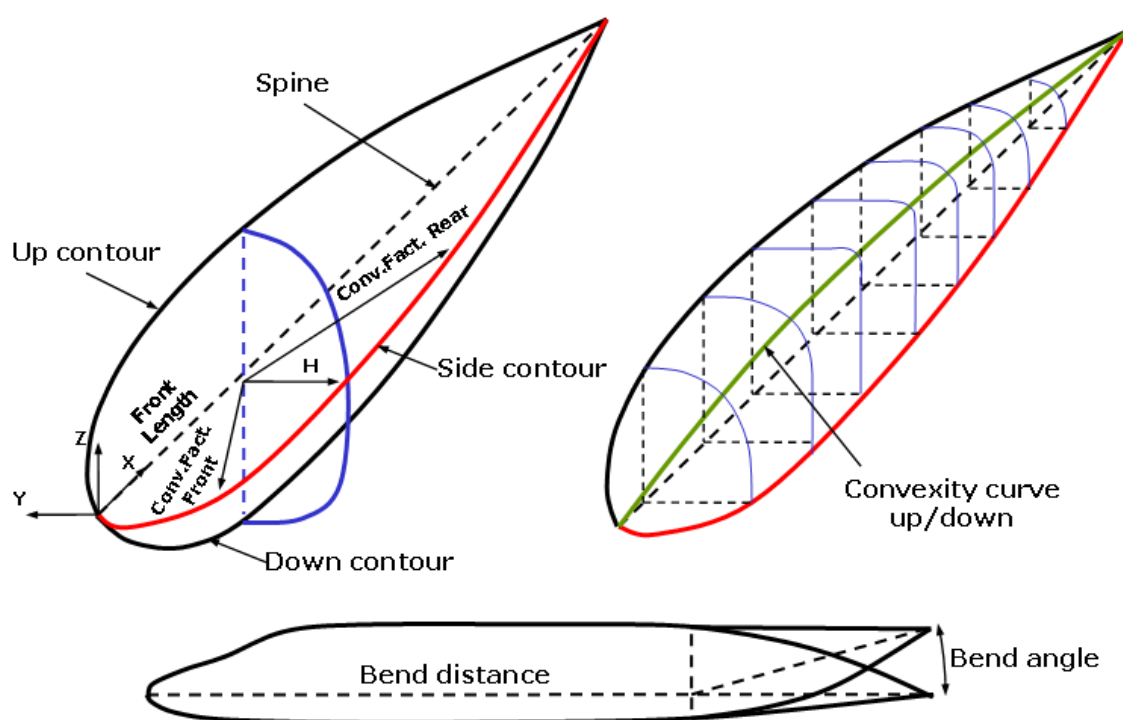


Rys. 3.20 - Modyfikacja parametrów płata modułowego i integracja z pozostałą geometrią płatowca.

3.3.2. Geometria kadłuba

Geometria kadłuba modułowego tworzona jest na podstawie trzech głównych krzywych zaznaczonych na Rys. 3.21, *Up contour*, *Down contour* (kolor czarny) i *Side contour* (kolor czerwony). Na podstawie tych krzywych budowane są automatycznie punkty wręg siatki (kolor niebieski). Zagęszczenie wręg definiowane jest poprzez parametry *Spine* (linia przerywana). Przekroje wręg mają kształt eliptyczny, ale można zmienić zakres ich wypukłości poprzez wirtualną krzywą *Convexity curve* (kolor zielony) sprawiając, że będą przypominały bardziej kształt prostokąta, lub trójkąta. Ze względu na to, że *Spine* jest linią prostą dodana została możliwość odgięcia „ogona” kadłuba.

Podobnie jak w przypadku skrzydeł modułowych do definicji geometrii kadłuba potrzeba znacznie mniej parametrów. Ponadto użytkownik nie musi już „ręcznie” definiować poszczególnych punktów wręg.



Rys. 3.21 - Idea definicji kadłuba na bazie głównych krzywych podłużnych.

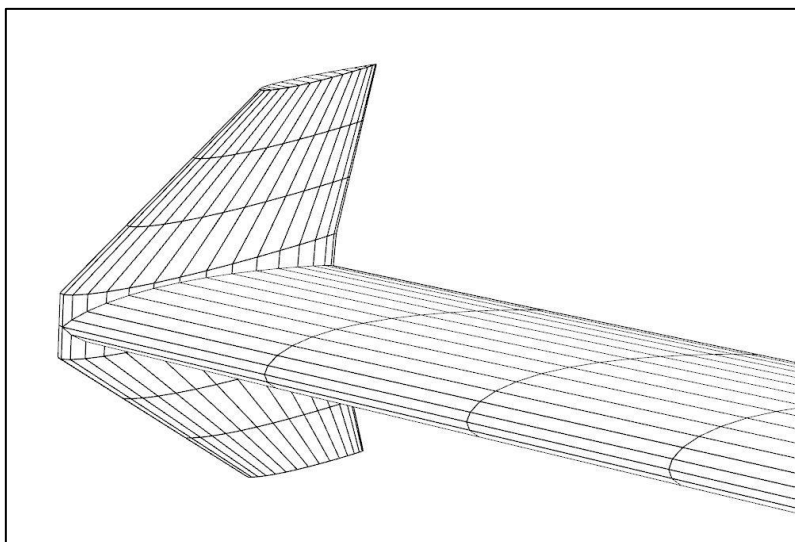
3.4. Obiekty wirtualne

Oprócz obiektów rzeczywistych definiowane są w specjalny sposób miejsca połączeń dwóch płatów (płat z kadłubem łączy się automatycznie o ile taka opcja zostanie wybrana) oraz obszar przecinania płata przez ślad wirowy. Zbiory informacji dotyczące tych dwóch zagadnień zostały nazwane obiektami wirtualnymi. Definiowane są bowiem podobnie jak obiekty rzeczywiste, nie są jednak obiektami a jedynie informacją jak obiekty rzeczywiste będą modyfikowane na etapie tworzenia siatki lub śladu wirowego.

3.4.1. Obiekty typu połączenia (connections)

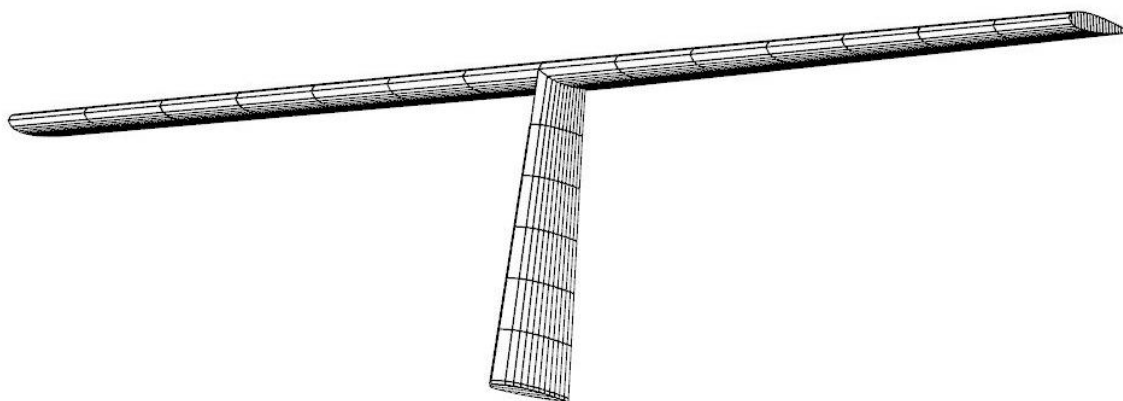
Istnieją trzy rodzaje połączeń płatów: pionowe, poziome oraz równoległe. Są stosowane w następujących przypadkach:

- połączenie pionowe (vertical) – płat o orientacji pionowej dołączany do płata o orientacji poziomej, np. płyta brzegowa, statecznik pionowy w przypadku usterzenia „H”, itp. ()



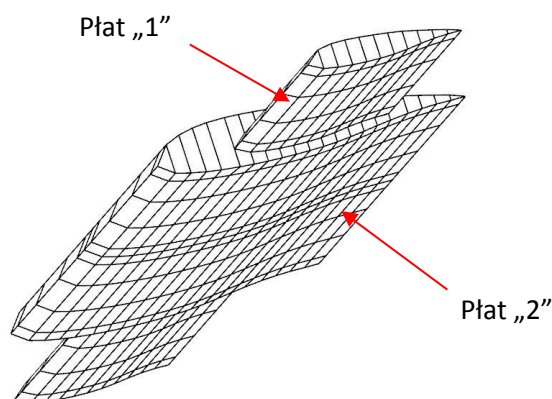
Rys. 3.22 – połączenie typu pionowego

- połączenie poziome (horizontal) – płat o orientacji poziomej dołączany do płata o orientacji pionowej, np. statecznik poziomy w przypadku usterzenia „T”, itp.

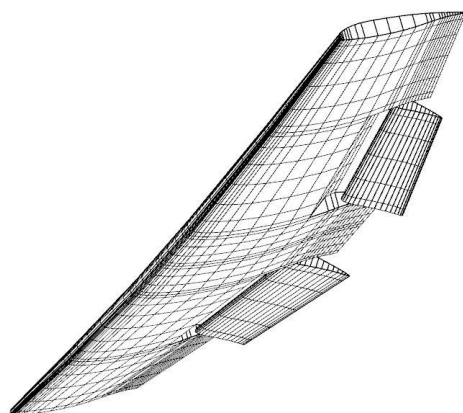


Rys. 3.23 – połączenie typu poziomego

- połączenie równoległe (parallel) - przypadek dla skokowej zmiany cięciwy ze zmianą podziału wzdłuż cięciwy (przydatne do modelowania np. klapy - Rys. 3.25)- pierwsze skrzydło o mniejszej cięciwie – patrz Rys. 3.24



Rys. 3.24 – Połączenie typu „Parallel”



Rys. 3.25 – Kłapa szczelinowa – wycięcie modelowane przy pomocy opcji połączeń równoległych

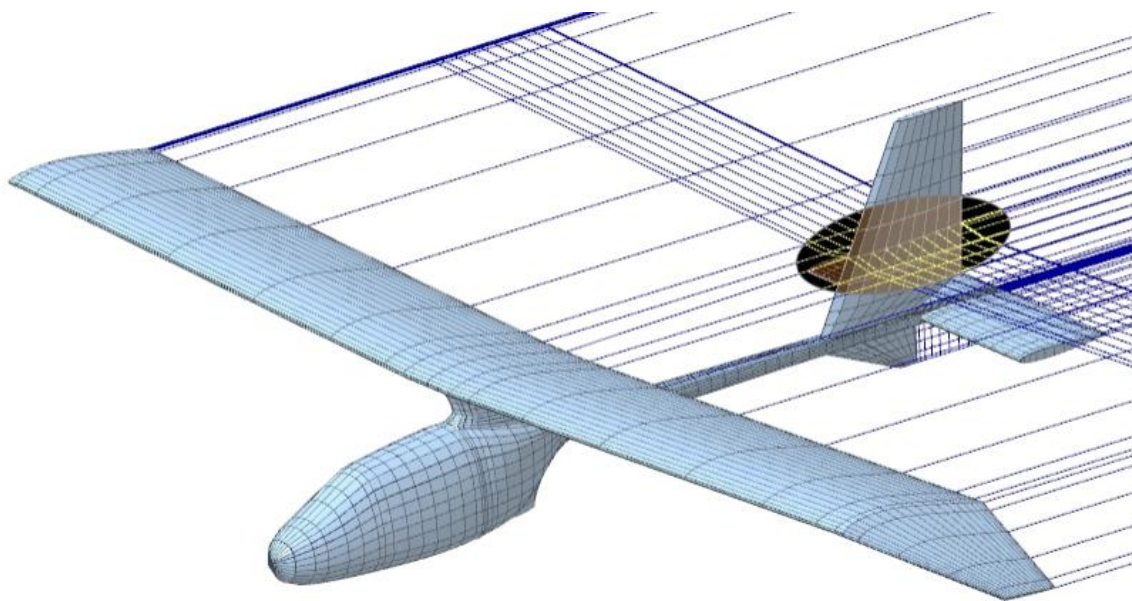
Dane potrzebne do zdefiniowania połączeń są następujące:

- typ połączenia (vertical, horizontal, paralel),
- opis połączenia (dowolna nazwa) – pomocne przy identyfikacji połączenia,
- numer pierwszego płata (wg numeracji płatów w strukturze MS2),
- numer drugiego płata,
- numer żebra (sekcji) pierwszego płata, które ma być połączone z płatem drugim (pierwsze lub ostatnie)
- numer żebra drugiego płata, które ma być połączone z żebrzem pierwszego płata (nieistotne w przypadku połączenia typu Parallel),
- numer podłużnicy płata drugiego połączonej z krawędzią natarcia płata pierwszego
- powierzchnia płata drugiego do modyfikacji poziomego/pionowego – dolna/zewnętrzna, górna/wewnętrzna (nieistotne w przypadku połączenia typu Parallel),

3.4.2. Obiekty typu informacji śladu (wake info)

Obiekty typu „wake info” to zbiory dodatkowych informacji dla generatora śladu wirowego. Są one potrzebne, jeżeli ślad spływający z jednego płata przecina inny płat. Sytuacja taka może wystąpić,

gdyż ślad nie jest „przyklejony” do kadłuba i jego powierzchnia przecina np. usterzenie pionowe (Rys. 3.26).



Rys. 3.26 – Przykład przecinania płata (usterzenia pionowego) przez ślad wirowy

Dane potrzebne do zdefiniowania obiektu typu „wake info”:

- typ śladu (horizontal, vertical),
- opis połączenia (dowolna nazwa) – pomocne przy identyfikacji obiektu,
- numer pierwszego płata – z którego spływa ślad (wg numeracji płatów w strukturze MS2),
- numer drugiego płata – przez który przechodzi ślad wirowy,
- numer żebra (sekcji) pierwszego płata, z którego prowadzona jest linia przecinająca drugi płat,
- numer żebra drugiego płata, do którego ma być doklejony pasmo śladu wirowego
- powierzchnia płata drugiego, do którego ma być doklejony pasmo śladu wirowego – dolna/zewnętrzna, górna/wewnętrzna

3.5. Plik MS2

Plik [ms2] zawierający opis geometrii całego samolotu (pełną strukturę danych) można stworzyć za pomocą programu MS2edit. Należy zwrócić uwagę, że istnieje kilka sposobów definiowania geometrii komponentów samolotu.

OPIS DEFINICJI PLIKU (wersja 32)

```
# SEKCJA WERSJI PLIKU ms2
```

```
begin_version
```

```
32          # wersja pliku: Bieżąca wersja to 32
```

```
end
```

SEKCJA OGÓLNA

```
begin          # słowo kluczowe
10.0           # powierzchnia nośna (REAL) dane samolotu
0.74           # średnia cięciwa aerodynamiczna (REAL)
14.7           # rozpiętość (REAL)
3.31           # współrzędna x punktu 0.25 SCA (REAL)
0.00           # współrzędna z punktu 0.25 SCA (REAL)
1             # współczynnik skali
*****        # znak rozdzielający: 5 gwiazdek
predator       # nazwa zbioru wyników, dodane będzie rozszerzenie „*.inp”
2             # liczba płatów niezależnych, tzn. takich, które mają podany podział
              # wzdłuż cięciwy i w przypadku przenikania z kadłubem
              # narzucają ten podział (np: kadłub przejmuje podział od płata)
1             # liczba płatów zależnych, bez określonego podziału wzdłuż cięciwy
              # płaty te są dzielone zgodnie z podziałem elementów,
              # z którymi się stykają (np: płat przejmuje podział od kadłuba)
0             # flaga dotycząca symetrii badanego samolotu, „0” lub brak flagi” – obiekt
              # symetryczny, „1” – prawa połówka, „-1” – lewa połówka obiektu,
              # będzie brana do obliczeń.
end            # słowo kluczowe
```

dane samolotu (mogą być pominięte, są wówczas wyznaczane w programie, procedura ta zawodzi, gdy profil sekcji nr 1 płata, nie leży w osi symetrii)

SEKCJA PŁATÓW

```
begin_wing*    # np. begin_wing1, begin_wing2, etc.
Active         # flaga określająca czy płat jest aktywny. Opcje: 1 – tak, 0 – nie.
              # Płat nieaktywny wymaga poprawnej definicji, ale nie jest brany pod uwagę przy
              # generowaniu siatki
Type           # Rodzaj płata
              # Opcje: FromSections – budowany z przekrojów
              #         FromModules – budowany z modułów
              #         Nacelle – gondola
Name           # Nazwa płata (do identyfikacji np. w MS2edit)
DivSource      # Metoda podziału płata.
              # Opcje: Master – płat narzuca podział
              #         Slave – przejmuje podział od innego płata
              #         Independent – podział niezależny od innych płatów
Complnt        # Flaga określająca, czy ma być wyznaczone przenikanie z kadłubem
              # Opcje: 0 – przenikanie nie będzie wyznaczane (płat będzie doklejony)
              #         1 – przenikanie będzie wyznaczane
LongeronNo     # Numer podłużnicy kadłuba do której „przyczepiony” jest nosek płata
Surface        # Powierzchnia płata do utworzenia
              # Opcje: All – obie powierzchnie
              #         Top – górna powierzchnia
              #         Bottom – dolna powierzchnia
RibType        # Rodzaj żebra zamykającego
              # Opcje: Open – płat otwarty z obydwu stron
              #         External – tylko zebrze zewnętrzne
              #         Both – płat zamknięty z obydwu stron
```

Internal – tylko żebro wewnętrzne

TwistRef # współrzędna względna (% cięciwy)punktu skręcenia płata

Wartości od 0 do 1 (0 – punkt na nosku, 1 – punkt na krawędzi spływu)

UseMunk # Flaga określająca, czy skrzydło ma być zoptymalizowane pod kątem najmniejszego

współczynnika oporu indukowanego (zgodnie z teorią Munk'a)

Opcje: **0** – nie

1 – tak

Flaga ta musi być zdefiniowana dla każdego rodzaju płata, jednak procedura

optymalizacji jest dostępna tylko dla płatów typu **FromModules**. Dla płatów innych

niż **FromModules** flaga ta powinna być równa 0.

Parametry definiowane tylko jeśli flaga UseMunk = 1 !

SRef CLDes # Powierzchnia odniesienia i projektowy współczynnik siły nośnej (do obliczeń

metodą Munk'a).

#Grupa parametrów zależnych od typu płata. Opisanie w dalszej części

<wing division> # podział płata wzdłuż rozpiętości

Opcje: **ciąg liczb od 0 do 100** – procentowy podział płata, np.:

0 0.5 1.25 2.5 5 7.5 10 15 20 30 40 50 60 74 90 100

Linear N – podział liniowy. **N** liczba odcinków.

Cosine N – podział cosinusoidalny . **N** liczba odcinków.

Profile – podział zgodny z danymi profilu

Unknown – nieznany. Podział będzie wyznaczony automatycznie

end_wing

Opis parametrów zależnych od typu płata

1) Dla płata budowanego z przekrojów **FromSections** (analogicznie jak dla wersji 2.0)

Nsec # ilość sekcji definiujących geometrię płata (INTEGER)

DivType # sposób podziału wzdłuż rozpiętości przy automatycznym dostawianiu żeberek:

opcje: 0 – liniowy (równomierny), 1 – cosinusoidalny (analogiczny do typu

Cosine podziału wzdłuż cięciwy, 2 – podobnie jak poprzednia ale podział jest

wyznaczany jest „połówkowo” (szersze pasma bliżej kadłuba), 3 – odwrócona

opcja „2” – szersze pasma bliżej końcówek.

Opis danych definiujących sekcję:

Airfoil # profil żebra zaczynający sekcję (nazwa zbioru z danymi profilu)

Chord # cięciwa

X, Y, Z # współrzędne noska żebra

RotX, RotY, RotZ # kąty obrotu żebra w przestrzeni względem osi X, Y, Z [deg]

No # numer przekroju

2) Dla płata budowanego z modułów. **FromModules**

Nmod # liczba modułów, na które został podzielony płat.

Kolejne linie (**Nmod** linii) zawierają definicję modułów. Jeden moduł w jednej linii.

Możliwe moduły:

Root - podstawowy, wyjściowy moduł.

EquiLine – moduł budowany w oparciu o linie stałego potencjału

Line – moduł liniowy

Arc - łuk

W płacie modułowym muszą być zdefiniowane przynajmniej dwa moduły w tym moduł Root, który musi występować jako pierwszy!

Definicje poszczególnych modułów

2.1) Moduł **Root**

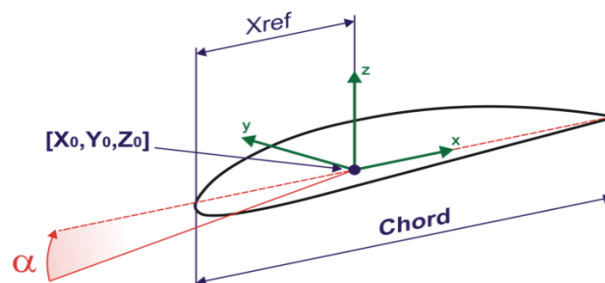
Root Chord α Xref X0 Y0 Z0 *Airfoil*

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

np.:

Root 1 0 0.25 0 0 0 HORT3-12.PRF



Rys. 3.27 – Moduł typu „Root”

2.2) Moduł **EquiLine**

EquiLine Chord α ϕ γ N Ndist L R *Munk* *SpanPanConc* *Airfoil*

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

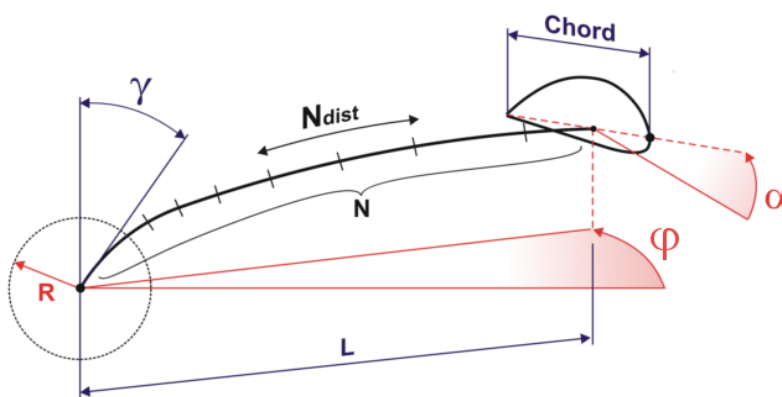
SpanPanConc - współczynnik koncentracji rozkładu paneli wzdłuż rozpiętości

Opcje: **Left, Center, Right**

Munk – flaga optymalizacji obrysu (patrz [UseMunk](#))

np.:

EquiLine 1 0 0 0 20 1 1 0 0 Center CJ252-09.PRF



Rys. 3.28 – Moduł typu EquiLine

2.3) Moduł Line

Line Chorod α ϕ γ N Ndist L R *SpanPanConc* *Airfoil*

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

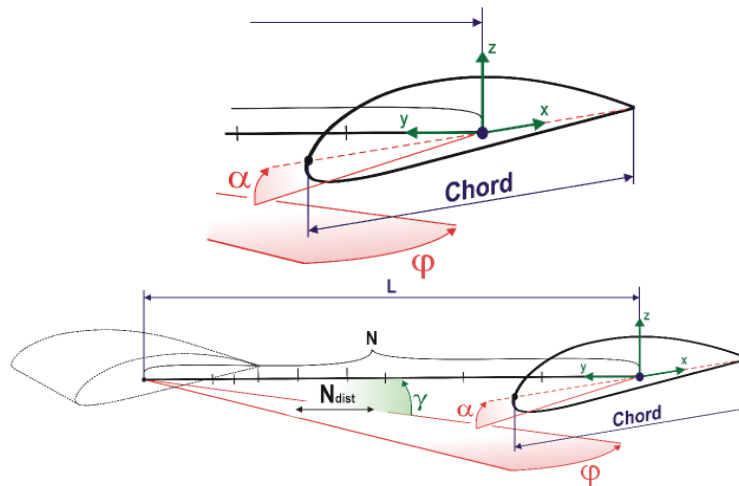
SpanPanConc - współczynnik koncentracji rozkładu paneli wzdłuż rozpiętości

Opcje: **Left, Center, Right**

Munk – flaga optymalizacji obrysu (patrz [UseMunk](#))

np.:

Line 1 0 0 0 20 1 1 0 0 Center CJ-6.PRF



Rys. 3.29 – Moduł typu Line

2.4) Moduł Arc

Arc Chorod α ϕ γ N Ndist R *SpanPanConc* *Airfoil*

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

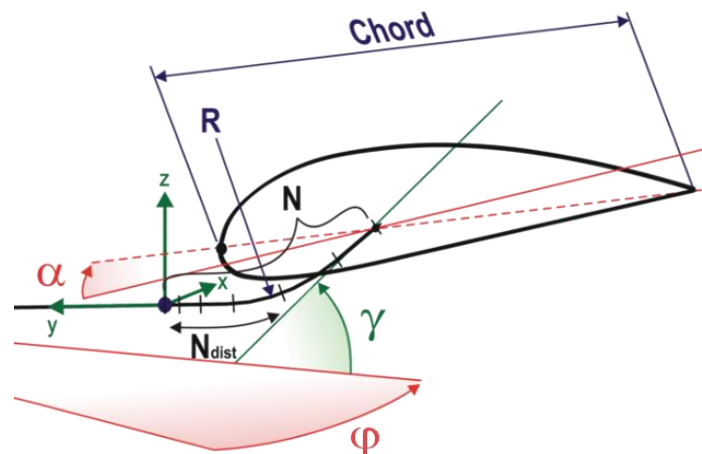
SpanPanConc - współczynnik koncentracji panelowania wzdłuż rozpiętości

Opcje: **Left, Center, Right**

Munk – flaga optymalizacji obrysu (patrz [UseMunk](#))

np.:

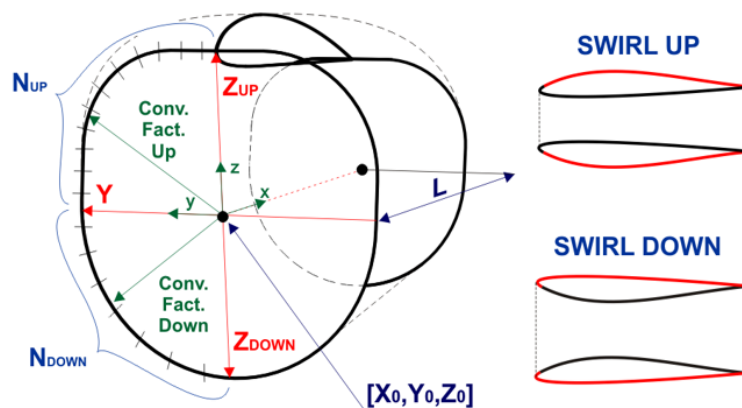
Arc 1 0 0 35 20 1 0 1 Center CJ-2.PRF



Rys. 3.30 – Moduł typu Arc

3) Dla płata typu gondola. **Nacelle**

Airfoil # nazwa pliku z danymi profilu
X0, Y0, Z0 # współrzędne środka czoła gondoli
RotX, RotY, RotZ # kąty obrotu względem osi X, Y, Z [deg]
L Conv.FactUp Conv.FactDown # długość gondoli i współczynniki wypukłości gondola (Rys. 3.31)
Y ZUp ZDown # wymiary poprzeczne gondoli (promienie)
NUp NDown # liczba podziałów
SwirlType SwirlRange # sposób użycia profilu
 # Opcje **SwirlType**: SwirlUp, SwirlDown
 # Opcje **SwirlRange**:
 # **Full** - cała gondola , obrót profilu o 360 stopni
 # **Half** - obrót profilu o 180 stopni



Rys. 3.31 – Płat typu gondola (**Nacelle**)

SEKCJA KADŁUBA

begin_fuselage

Exists # flaga określająca czy kadłub istnieje. Opcje: **1**- tak , **0** – nie
 # (jeśli exists = 0 , dalsza część jest pomijana)
Active # flaga określająca czy kadłub jest aktywny. Opcje: **1** – tak, **0** – nie.
 # Kadłub nieaktywny wymaga poprawnej definicji, ale nie jest brany pod uwagę przy
 # generowaniu siatki
Type #Opcje:
 # **FromFile** – definicja z pliku *.f
 # **FromParams** – generowany na podstawie podanych parametrów

(Tutaj są odpowiednie definicje kadłuba, zależne od rodzaju kadłuba. **Type**)

NDiv #Liczba dodatkowych wręg (podziałów)
<Położenie dodatkowych wręg > # np.: **9.9 10.5 11.3 11.6 11.9 12.3 12.6**
end_fuselage

Definicje kadłuba dla różnych rodzajów:

1) FromFile

Nazwa pliku # nazwa pliku w wręgami (plik *.f),), zgodnie z Rys. 3.4

2) FromParams

Definiujemy połowę kadłuba. Wręgi kadłuba budowane są jako super elipsy (krzywe Lamé)

Definicja głównych parametrów:

Name # nazwa kadłuba

Nup Ndown # Liczba punktów węzłowych na połowie górnej części kadłuba

Liczba punktów węzłowych na połowie dolnej części kadłuba

(Przez punktu węzłowe na kolejnych wręgach będą prowadzone podłużnice)

X0 Y0 Z0 # Współrzędne noska kadłuba

Scale ScaleX ScaleY ScaleZup ScaleZdown # Skalowanie : globalne,

w kierunkach: X, Y, Z do góry, Z do dołu

Length BendLength BendAngle # długość kadłuba, długość kadłuba prostego, kąt zgięcia [deg]

Po definicji głównych parametrów następuje definicja poszczególnych krzywych tworzących kadłub

Krzywe muszą być podane w określonej kolejności.

Spine

UpCont

SideContour

DownContour

#następnie definiowane są krzywe opisujące rozkład współczynnika wypukłości

UpConvFact

DownConvFact

#Krzywe mogą być rodzaju:

SupEllipse - super elipsa

Airfoil - profil (profil można podać z pliku lub nr profilu NACA)

Constant - stały współczynnik wypukłości (dotyczy tylko **UpConvFact** i **DownConvFact**)

Definicje różnego rodzaju krzywych:

1) Super elipsa dla **Spine**

SupEllipse NFront Nrear ConvFactFront ConvFactRear

gdzie:

NFront – podział na długości do zagięcia

Nrear – podział na pozostałej części kadłuba

ConvFactFront - współczynnik wypukłości dla przedniego fragmentu

ConvFactRear - współczynnik wypukłości dla tylnego fragmentu

np.:

Spine SupEllipse 10 10 0.5 0.5

2) Super elipsa dla krzywych innych niż spine **Spine**

SupEllipse Length Height ConvFactRear ConvFactRear

gdzie:

```
# Length – długość przedniej części
# Height – wysokość półelipsy
# ConvFactFront - współczynnik wypukłości dla przedniego fragmentu
# ConvFactRear - współczynnik wypukłości dla tylnego fragmentu
# np.:
DownContour SupEllipse 0.5 0.25 0.5 0.5
```

3) Krzywa z profilu

3.1) z pliku

Airfoil *Surface Type Filename*

gdzie:

```
# Surface - powierzchnie profilu do budowy krzywej. Opcje: Top Bottom
# Type – typ danych profilu ; Opcje: File – z pliku , NACA – profil NACA.
# Filename – nazwa pliku z punktami profilu
# np.:
```

UpCont Airfoil Top File DVL10954.PRF

3.2) profil NACA.

Dla krzywych budowanych z profili NACA nie musimy podawać nazwy pliku profilu. Profile NACA # (4-ro i 5-cio cyfrowe) mogą być generowane automatycznie.

Airfoil *Surface Type Number*

gdzie:

```
# Surface - powierzchnie profilu do budowy krzywej. Opcje: Top Bottom
# Type – typ danych profilu ; Opcje: File – z pliku , NACA – profil NACA.
# Number – numer profilu NACA ( 4-ro lub 5-cio cyfrowy)
# np.:
```

SideContour Airfoil Bottom NACA 0012

4) Stały współczynnik wypukłości (dotyczy tylko **UpConvFact** i **DownConvFact**)

Constant *ConvFact*

gdzie:

```
# ConvFact - współczynnik wypukłości
```

Przykład definicji kadłuba generowanego z parametrów

begin_fuselage

1

1

FromParams

Fuselage

10 10

0 0 0

1 1 1 1 1

1 0.5 0

Spine SupEllipse 10 10 0.5 0.5

UpCont Airfoil Top File DVL10954.PRF

SideContour Airfoil Bottom NACA 0012

```

DownContour    SupEllipse 0.5 0.25 0.5 0.5
UpConvFact     Constant 0.5
DownConvFact   SupEllipse 0.5 0.25 0.5 0.5
5
3 5 6 9 89
end_fuselage

```

SEKCJA POŁĄCZEŃ

Jest jedna sekcja połączeń dla połączeń poziomych, pionowych oraz równoległych.

begin_connections

NCon # liczba połączeń

Połączenie jest definiowane w trzech liniach

Type # typ połączenia:

Opcje: **Vertical** - pierwsze skrzydło pionowe, drugie poziome
(np. dołączenie płyty brzegowej)

Horizontal – pierwsze skrzydło poziome, drugie pionowe
(np. usterzenie typu „T”)

Parallel – przypadek dla skokowej zmiany cięciwy ze zmianą podziału
wzdłuż cięciwy (przydatne do modelowania np. kłapy - Rys. 3.25)- pierwsze
skrzydło o mniejszej cięciwie – patrz Rys. 3.24

Annotation # Opis połączenia (string)

Active Wing1 Wing2 Wing1Rib Wing2Rib Wing2LongLE Wing2LongTE Wing2Surf

gdzie:

Active # czy połączenie jest aktywne : Opcje: **1** – tak, **0** – nie

Wing1 # numer pierwszego płata

Wing2 # numer drugiego płata

Wing1Rib # numer żebra pierwszego płata, które ma być połączone z żebrzem drugiego płata
Opcje: **0**- pierwsze
1 - ostatnie

Wing2Rib # numer żebra drugiego płata, które ma być połączone z żebrzem pierwszego płata
(nieistotne w przypadku połączenia typu **Parallel**)

Wing2LongLE # numer podłużnicy płata 2 połączonej z krawędzią natarcia płata 1

Wing2LongTE # numer podłużnicy płata 2 połączonej z krawędzią spływu płata 1

Wing2Surf # powierzchnia płata 2 do modyfikacji (nieistotne w przypadku połączenia typu **Parallel**)
Opcje: **0** – dolna (dla płata poziomego), zewnętrzna (dla płata pionowego)
1 – górna (dla płata poziomego), wewnętrzna (dla płata pionowego)

end

SEKCJA WAKE INFO

begin_wake_info

NWake # liczba informacji

Połączenie jest definiowane w trzech liniach

```

Type      # typ śladu:
          # Opcje:   Vertical, Horizontal
Annotation # Opis przypadku ( string )
Active Wing1 Wing2 Wing1Rib Wing2Rib Wing2Surf
gdzie:
Active     # czy informacja jest aktywna : Opcje: 1 – tak, 0 – nie
Wing1      # numer pierwszego płata – z którego spływa ślad
Wing2      # numer drugiego płata – przez który przechodzi ślad wirowy
Wing1Rib    # numer żebra (sekcji) pierwszego płata, z którego prowadzona jest linia przecinająca
            # drugi płat
Wing2Rib    # numer żebra drugiego płata, do którego ma być doklejony pasmo śladu wirowego
Wing2Surf   # powierzchnia płata drugiego, do którego ma być doklejony pasmo śladu wirowego
            # Opcje:   0 – dolna (dla śladu pionowego), zewnętrzna ( dla śladu poziomego)
            #          1 – górna (dla śladu pionowego), wewnętrzna ( dla śladu poziomego)
end

```

Przykład informacji śladu (Rys. 3.26):

```

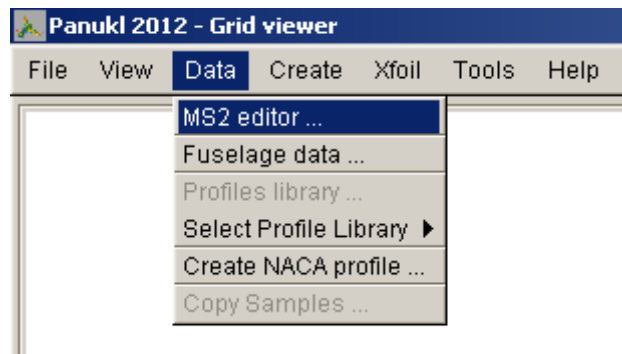
begin_wake_info
1
Horizontal
main_wing
1 0 2 0 4 0
end

```

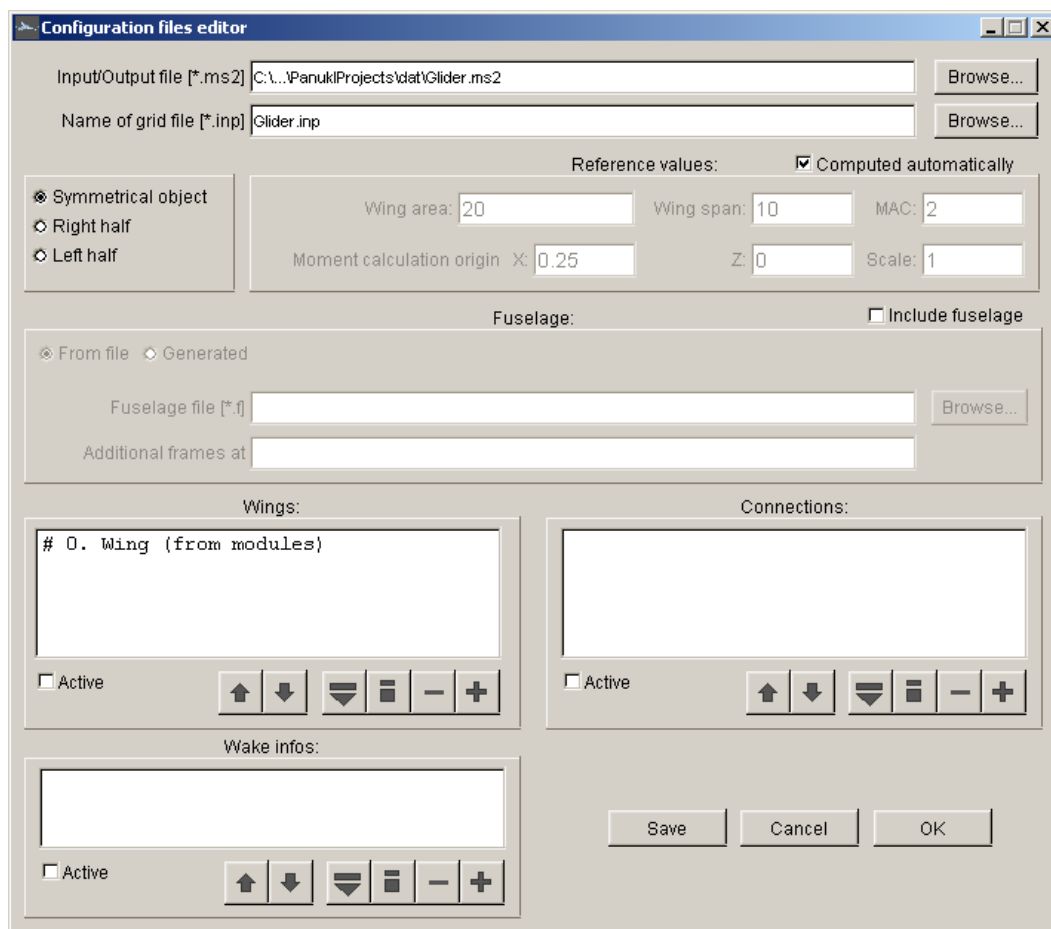
3.6. Program MS2edit

Program **MS2edit** służy do edycji aktualnej wersji plików MS2 będącymi skryptami opisującymi geometrię samolotu. Program zapisuje pliki w bieżącej wersji składniowej (32), natomiast czyta również wersje wcześniejsze. Plik zapisany przy pomocy **MS2edit** może być czytany jedynie przez nowy generator siatki **Mesh3**. Opcje i sposób tworzenia geometrii narzędziem MS2edit zostanie omówione na przykładzie małego samolotu bezzałogowego.

Program MS2edit otwiera się z menu głównego programu GridView Data→MS2 Editor (Rys. 3.32). Użytkownik zostanie poproszony o podanie pliku *.ms2, na którym chce pracować. Jeżeli będzie tworzona nowa geometria należy wpisać nową nazwę pliku, do którego będą zapisywane zmiany. Po zatwierdzeniu wyboru pliku ukaze się okno podobne do tego z Rys. 3.33. Pierwsze pole w oknie zawiera nazwę pliku *.ms2. W kolejnym polu należy podać nazwę pliku wynikowego *.inp bez rozszerzenia. Tworzenie geometrii najlepiej rozpocząć od płatów. Do wyboru są trzy rodzaje płatów: *from sections, from module, nacelle* („zwinięta” siatka skrzydła tworząca gondolę). W celu dodania płata należy wcisnąć przycisk ze znakiem + pod oknem „Wings:” Rys. 3.33.

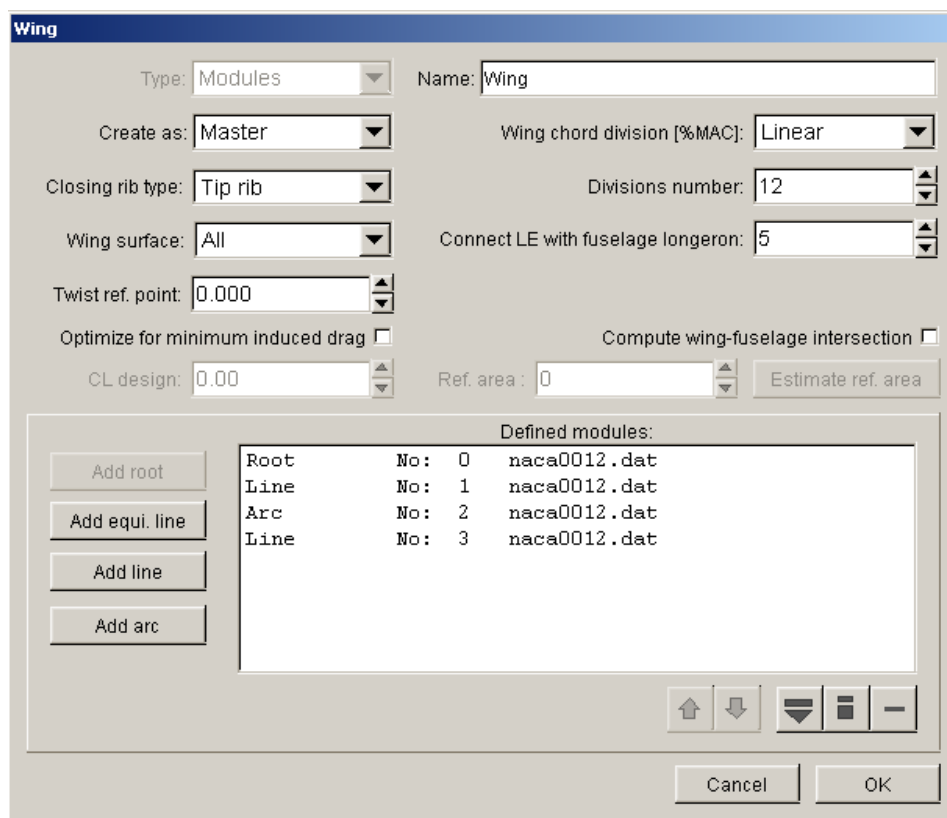


Rys. 3.32 - MS2editor w menu Panukl.



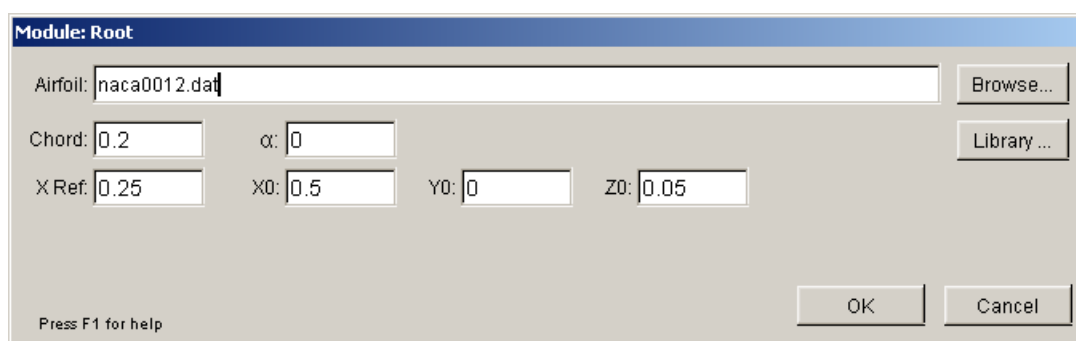
Rys. 3.33 - Główne okno programu MS2edit.

Ukaże się wtedy nowe okno z definicją płatów Rys. 3.34. Główne skrzydło zostanie utworzone metodą Modules i zamknięte żebrami końcowymi opcja Tip rib. z odpowiedniego menu rozwijalnego Rys. 3.34.

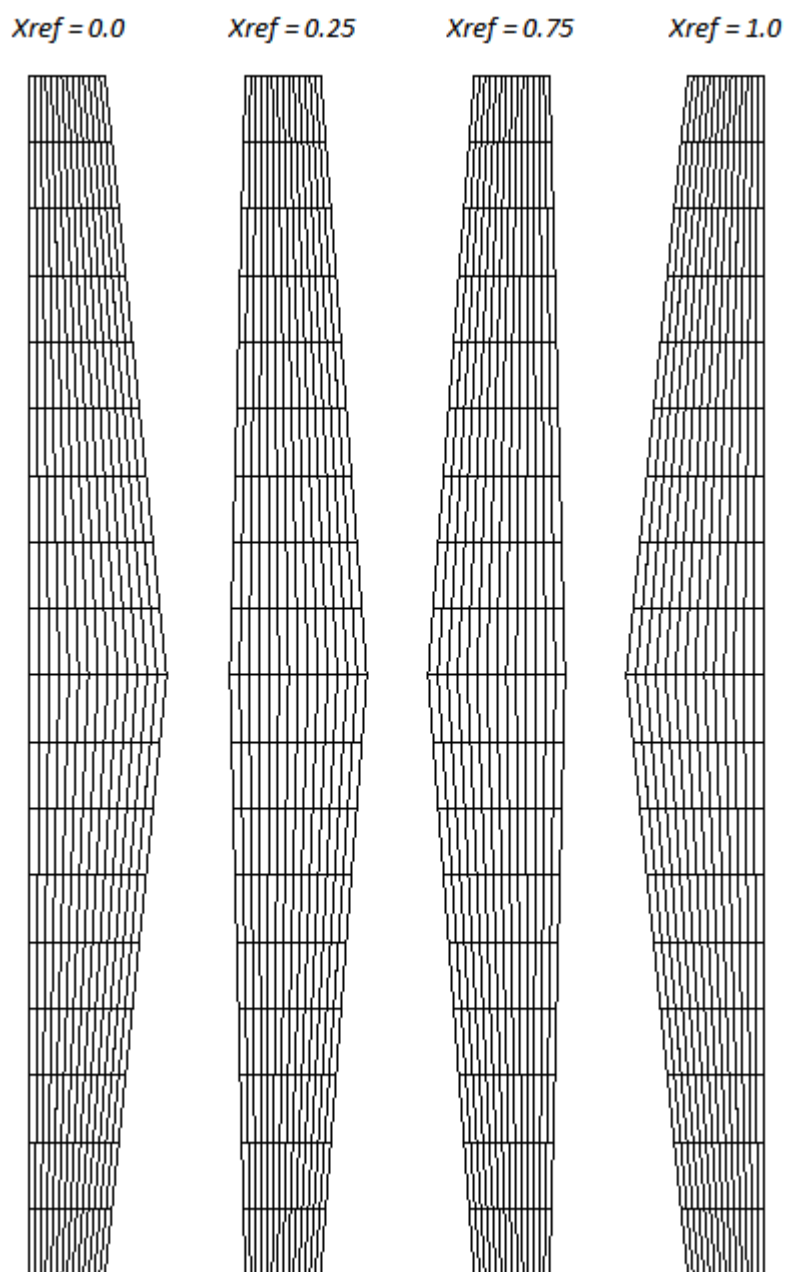


Rys. 3.34 - Okno z definicją skrzydła modułowego.

Każde skrzydło modułowe musi się zaczynać od modułu *Root*. Należy dodać ten moduł wciskając przycisk *Add root*, co spowoduje pojawienie się nowego okna konfiguracyjnego Rys. 3.35. W oknie należy wskazać profil, który można wybrać z biblioteki profili Panukl przyciskiem *Library...*, lub dowolnego innego miejsca na dysku przyciskiem *Browse...*. Dostosowania wymagają również inne parametry geometryczne modułu *Root* (Rys. 3.27): *Chord* – długość cięciwy, α – kąt natarcia, *X Ref* – pozycja na cięciwie profilu względem której pozycjonowane będą poszczególne profile. Wartość *X Ref* musi się zawierać w przedziale 0 - 1 i ma wpływ na geometrię całego skrzydła (Rys. 3.36).



Rys. 3.35 - Okno modułu Root.



Rys. 3.36 - Wpływ parametru X_{ref} .

W celu utworzenia skrzydła niezbędny jest jeszcze co najmniej jeden dodatkowy moduł. Wykorzystany zostanie moduł *Line* z takim samym profilem i z taką samą cięciwą co moduł *Root*. Niech długość nowego modułu L wynosi 1.4, a liczba podziału na panele N 15 (Rys. 3.37). Do dobrej praktyki należy wprowadzanie małych zmian parametrów, zapis pliku *ms2*, utworzenie siatki i wizualna inspekcja wpływu parametrów na siatkę obliczeniową.

Wskazówka: W trakcie pojedynczej sesji Panukl, podczas generowania siatki obliczeniowej i jej wczytywania, zapamiętywane są ścieżki dostępu do plików. Po dokonaniu zmian parametrów geometrii można szybko wygenerować nową siatkę skrótem Alt+F9 bez wskazywania ponownie ścieżki do pliku. Podobnie szybko można wczytać siatkę skrótem Alt+o. W celu efektywnego tworzenia i dostosowywania siatki zalecana jest poniższa procedura:

1. *Zmiana parametrów w MS2edit*
2. *Zapis konfiguracji geometrii w MS2edit przyciskiem Save (MS2edit nie trzeba zamykać)*
3. *Ponowne wygenerowanie siatki skrótem Alt+F9 (pierwszy raz F9)*
4. *Ponowne wczytanie siatki skrótem Alt+o (pierwszy raz Ctrl+o)*
5. *Wizualna inspekcja siatki obliczeniowej*
6. *Dokonanie kolejnych zmian parametrów poprzez powrót do pkt. 1*

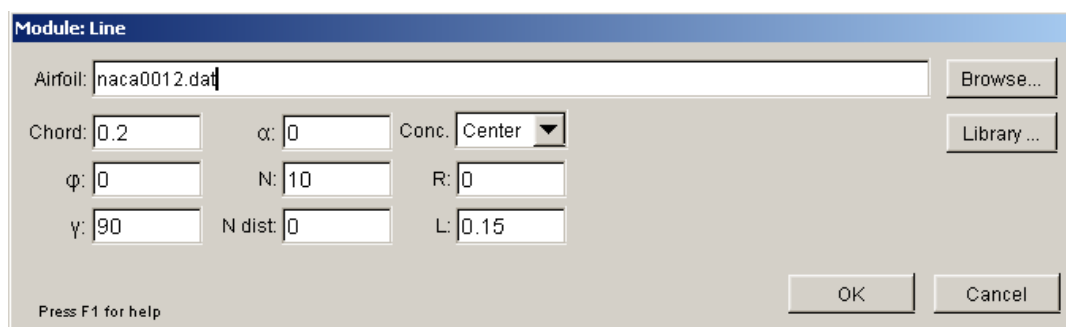
Rys. 3.37 - Okno modułu Line.

W kolejnym etapie zostanie utworzone przejście skrzydła w winglet w postaci łuku. Ponownie nazwa profilu i długość cięciwy będą takie jak w poprzednich modułach Rys. 3.38. Warunek styczności łuku do poprzedniego modułu jest automatycznie zachowywany. Z tego powodu moduł Arc musi być poprzedzony modulem *Line*, lub *EqlLine*. Niech promień łuku R wynosi 0.1, liczba paneli N niech będzie równa 7. W przypadku łuku parametr wzniosu γ określa kąt, przy którym zakończony zostanie łuk np. 90° (zakładamy, że winglet będzie pionowy).

Wskazówka: Parametry poszczególnych modułów opisane zostały na rysunkach pomocniczych, które pokażą się po wciśnięciu przycisku F1.

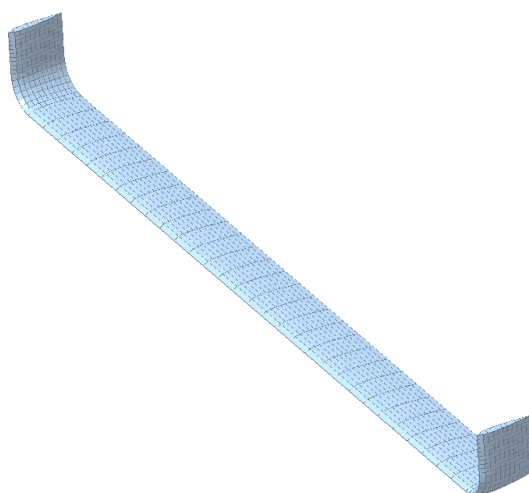
Rys. 3.38 – Okno modułu Arc.

Ostatni moduł, który utworzy winglet, ponownie będzie typu *Line*. Cięciwa pozostanie stała, liczba podziałów na panele N wzdłuż rozpiętości modułu niech wynosi 10, długość modułu L niech będzie równa 0.15. Winglet powinien być styczny do modułu łuku, dlatego kąt wzniosu γ ma wartość 90° Rys. 3.39.



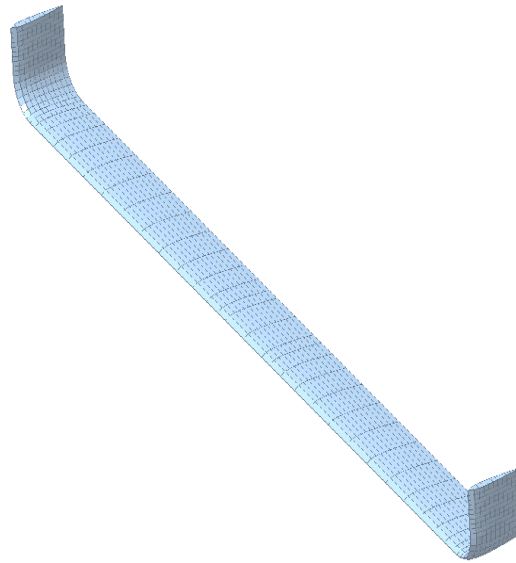
Rys. 3.39 - Okno modułu Line – definicja wingleta.

Po wprowadzeniu wszystkich parametrów zapisie pliku z geometrią *.ms2, oraz wygenerowaniu siatki rezultat powinien przypominać ten na Rys. 3.40.



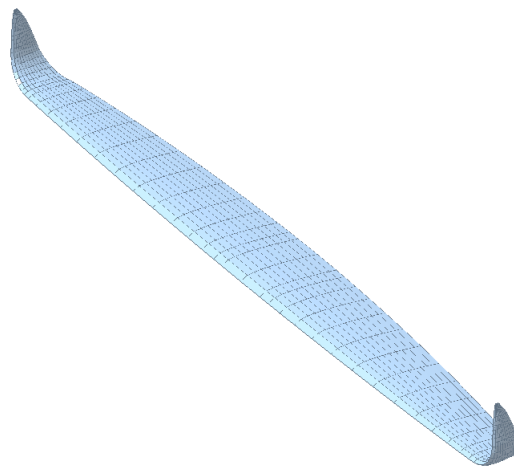
Rys. 3.40 - Geometria głównego płata.

Utworzony płat ma podstawową formę i kilka parametrów wymaga jeszcze dostosowania. W późniejszym etapie dodany zostanie również kadłub samolotu z opcją przecinania płata. Przecięcie kadłuba z płatem musi zawierać się w pierwszym rzędzie paneli płata. Dzięki ustawieniu wartości R na 0.09 (przybliżony promień kadłuba), dla pierwszego modułu *Line*, pierwszy rząd paneli płata zostanie odpowiednio wydłużony. Dostosowany zostanie również rozkład panelowania wzdłuż rozpiętości. Należy wybrać symetryczny rozkład z rozwijalnego menu *Conc.* i ustawić wartość $N \text{ dist}$ na 0.8, dzięki czemu rozkład długości paneli będzie nieliniowy (0 – rozkład w pełni liniowy, 1 – rozkład w pełni nieliniowy) Rys. 3.41.



Rys. 3.41 - Geometria głównego skrzydła – poprawiony rozkład siatki wzdłuż rozpiętości.

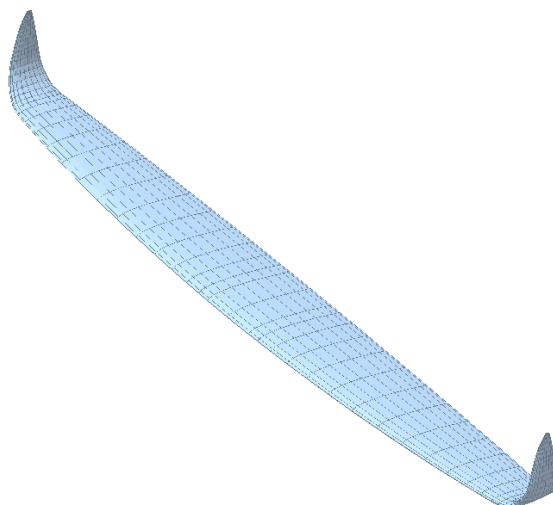
Jeżeli zależy nam na minimalnym oporze indukowanym dobrą opcją jest włączenie flagi *Optimize for minimum induced drag* Rys. 3.34. Na podstawie twierdzenia Munk-a, dla zakładanego stałego wzdłuż rozpiętości współczynnika siły nośnej i określonej powierzchni odniesienia, cięciwy skrzydła zostaną automatycznie przeskalowane Rys. 3.42. Powierzchnię odniesienia można zmienić w zakresie 10% w stosunku do oryginalnej powierzchni skrzydła.



Rys. 3.42 - Geometria głównego skrzydła – po przeskalowaniu cięciw na podstawie twierdzenia Munk-a.

Ze względu na warunki techniczne wykonania zawiasów dla powierzchni sterowych założymy, że skrzydło ma mieć linię prostą w 80% lokalnych cięciw. W tym celu należy zmienić w module *Root* Rys. 4 domyślną wartość *X Ref* na 0.8. Poprawę wymaga również panelowanie wzdłuż cięciwy skrzydła.

Należy zmienić typ panelowania z *Linear* na *Cosine* Rys. 3.34. Rezultaty zmian widoczne są na Rys. 3.43.

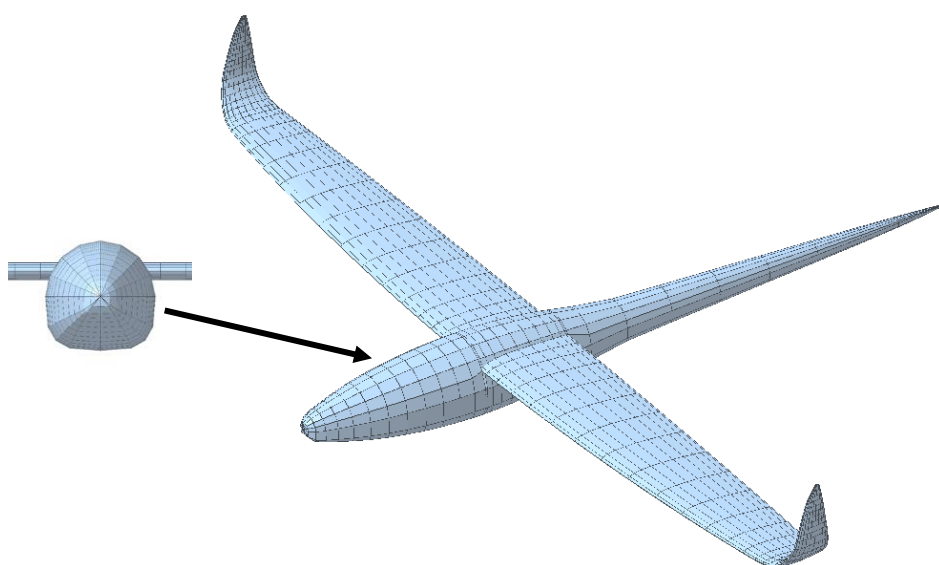


Rys. 3.43 - Geometria głównego skrzydła – finalna postać.

Utworzony teraz zostanie kadłub samolotu (kadłub wymaga, aby istniał co najmniej jeden płat, ale może być nieaktywny). W głównym oknie programu MS2edit Rys. 3.33 trzeba zaznaczyć opcję *Include Fuselage*. Jeżeli plik kadłuba *.f został przygotowany wcześniej „ręcznie”, można go wczytać za pomocą przycisku *Browse...* W tym przypadku wykorzystana zostanie opcja bezpośredniego tworzenia kadłuba. Należy wybrać opcję *Generate*, a następnie przycisk *Edit*, który się pojawi. Ukaze się okno do definicji geometrii kadłuba Rys. 3.44.

Rys. 3.44 - Okno definicji kadłuba.

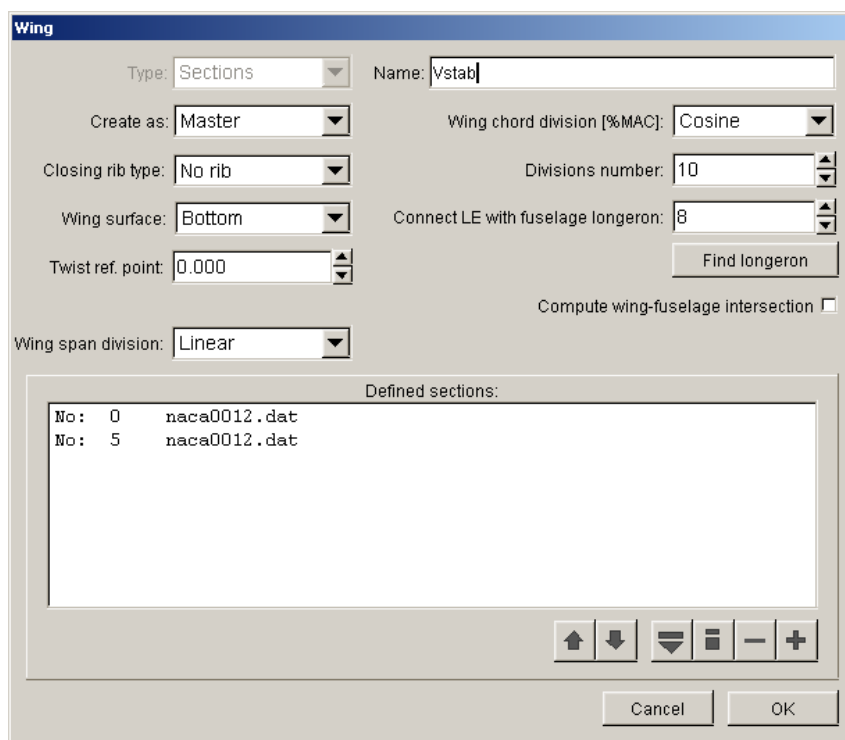
Okno definicji kadłuba jest podzielone na sekcje. Idea tworzenia kadłuba na podstawie głównych krzywych opisana została w rozdziale 3.3.2. Na Rys. 3.44 przedstawiono okno używane do definiowania kadłuba samolotu. W sekcji *General* zdefiniowane zostały nazwa kadłuba *Name*, liczba paneli na górnej *N up* i *N down* dolnej części wręg kadłuba. Zdefiniować można również odgięcie tylnej części kadłuba poprzez parametry *Front Length*, *Bend distance*, *Bend angle* pokazane na Rys. 3.21. W prawym górnym rogu podaje się wartości skal. Kadłub może zostać przeskalowany w całości, lub w każdej z osi układu ortogonalnego osobno. Rozkład wręg kadłuba kontrolowany jest poprzez projekcję elipsy na *Spine* Rys. 3.21. Główne kontury mogą być zdefiniowane przez tak zwaną krzywą superelipsy, lub profile wczytywane z pliku. Ostatnia jest definicja wypukłości poszczególnych wręg wzdłuż długości kadłuba *Up/Down convexity factors*. Siatka z definicją kadłuba z Rys. 3.44 zaprezentowana jest na Rys. 3.45. Wskazana została różnica w wypukłości kadłuba dla górnej i dolnej połowy.



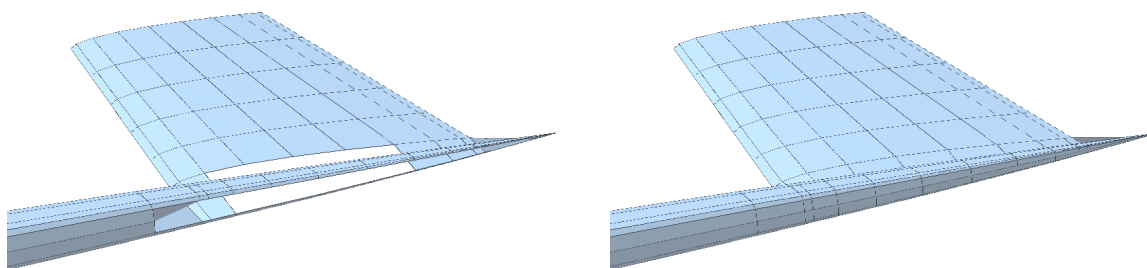
Rys. 3.45 - Siatka połączonego skrzydła i kadłuba.

Do utworzenia pozostał statecznik pionowy i poziomy. Tym razem do płatów użyta zostanie metoda *Sections*. Należy dodać nowy płat z poziomu głównego okna Rys. 3.33, podobnie jak utworzony został płat główny. Powinno się ukazać okno jak na Rys. 3.46. Domyślnym typem płata jest *Sections*, który powinien pozostać. Należy nadać nazwę płata np. *Vstab*. Ze względu na symetrię siatki statecznika pionowego, który przecina płaszczyznę symetrii *ZX*, trzeba utworzyć tylko jedną powierzchnię płata. Z rozwijalnego menu wybieramy opcję *Bottom*. Stateczniki będą tworzyć układ typu *T*, dlatego statecznik pionowy nie będzie posiadał żeber zamykających. Z rozwijalnego menu wybieramy opcję *No rib*. Chcąc zachować dobre panelowanie na stateczniku pionowym pozostawiamy opcję *Master*, która narzuci podział siatki na kadłub. Niestety takie podejście nie zawsze jest możliwe, np. kiedy mamy do czynienia z układem klasycznym, gdzie statecznik pionowy i poziomy przecinają kadłub w tym samym miejscu. W tym przypadku jeden z płatów powinien przyjmować panelowanie z kadłuba, opcja *Slave*. Najczęściej statecznik poziomy jest typu *Master*, a statecznik pionowy typu *Slave*. Żeby siatka statecznika przecinała się w sposób prawidłowy z kadłubem należy wskazać, na której podłużnicy kadłuba leży statecznik *Connect LE with fuselage*

longeron, w tym przypadku prawidłową wartością jest 8. Można również spróbować znaleźć prawidłową wartość wciskając przycisk *Find longeron*. Jest to metoda przybliżona i nie zawsze numer podłużnicy jest prawidłowy. Siatka obliczeniowa nie będzie wtedy poprawna, co można sprawdzić wizualnie. Należy wtedy nieco skorygować numer podłużnicy w górę, lub w dół. Na Rys. 3.47 pokazano siatkę z domyślnym numerem podłużnicy 0 i poprawnym 8. W przeciwieństwie do płata głównego nie zaznaczamy opcji *Compute wing-fuselage intersection*, co spowoduje „doklejenie” płata do kadłuba, poprzez dociągnięcie punktów paneli płata do kadłuba. Pozostałe opcje panelowania statecznika można ustawić dowolnie.



Rys. 3.46 - Definicja statecznika pionowego z zastosowaniem płata typu Sections.



Rys. 3.47 - Po lewej połączenie statecznika pionowego ze złym numerem podłużnicy, po prawej połączenie z poprawnym numerem podłużnicy.

Kolejny krok to dodanie dwóch sekcji statecznika pionowego poprzez przycisk „+” Rys. 3.46. Jeżeli przewidziana jest bardziej skomplikowana geometria płata, można użyć większej liczby sekcji. Definicja poszczególnych sekcji pokazana została na Rys. 3.48. Użyty został symetryczny profil NACA0012. Podobnie jak dla płata modułowego wykorzystać można profile z biblioteki Panukl, lub innych posiadanych plików. Kolejno zdefiniowane zostały długość cięciw *Chord* i numer sekcji *No*. Należy zauważyć, że numeracja sekcji zaczyna się od 0, a numer drugiej sekcji to 5. Oznacza to, że siatka płata pomiędzy sekcjami podzielona zostanie liniowo na pięć części. Następnie podawane są trzy koordynaty noska sekcji (profilu) *X*, *Y*, *Z* i kąty obrotu w stopniach względem poszczególnych osi *RotX*, *RotY*, *RotZ*. Obrót o kąt natarcia (*RotY*) dla wszystkich rodzajów płatów odbywa się względem *Twist ref. point* (procent lokalnej cięciwy, wartości 0 - 1) podawanym w oknie definicji płata Rys. 3.46. Parametry podane dla sekcji przykadłubowej ustawiają profil nieznacznie powyżej i równoległe do obrysu kadłuba (płat jest „doklejany”). Sekcje są obrócone o 90° względem osi *X*. Możliwe jest również utworzenie siatki statecznika z powierzchnią górną *Top* zamiast *Bottom*, wtedy kąty powinny wynosić -90°. Jeżeli pozostawilibyśmy dodatnią wartość kąta, to siatka na pierwszy rzut oka może się wydawać poprawna. Potrzebna jest dokładna inspekcja wizualna z wyłączonym kolorowaniem paneli. Błąd będzie wyraźnie widoczny po wykonaniu obliczeń, w momencie wyświetlenia rozkładu współczynnika ciśnienia na siatce. Rozkład ciśnienia będzie nietypowy, niefizyczny, a wartości w obszarze połączenia z kadłubem będą skrajne w skali kolorów. Opcja *Master* narzuca panelowanie na kadłub, ale „doklejanie” statecznika może spowodować utworzenie czegoś w rodzaju filetu, co w niektórych przypadkach może być korzystne Rys. 3.49. Cała dotychczasowa siatka pokazana została na Rys. 3.50.

The image displays two sequential screenshots of a software dialog box titled "Section".

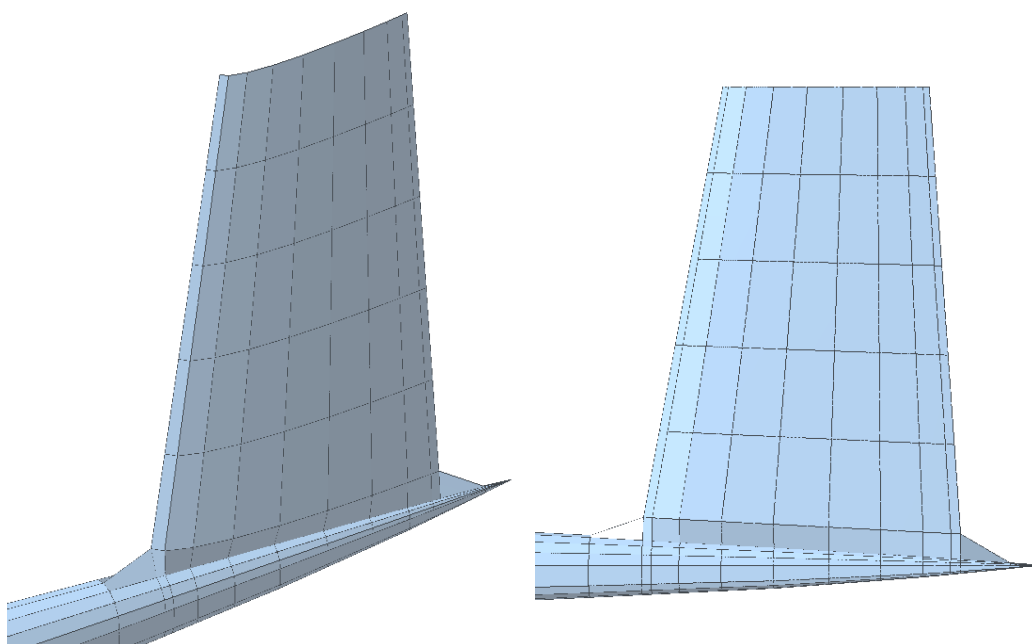
Top Screenshot:

- Airfoil:** naca0012.dat
- Chord:** 0.2
- No:** 0
- L.E. coordinates:** X: 1.75, Y: 0, Z: 0.03
- Rotations around axes:** RotX: 90, RotY: 3, RotZ: 0
- Buttons: Browse..., Library..., OK, Cancel

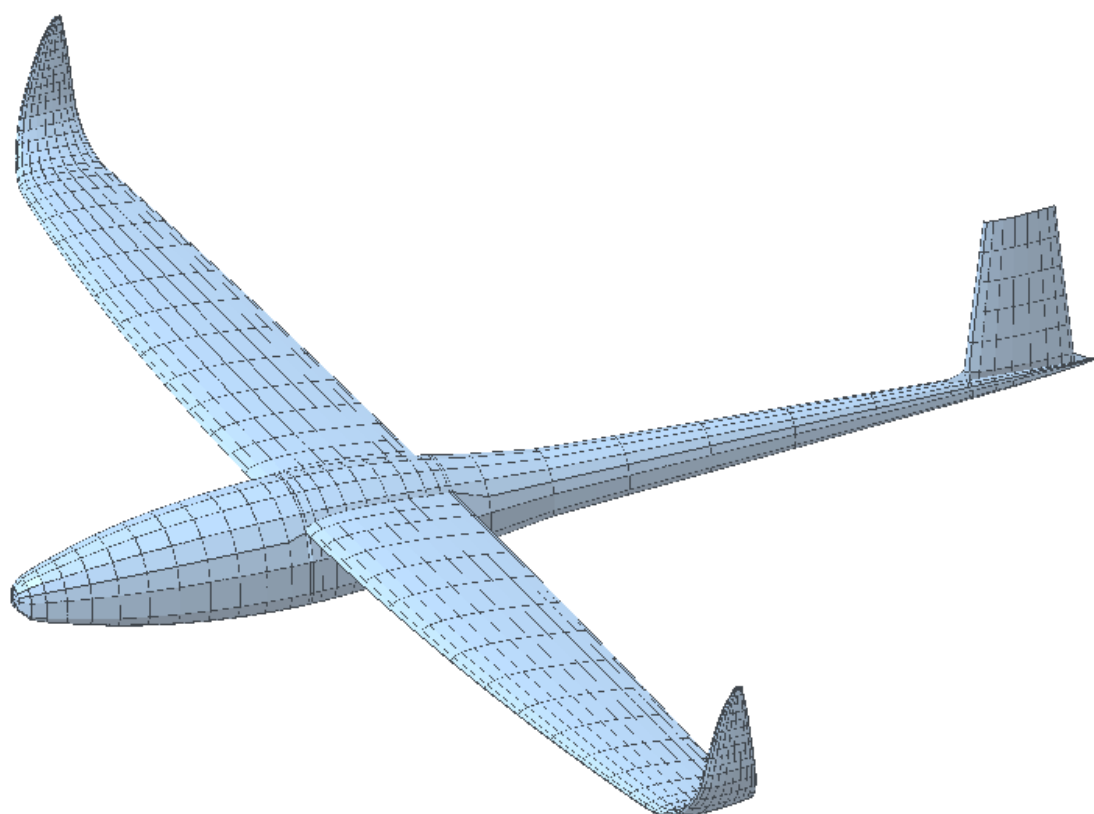
Bottom Screenshot:

- Airfoil:** naca0012.dat
- Chord:** 0.13
- No:** 5
- L.E. coordinates:** X: 1.8, Y: 0, Z: 0.3
- Rotations around axes:** RotX: 90, RotY: 0, RotZ: 0
- Buttons: Browse..., Library..., OK, Cancel

Rys. 3.48 - Sekcje definiujące statecznik pionowy.



Rys. 3.49 - Statecznik pionowy "przyklejony" do belki ogonowej.

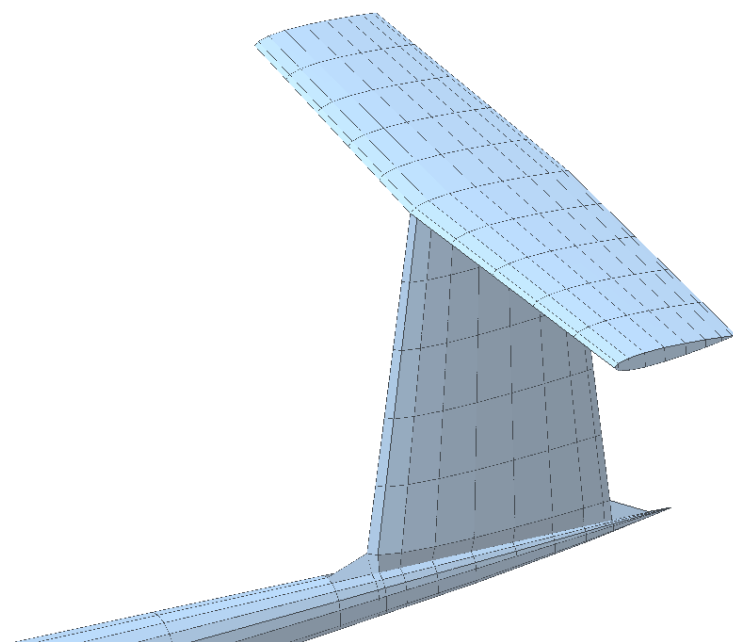


Rys. 3.50 - Siatka obliczeniowa z dodanym statecznikiem pionowym.

Teraz dodany zostanie statecznik poziomy utworzony podobnie jak statecznik pionowy z płata typu *Sections* Rys. 3.51. Statecznik poziomy nie przecina się z kadłubem, nie narzuca panelowania na kadłub, ani nie przyjmuje, dlatego z rozwijalnej list trzeba wybrać opcję *Independent*. Statecznik poziomy będzie posiadał wszystkie powierzchnie, opcja *All*, oraz żebra zamykające *Tip rib*. Wybieramy podział na panele wzdłuż cięciwy typu *Cosine* i *Division number* równe 10. Pozostałe ustawienia dla sekcji są analogiczne jak dla statecznika pionowego i można przyjąć ustawienia z Rys. 3.52. Uaktualniona siatka części ogonowej płatowca powinna wyglądać jak na Rys. 3.53. Stateczniki trzeba będzie ze sobą jeszcze połączyć poprzez dodanie wirtualnego obiektu Connection z głównego okna programu Rys. 3.33 podobnie jak płaty przyciskiem +.

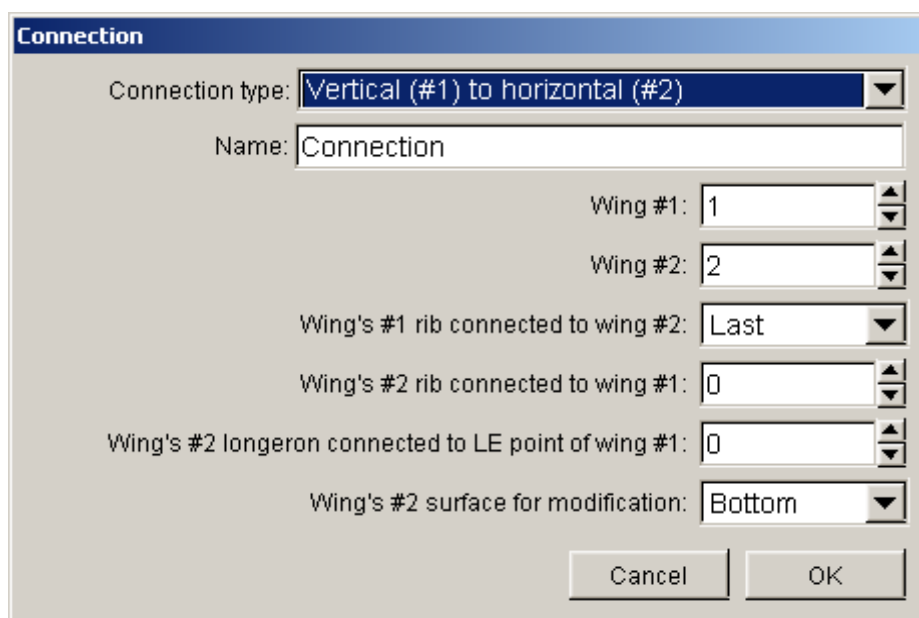
Rys. 3.51 - Definicja statecznika poziomego.

Rys. 3.52 - Sekcje statecznika poziomego.

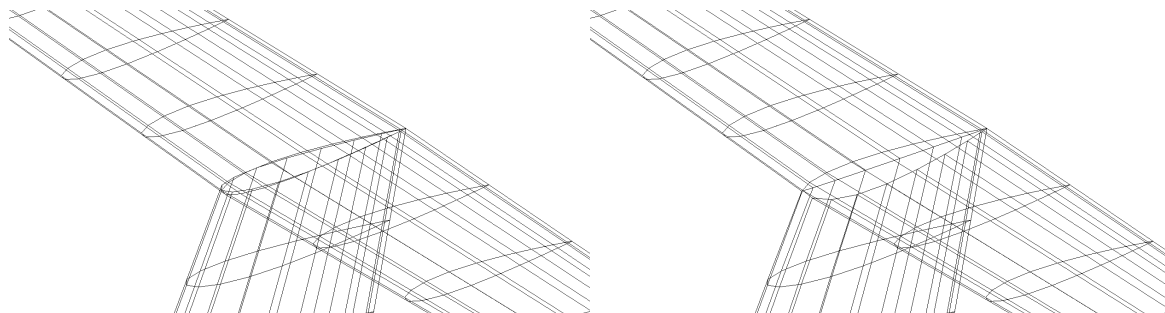


Rys. 3.53 - Siatka części ogonowej samolotu.

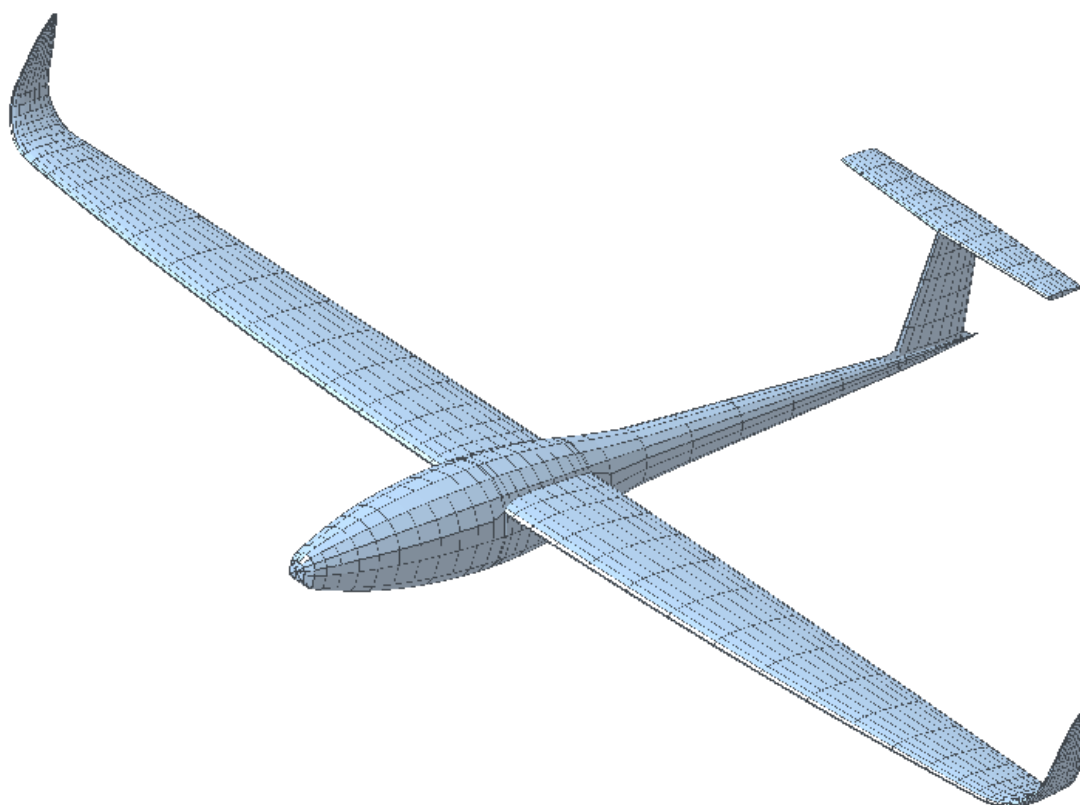
Okno do definicji połączeń płatów pokazane jest na Rys. 3.54. Opcje ustawień w oknie Connection Rys. 3.54 są dość jasno opisane. Po wykonaniu połączeń i wygenerowaniu siatki należy przeprowadzić dokładną inspekcję połączenia. Siatka przed i po połączeniu pokazana została na Rys. 3.55 . Rezultat dotychczasowych prac pokazany został na Rys. 3.56.



Rys. 3.54 - Okno Connection.



Rys. 3.55 - Siatka stateczników pionowego i poziomego po lewej przed połączeniem, po prawej po połączeniu.



Rys. 3.56 - Siatka obliczeniowa całego samolotu.

Ostatnią geometrią do zaprezentowania są gondole silnikowe *Nacelle*, które powstają poprzez „zwinięcie” płata. Dodajmy kolejny płat i zmieńmy typ na *Nacelle* Rys. 3.57. Zmienne geometryczne gondoli opisane zostały na Rys. 3.31. Punkt centralny wlotu do gondoli określa współrzędne $X0$, $Y0$, $Z0$. *Swirl type Up/Down* wskazuje, czy górna powierzchnia profilu będzie się znajdować wewnątrz, czy na zewnątrz gondoli. *N Up/Down* określa ilość paneli na górnej i dolnej ćwiartce gondoli. *Conv. Fact.* Równy 1 zapewnia eliptyczny (kołowy dla równych półosi) przekrój gondoli. Wartości mniejsze od 1 dadzą przekrój bardziej zbliżony do kwadratowego, a większe od 1 do trójkąta Rys. 3.58. Opcja *One half* jest domyślnie włączona, gdyż tylko połowę gondoli trzeba utworzyć dla symetrycznej siatki. Po wstawieniu w pole $Y0$ wartości innej niż 0 środek gondoli przesunie się z płaszczyzny symetrii i gondola zostanie rozciągnięta. Jeżeli przesunięcie będzie odpowiednio duże i wyłączona zostanie opcja *One half* utworzone zostaną dwie gondole. Efekt widoczny jest na Rys. 3.59.

Wing

Type: Name:

Create as: Wing chord division [%MAC]:

Closing rib type: Divisions number:

Wing surface:

Twist ref. point:

Airfoil:

X0: Y0: Z0:

Rot X: Rot Y: Rot Z:

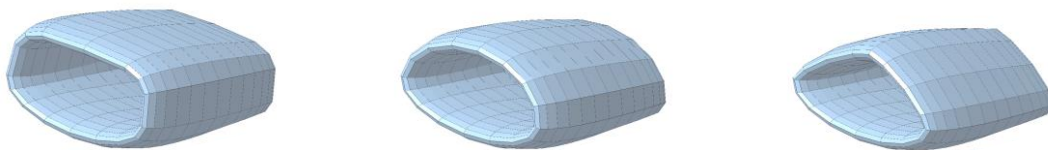
Swirl: L: Y:

Conv. Fact. Up: N Up: Z Up: ☒ One half

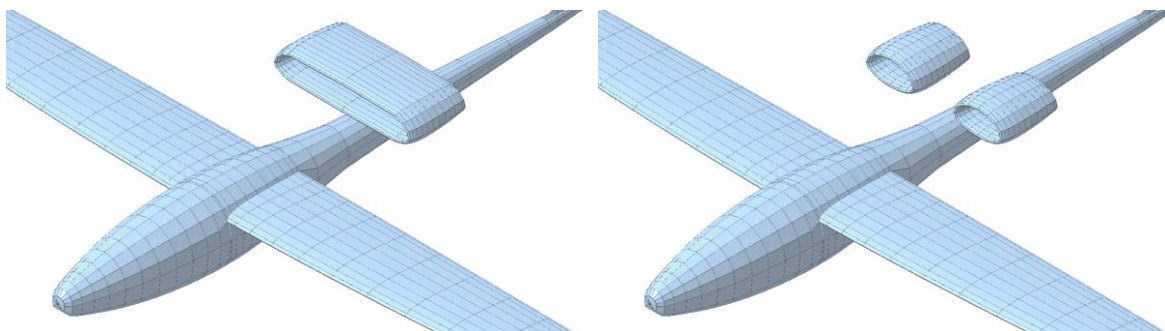
Conv. Fact. Down: N Down: Z Down: ☐ Cylindric

Press F1 for help

Rys. 3.57 - Definicja Nacelle.

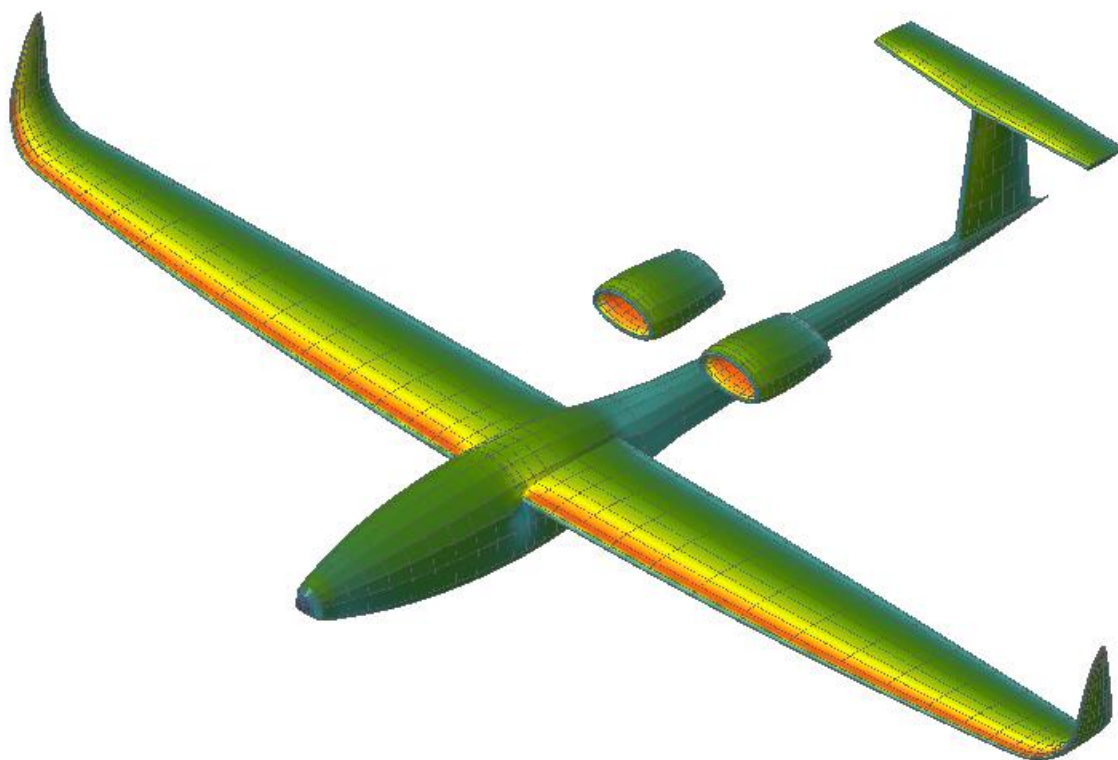


Rys. 3.58 - Przykłady gondola z różną wartością Conv. Fact..



Rys. 3.59 - Pojedyncza i dwie gondole.

Po wykonaniu obliczeń aerodynamicznych, opisanych w Rozdz. 4, rozkład współczynnika ciśnienia na płatowcu będzie wyglądał jak na Rys. 3.60.



Rys. 3.60 - Rozkład współczynnika ciśnienia na powierzchni utworzonej siatki obliczeniowej.

3.7. Generator siatki Mesh3

Program **Mesh3** służy do tworzenia siatki czworokątnych paneli opisującej geometrię samolotu. Przyjęte jest założenie, że samolot jest symetryczny. Do stworzenia siatki należy przygotować następujące zbiory danych:

- zbiór główny [nazwa.**MS2**] zawierający ogólne informacje o obiekcie, definicje płatów, kadłuba i łączników,
- zbiory z definicjami profili [nazwa.**PRF**], [nazwa.**dat**] lub [nazwa.**koo**] – mogą być wzięte z biblioteki profili zawartej w pakiecie
- zbiór definiujący geometrię kadłuba [nazwa.**F**] (opcjonalnie, wymagany w przypadku opisu geometrii kadłuba za pomocą wręg)

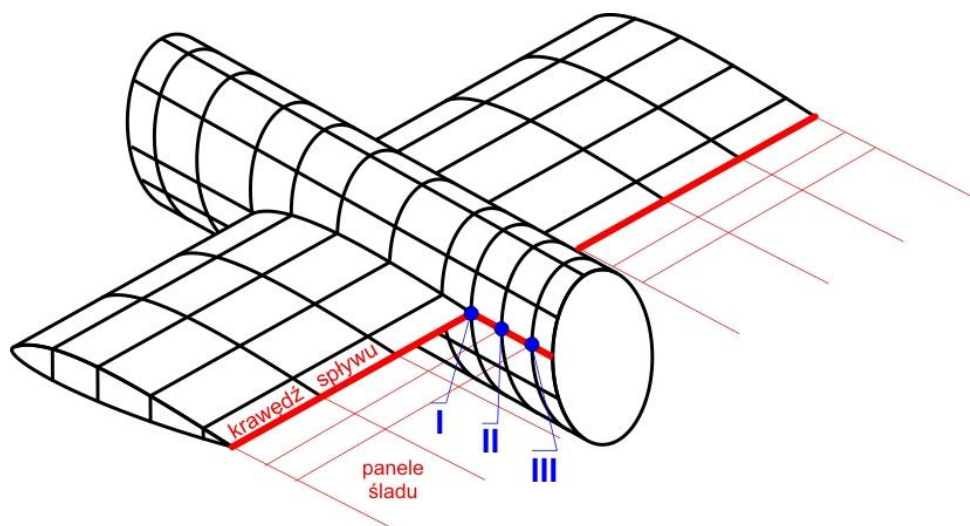
Wynikiem działania programu Mesh3 jest siatka zapisana w pliku o rozszerzeniu [.inp], zapisana w następującym formacie:

Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER, 6 typu REAL)
1	N	Liczba paneli.
	S	Powierzchnia nośna (odniesienia).
	SCA	Średnia cięciwa aerodynamiczna.
	B	Rozpiętość płata.
	XCA25 ZCA25	Współrzędne bieguna względem którego liczone są składowe momentu sił aerodynamicznych, zwykle jest to ¼ SCA; współrzędne podane w układzie globalnym.
	WSP_SK	Współczynnik skali w jakiej wygenerowana jest siatka (domyślnie równy 1).
Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER, 12 typu REAL)
2-N+1	I	Numer panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 1 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 2 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 3 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 4 naroża panelu.
Uwaga: kolejność naroży panelu jest zgodna z kierunkiem wskazówek zegara.		
Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER)
N+2	N_ELEM	Liczba elementów samolotu (np. płat, usterzenie poziome itp.), z których spływający ślad powinien być „przyklejony” krawędziami bocznymi do paneli innego elementu (np. panele śladu spływającego ze skrzydła, w paśmie przy kadłubie powinny być przyklejone do odpowiednich paneli kadłuba).

Następne rekordy tworzą **N_ELEM** następujących sekwencji dla wszystkich **elementów**:

Liczba rekordów	Nazwa	Opis (3 zmienne typu INTEGER)
1	N_BO CZ	Liczba paneli sąsiadujących ze śladem wzdłuż bocznych krawędzi. Uwaga: zliczanie paneli zaczynamy od paneli, która pierwsza ma naroże wspólne z narożem panelu śladu.
	N1, N2	Numer początkowy i końcowy danego elementu samolotu.

Liczba rekordów	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER, 3 typu REAL)
N_BO CZ	X, Y, Z	Współrzędne naroży paneli sąsiadujących ze śladem (duże niebieskie kropki na Rys. 3.61).
	IBO CZ	Numer tego panelu (na Rys. 3.61 zaznaczony jako: I, II, III itp.).



Rys. 3.61 – Panele kadłuba sąsiadujące ze śladem spływającym z krawędzi spływu płata (gruba linia)

Liczba rekordów	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER)
1	N_OB J	Liczba obiektów samolotu (np. płat, usterzenie poziome, kadłub, itp.)

Następne rekordy tworzą **N_OB J** następujących sekwencji dla wszystkich obiektów rzeczywistych (płaty i kadłuby):

Liczba rekordów	Nazwa	Opis (2 zmienne INTEGER, 1 typu STRING)
N_OB J	N1, N2	Numer początkowy i końcowy danego obiektu samolotu.
	NAME	Nazwa obiektu (np. usterzenie poziome)

3.8. Generator śladu Neigh

Program Neigh służy do generacji śladu wirowego w postaci siatki czworokątnych paneli. Ponadto wyznacza numerów sąsiadów poszczególnych paneli. Zbiorami wejściowymi jest zbiór z

geometrią siatki oraz zbiór z parametrami generowanego śladu oraz identyfikacji sąsiadów. Zbiór z parametrami generacji ma rozszerzenie **[nazwa.NGH]**.

Zbiór **[nazwa.NGH]** zawiera 8 rekordów:

Nr rekordu	Nazwa	Opis
1	IWAKE	Zmienna typu INTEGER sterująca sposobem generacji śladu: 0 - ślad jest ciągnięty równoległe do osi X globalnego układu współrzędnych, 1 - pasma śladu są odchylone w płaszczyźnie XOZ o kąt ALFA od kierunku OX , 2 - pasma śladu są odchylone w płaszczyźnie XOY o kąt BETA od kierunku OX , 3 - sumowanie efektów dla IWAKE=1 i IWAKE=2 , 4 - tak jak dla IWAKE=1 ale tylko dla ostatnich paneli śladu, 5 - tak jak dla IWAKE=2 ale tylko dla ostatnich paneli śladu, 6 - tak jak dla IWAKE=3 ale tylko dla ostatnich paneli śladu. Uwaga: Dla IWAKE=4,5,6 wszystkie panele oprócz ostatnich w paśmie, są generowane tak jak dla IWAKE=0 .
2	KAT_OST	Zmienna typu REAL - kąt ostrza. Jeżeli kąt między panelami na krawędzi spływu jest mniejszy lub równy zdefiniowanemu w tej zmiennej, to z takiej krawędzi będzie poprowadzone pasmo śladu.
3	WAR_KAT	Zmienna typu REAL - kąt warunkujący zerowanie sąsiadów. Jeżeli kąt między dwoma sąsiadującymi panelami będzie większy od WAR_KAT , to panele te nie będą traktowane jako sąsiadujące.
4	ALFA	Kąt natarcia (do generacji śladu) mierzony jako kąt między kierunkiem osi OX a kierunkiem prędkości niezaburzonej, [deg] .
5	BETA	Kąt bocznego opływu (do generacji śladu), [deg] .
6	DDLUG	Długość ostatnich w paśmie paneli śladu mierzona jako krotność SCA .
7	NINP	Tekst (max 12 znaków) - nazwa zbioru z geometrią siatki.
8	NDAT	Tekst (max 12 znaków) - nazwa zbioru wynikowego.

Zbiorem wyjściowym jest zbiór z geometrią siatki (przeskalowaną przez współczynnik **WSP_SK**) i śladem **[nazwa.DAT]**, który ma następującą postać:

Nr rekordu	Nazwa	Opis (3 zmienne INTEGER 5 typu REAL)
1	N	Liczba paneli.
	NPAS	Liczba pasm śladu.
	NWAKE	Liczba paneli śladu.
	S	Powierzchnia nośna (odniesienia).
	SCA	Średnia cięciwa aerodynamiczna.
	B	Rozpiętość płata.
	XCA25 ZCA25	Współrzędne bieguna względem którego liczone są składowe momentu sił aerodynamicznych, zwykle jest to ¼ SCA; współrzędne podane w układzie globalnym.

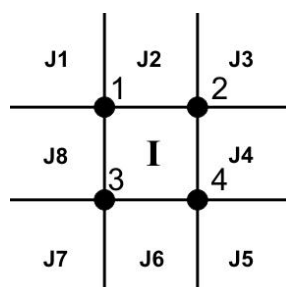
Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER 12 typu REAL)
2-N+1	I	Numer panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 1 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 2 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 3 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 4 naroża panelu.
Uwaga: kolejność naroży panelu jest zgodna z kierunkiem wskazówek zegara.		

Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER)
N+2	NWAKE	Liczba paneli śladu (powtórzenie z Rekordu 1.).

Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER 12 typu REAL)
N+3-N+3+NWAKE	I	Numer panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 1 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 2 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 3 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 4 naroża panelu.
Uwaga: kolejność naroży panelu jest zgodna z kierunkiem wskazówek zegara przy widoku paneli śladu z góry.		

Nr rekordu	Nazwa	Opis (9 zmiennych INTEGER)
N	I	Numer danego panelu.
	J1-J8	Numery paneli sąsiadujących wg schematu na Rys. 3.62

Nr rekordu	Nazwa	Opis (zmienne INTEGER)
NPAS	I	Numer pasma śladu.
	NG	Numer panelu „górnego” na krawędzi spływu, z którego „spływa” I-te pasmo.
	NK	Numer krawędzi (parzysta) NG-tego panelu graniczącej ze śladem (krawędź 2 to krawędź łącząca naroża 1 i 2, krawędź 4 to krawędź łącząca naroża 2 i 3 itd.).
	IPAS	Ilość paneli w I-tym paśmie.
	N ₁ -N _{IPAS}	Numery kolejnych paneli w I-tym paśmie śladu.
	N _{IPAS+1}	Liczba 100000 oznaczająca koniec pasma.



Rys. 3.62 – Numeracja sąsiadów I-tego panelu

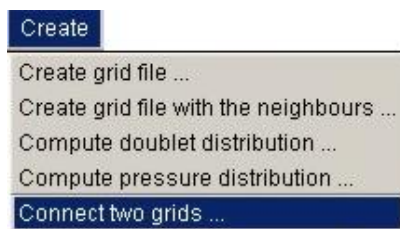
Liczba rekordów	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER)
1	N_OBJ	Liczba obiektów samolotu (np. płat, usterzenie poziome, kadłub, itp.)

Następne rekordy tworzą **N_OBJ** następujących sekwencji dla wszystkich obiektów rzeczywistych (płaty i kadłuby):

Liczba rekordów	Nazwa	Opis (2 zmienne INTEGER, 1 typu STRING)
N_OBJ	N1, N2	Numer początkowy i końcowy danego obiektu samolotu.
	NAME	Nazwa obiektu (np. usterzenie poziome)

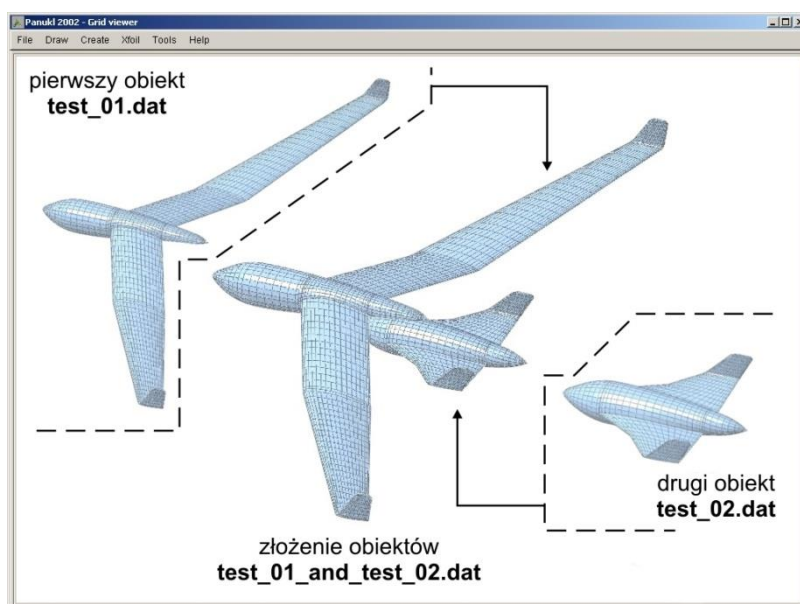
3.9. Funkcja łączenia siatek modeli

Wybierając z menu **CREATE** programu **PANUKL** opcję **CONNECT TWO GRIDS** Rys. 3.63 uruchamiamy narzędzie do łączenia zapisanych już na dysku siatek z wygenerowanym śladem wirowym [*nazwa.dat*].



Rys. 3.63 – Menu programu CREATE – funkcja CONNECT TWO GRIDS

Dzięki tej opcji programu możliwe jest tworzenie skomplikowanych siatek obliczeniowych składających się z więcej niż jednego obiektu oraz tworzenie niesymetrycznych, rozbudowanych siatek. Opcja ta daje użytkownikowi programu **PANUKL** możliwości np: analizy wzajemnego wpływu aerodynamicznego jednego obiektu na drugi (kiedy dwa lub więcej obiekty znajdują się w bliskiej odległości) lub np: analizy odłączania np. zbiornika podwieszanego z samolotu itp.

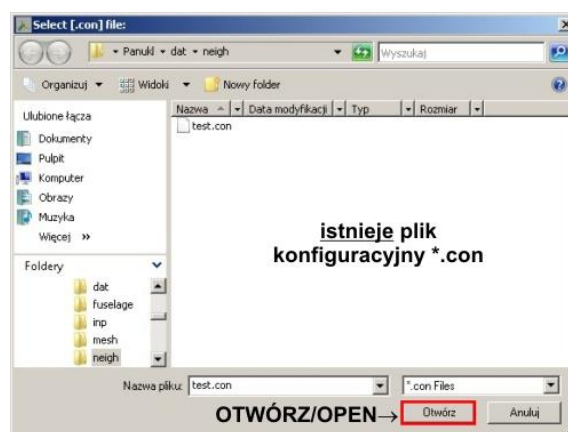


Rys. 3.64 - Sposób działania funkcji do łączenia siatek

Sposób działania

Możliwość 1 – posiadamy zapisany na dysku plik konfiguracyjny *.con

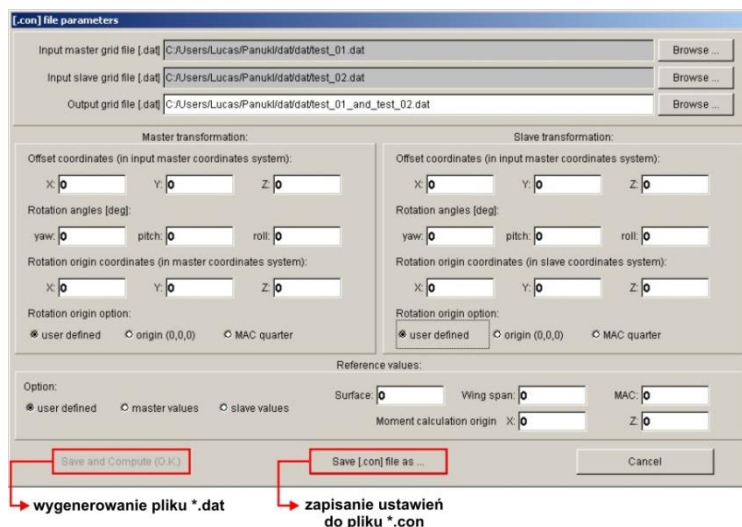
Po wywołaniu funkcji **CONNECT TWO GRIDS** zostaje wyświetlone okno Rys. 3.65, w którym program prosi o wskazanie przez użytkownika pliku konfiguracyjnego *.con – plik zawiera zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat (nowego pliku, który będzie zawierał złożenie wybranych przez użytkownika siatek). Wybrany plik *.con otwieramy klikając przycisk **OTWÓRZ/OPEN**. Pojawia się okno Rys. 3.66, w którym widoczne są zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. W celu wygenerowania pliku *.dat klikamy przycisk **Save and Compute (ok)**.



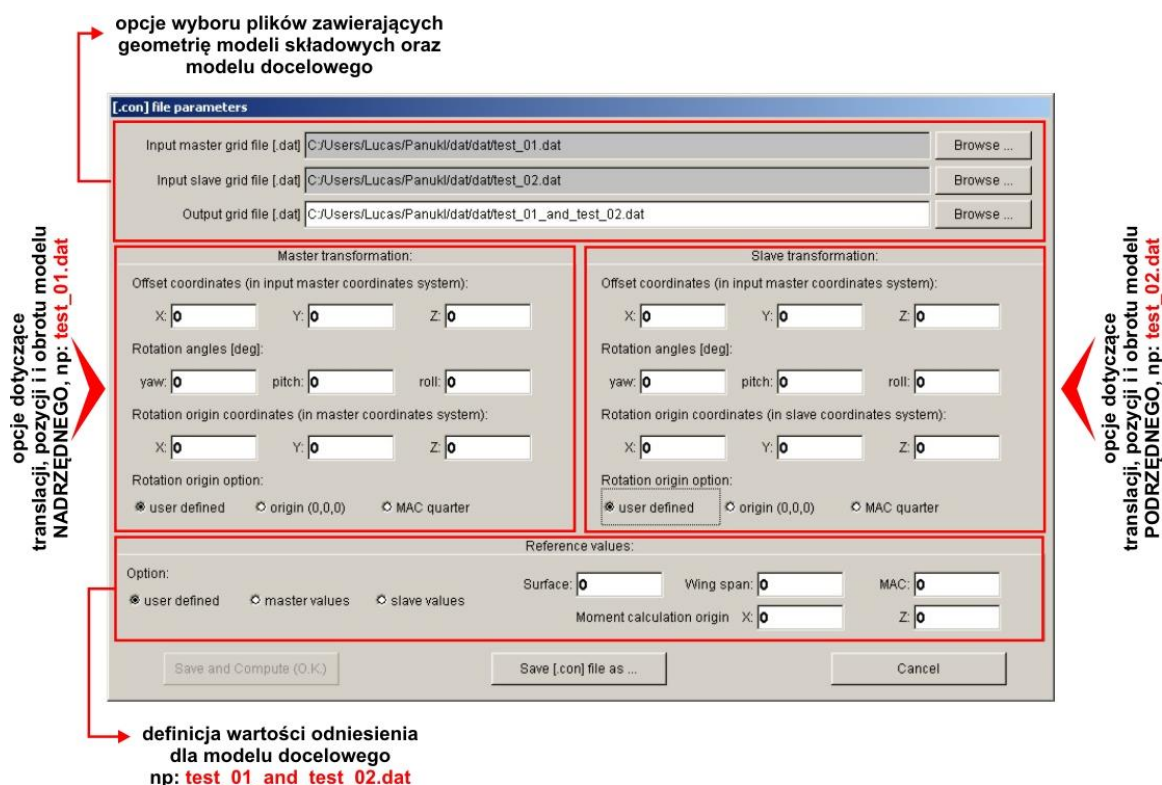
Rys. 3.65 – Okno wyboru pliku konfiguracyjnego *.con

Możliwość 2 – nie posiadamy pliku konfiguracyjnego *.con

Po wywołaniu funkcji **CONNECT TWO GRIDS** zostaje wyświetlone okno, w którym program prosi o wskazanie pliku konfiguracyjnego *.con – klikając przycisk **ANULUJ/CANCEL** przechodzimy bezpośrednio do okna Rys. 3.67, w którym użytkownik może wybrać opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. W celu zapisania wybranych opcji do pliku *.con klikamy przycisk **Save [.con] file as**, wygenerowanie pliku *.dat zatwierdzamy klikając przycisk **Save and Compute (ok)**.



Rys. 3.66 – Główne okno konfiguracyjne dotyczące funkcji łączenia siatek modeli



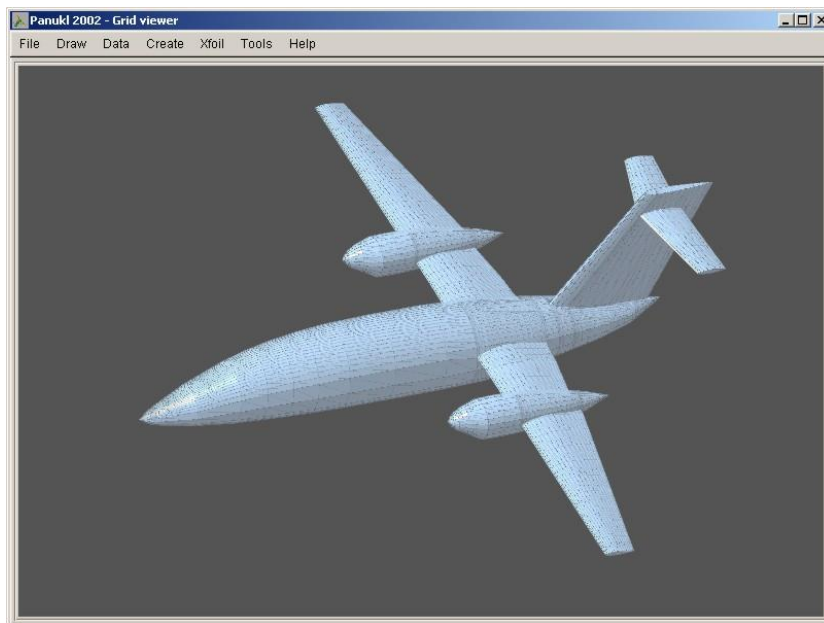
Rys. 3.67 – Główne opcje funkcji do łączenia siatek modeli

Funkcja/ Polecenie	Opis
Offset coordinates (in input master coordinates system)	Określenie współrzędnych przesunięcia obiektu – X, Y, Z w układzie, w którym był stworzony dany obiekt.
Rotation angles [deg]	<p>Obracanie obiektu po przez podanie odpowiednich wartości kątów [deg], względem punktu zdefiniowanego względem:</p> <p>User defined – punkt zdefiniowany przez użytkownika,</p> <p>Origin (0,0,0) – początek układu współrzędnych dla danego obiektu (określony w trakcie definiowania obiektu składowego),</p> <p>MAC quarter – biegun obrotu (zwykle ¼ SCA) dla danego obiektu.</p>
Reference values	<p>Określenie wartości odniesienia: powierzchni, rozpiętości, SCA dla obiektu będącego złożeniem obiektów składowych, dostępne opcje:</p> <p>User defined – wartości odniesienia zdefiniowane przez użytkownika,</p> <p>Master values – wartości odniesienia takie same jak dla obiektu nadrzędnego,</p> <p>Slave values – wartości odniesienia takie same jak dla obiektu podrzędnego.</p>

3.10. Tworzenie skomplikowanych siatek w oparciu o funkcję – CONNECT TWO GRIDS

Program **PANUKL** w najnowszej wersji oferuje możliwość tworzenia skomplikowanych siatek obliczeniowych oraz siatek niesymetrycznych. Cała procedura tworzenia bazuje na funkcji łączenia siatek – **CONNECT TWO GRIDS** [3.9].

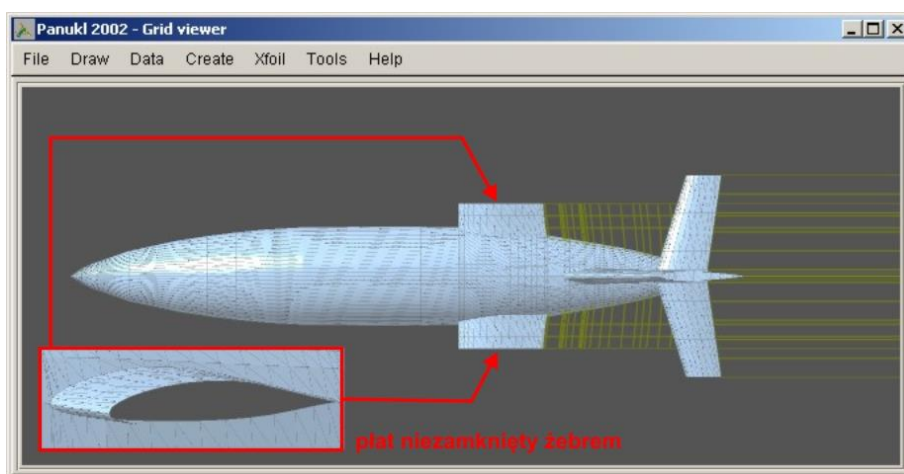
Poniżej przedstawiono przykładowy schemat tworzenia rozbudowanej siatki w oparciu o odpowiednio przygotowane pliki z geometrią ***.dat**.



Rys. 3.68 – Przykład rozbudowanej siatki w programie PANUKL

Sposób postępowania

Krok 1

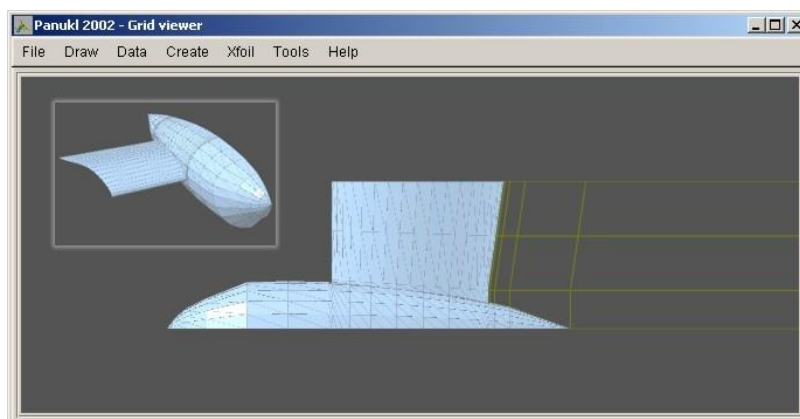


Rys. 3.69 – Plik *.dat – pierwsza część siatki (kadłub, płat i usterzenie)

Tworzymy pierwszy plik z geometrią. Plik „**01.dat**” będzie zawierał symetryczny kadłub wraz ze szczątkowym płatem, usterzeniem oraz wygenerowanym śladem.

UWAGA: Płat główny, do którego będziemy doklejać dalsze części samolotu nie może być zamknięty żebrem. W pliku definiującym geometrię płata ***.ms2** należy wybrać znacznik: **0** – brak żebra zamykającego płat Rys. 3.69.

Krok 2

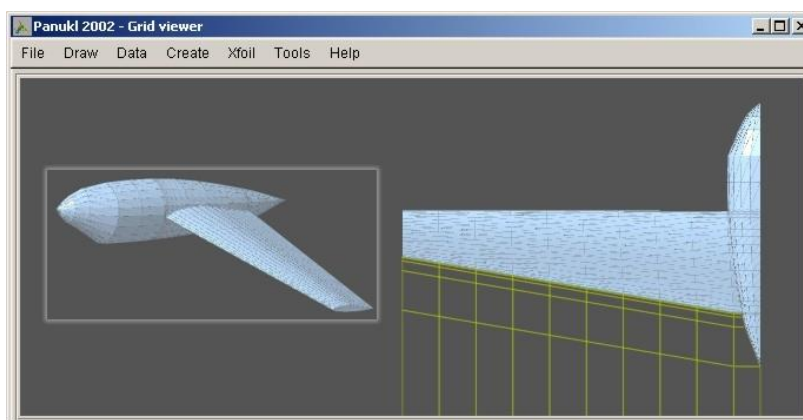


Rys. 3.70 – Plik *.dat – kolejny element siatki (płat i gondola – lewa strona)

Kolejny fragment siatki zapisany w pliku „**02_L.dat**” zawiera prawą połowę gondoli silnikowej, kawałek płata (płat niezamknięty żebrem) oraz wygenerowany ślad. Przy tworzeniu tego fragmentu wykorzystano możliwość tworzenia wybranej połówki (lewej bądź prawej) danego obiektu (patrz opis pliku ***.ms2** –Rozdz.3.5 - „**SEKCJA OGÓLNA**”) – model niesymetryczny. Sama gondola silnikowa jest tworzona analogicznie jak kadłub.

UWAGA: Zmieniając odpowiednią flagę w **SEKCJI OGÓLNEJ** w pliku ***.ms2**, użytkownik w prosty sposób może stworzyć lewą lub prawą połowę danego obiektu.

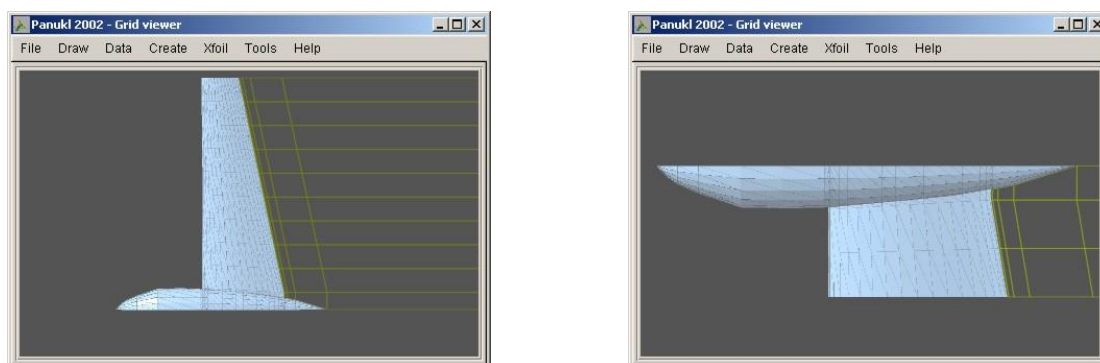
Krok 3



Rys. 3.71 – Plik *.dat – kolejny element siatki (końcówka płata i gondola – lewa strona)

Następny fragment siatki zapisany w pliku „**03_L.dat**” zawiera lewą część gondoli silnikowej i końcówkę płata.

Analogicznie tworzymy prawe fragmenty płata !



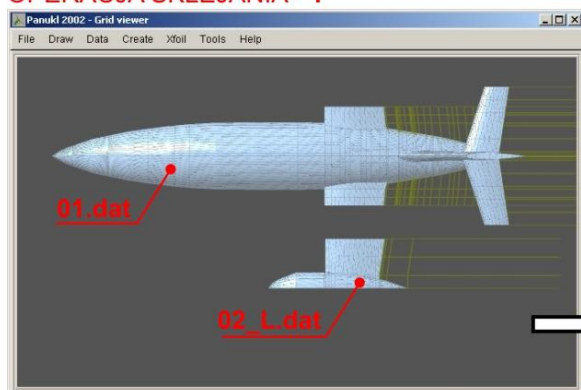
Rys. 3.72 – Elementy siatki (prawa strona)

Krok 4

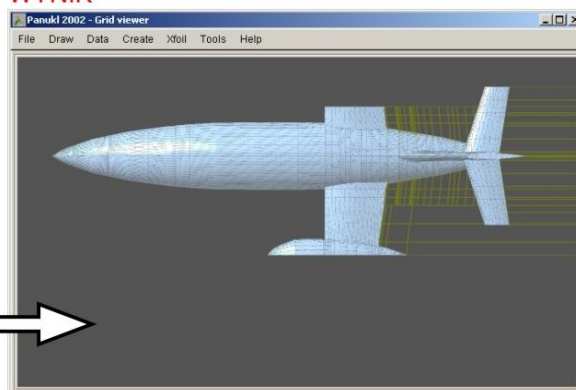
Gdy posiadamy już tak przygotowane elementy składowe naszej siatki, łączymy je w całość. Wykorzystujemy do tego funkcję programu **PANUKL – CONNECT TWO GRIDS** [3.9]. W celu prawidłowego połączenia siatek składowych musimy znać ich dokładne położenie przestrzenne.

Poniższe rysunki przedstawiają przykładową kolejność łączenia siatek:

OPERACJA SKLEJANIA - 1

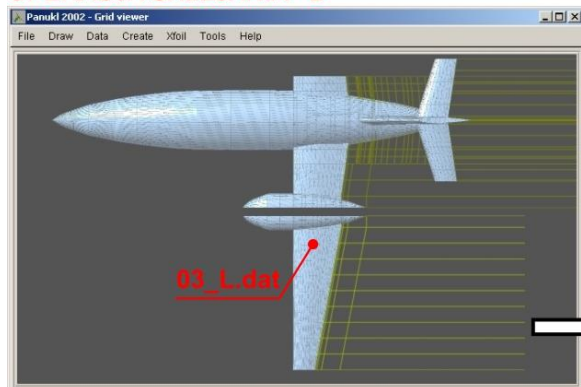


WYNIK

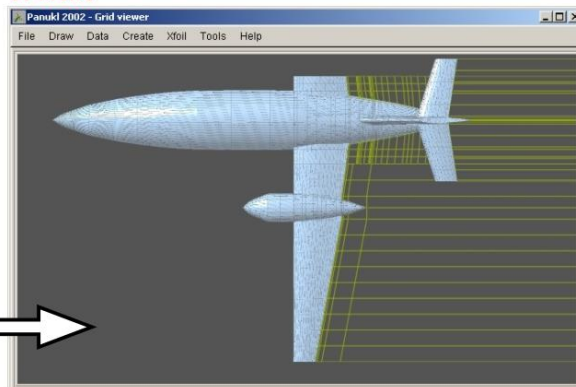


Rys. 3.73 – Operacja sklejania 1

OPERACJA SKLEJANIA - 2

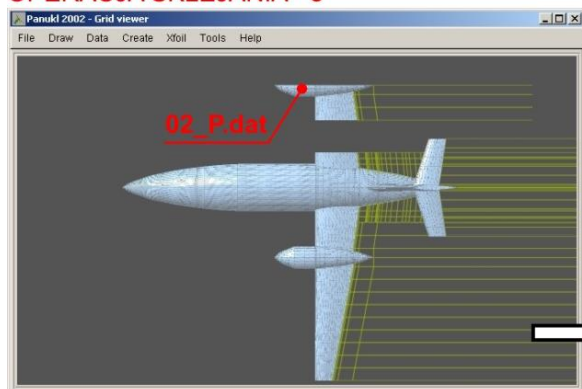


WYNIK

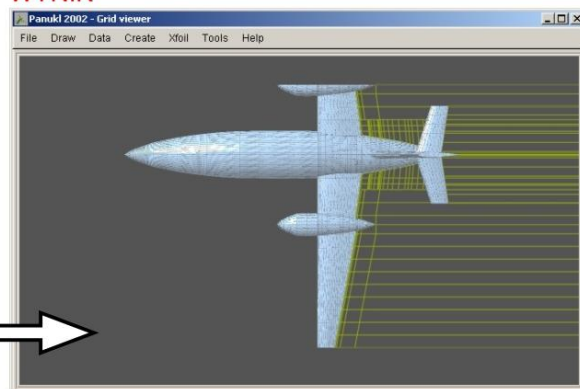


Rys. 3.74 – Operacja sklejania 2

OPERACJA SKLEJANIA - 3

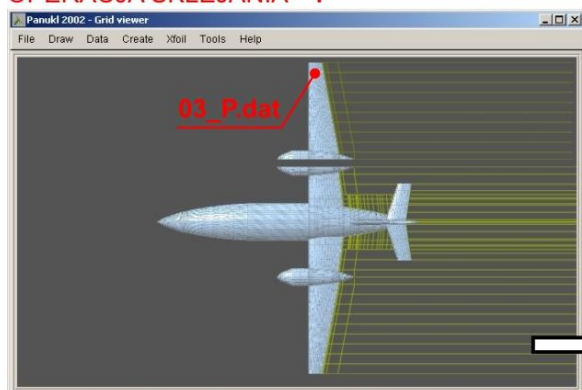


WYNIK

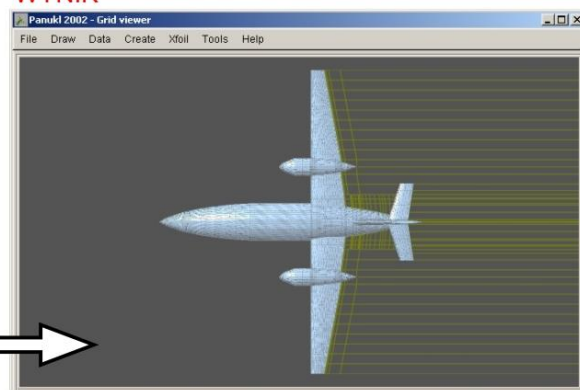


Rys. 3.75 – Operacja sklejania 3

OPERACJA SKLEJANIA - 4



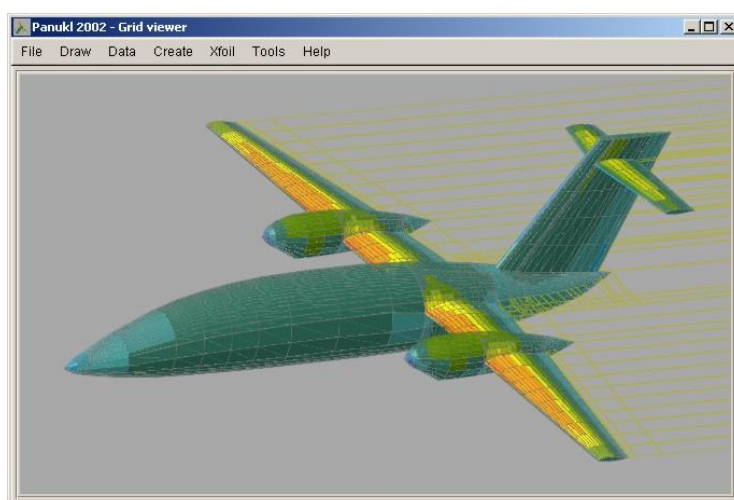
WYNIK



Rys. 3.76 – Operacja sklejania 4

Krok 5

Po przeprowadzeniu ostatniej operacji sklejania należy wygenerowaną siatkę sprawdzić. W tym celu wykorzystujemy funkcję programu – **CORRECT NEIGHBOURS** (sprawdzenie „sąsiadów”).



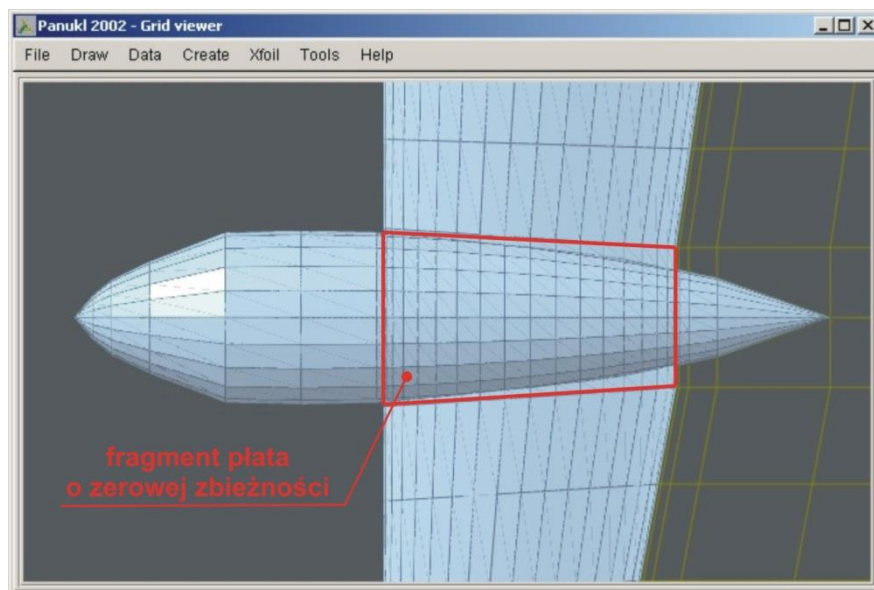
Rys. 3.77 – Wygenerowana siatka + zobrazowane wyniki

Po przeprowadzeniu operacji korekcji sąsiadów, geometria jest już gotowa do dalszej pracy.

Uwagi:

Jak w każdym przypadku istnieją pewne ograniczenia dotyczące wykonania siatki przy pomocy techniki sklejania.

- Sklejane fragmenty siatki w miejscu połączenia muszą posiadać taki sam podział i nie mogą być zamknięte. Np. dla płata w miejscu sklejania, użytkownik musi zachować profil i jego podział wzdłuż cięciwy.
- Sklejane elementy muszą posiadać jedną wspólną „płaszczyznę sklejaną”.
- Przy pomocy przedstawionej metody możemy zrealizować niesymetryczny kadłub (gondolę, skrzydło) którego prawa i lewa część nie będzie jednakowa. Taki kadłub (gondola, skrzydło) zostanie sklejony z dwóch różnych połówek.
- W celu prawidłowego wykonania niesymetrycznego kadłuba (gondoli) musimy pamiętać o zachowaniu identycznej ilości wręg definiujących kształt dla obu połówek.
- Położenie wzdłuż osi podłużnej samolotu wręg, musi być takie same dla obu połówek kadłuba (gondoli).
- W miejscu przejścia skrzydło –kadłub(gondola), możemy uprościć geometrię skrzydła w sposób pokazany na poniższym rysunku. Ułatwia to znacząco wykonanie takiej siatki.

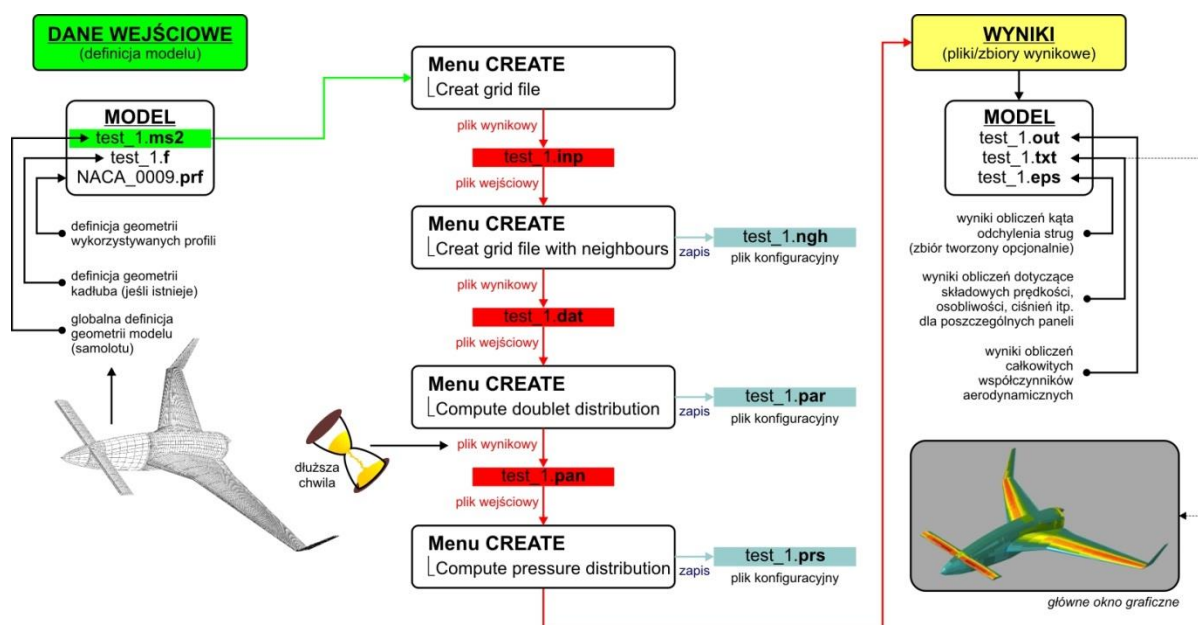


Rys. 3.78 – Upraszczanie siatki - łatwiejsze wykonanie przejścia skrzydło–gondola.

4. Obliczenia właściwe (potencjał i ciśnienie)

Obliczenia właściwe przebiegają dwuetapowo. Najpierw program **PANUKL** oblicza współczynniki wpływu i rozwiązuje układ równań dając w wyniku rozkład potencjału prędkości. Moduł ten ma największe wymagania sprzętowe, gdyż wymaga pamięci rzędu $4 \times N^2$ bajtów, gdzie N jest liczbą paneli. Czas działania tego modułu może być również znaczny i zależy w przybliżeniu od trzeciej potęgi liczby paneli. Trzecim i ostatnim programem tej grupy jest moduł **Press**, który oblicza rozkład ciśnienia, wyznacza współczynniki aerodynamiczne sił i momentów sił a ponadto może wyznaczyć rozkład prędkości i kąta odchylenia strug w zadanej płaszczyźnie oraz współczynnik oporu indukowanego liczony w tzw. płaszczyźnie *Trefza*.

Obliczenia mogą być wykonywane przez sekwencyjne uruchamianie programów PANUKL i PRESS z menu Create programu GridView lub z wiersza poleceń. Całość procedury obliczeniowej pokazuje Rys. 4.1. Procedura obliczeniowa może być również uruchamiana z zastosowaniem narzędzi automatyzujących obliczenia (programy PanAuto, PanProj).



Rys. 4.1 – Procedura obliczeniowa krok po kroku

4.1. Programy do obliczeń właściwych PANUKL i PRESS

Program **PANUKL** oblicza współczynniki wpływu brakujące wielkości geometryczne i rozwiązuje układ równań w wyniku, którego otrzymujemy rozkład potencjału. Parametry takie jak kąt natarcia, kąt bocznego opływu, prędkości kątowe itp. są czytane ze zbioru **[nazwa.PAR]**. Wyniki są zapisywane do zbioru o rozszerzeniu **[nazwa.PAN]** i stanowi on dane dla programu **PRESS**. Zbiór ten jest zbiorem typu **ASCII** zapisanym tzw. formatem swobodnym.

Zbiór **[nazwa.PAR]** ma 8 rekordów:

Nr rekordu	Nazwa	Opis
1	NDAT	Tekst (max 12 znaków) - nazwa zbioru danych (wynik programu NEIGH).
2	NPAN	Tekst (max 12 znaków) - nazwa zbioru wynikowego (zbiór ten powinien mieć rozszerzenie [nazwa.PAN]).
3	ALFA	Kąt natarcia mierzony jako kąt między kierunkiem osi OX a kierunkiem prędkości niezaburzonej [deg] .
4	BETA	Kąt bocznego opływu [deg] .
5	P	Prędkość kątowna przechylenia [rad/s] .
6	Q	Prędkość kątowna pochylenia [rad/s] .
7	R	Prędkość kątowna odchylenia [rad/s] .
8	IPROC	Procedura rozwiązująca układ równań (1-optymalizowana procedura z pakietu LAPACK, 2-procedura nieoptymalizowana - dokładniejsza).

Program **PRESS** oblicza rozkład ciśnienia na bryle samolotu poprzez różniczkowanie numeryczne rozkładu potencjału prędkości. Ponadto wyznacza współczynniki aerodynamiczne sił i momentów sił. Program może ponadto wyznaczyć rozkład kąta odchylenia strug za samolotem w dowolnym prostokątnym obszarze dowolnej płaszczyzny **YOZ** oraz może obliczyć współczynnik oporu indukowanego liczonego w płaszczyźnie *Trefza*. Parametry i opcje programu są czytane ze zbioru o rozszerzeniu **[nazwa.PRS]**. Wyniki obliczeń są zapisywane na trzy zbiory o tej samej nazwie własnej co zbiór o rozszerzeniu **[nazwa.PAN]** (wynik działania programu **PANUKL**) stanowiący dane dla programu **PRESS**. Zbiory wynikowe zawierają:

- **[nazwa.OUT]** - wyniki obliczeń całkowitych współczynników aerodynamicznych,
- **[nazwa.CZY]** - wyniki obliczeń dotyczące rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości płata, (Y, Cz, Cm, Cxi, Si, Ci),
- **[nazwa.TXT]** - wyniki obliczeń składowych prędkości, osobliwości, ciśnień, współrzędnych punktów kolokacji itp. dla poszczególnych paneli (zbiór łatwy do użycia w większości pakietów graficznych),
- **[nazwa.EPS]** - wyniki obliczeń kąta odchylenia strug (zbiór tworzony opcjonalnie),
- **[nazwa.BLN]** - obrys przekroju elementów samolotu, które znalazły się w prostokątnym obszarze zdefiniowanym do obliczeń kąta odchylenia strug (zbiór tworzony opcjonalnie razem ze zbiorem **[nazwa.EPS]**).
- **[nazwa.SDSA]** - - wyniki obliczeń całkowitych współczynników aerodynamicznych zapisanych formatem wygodnym do czytania sekwencyjnego

Zbiór [*nazwa.PRS*] ma następującą postać (11 rekordów):

Nr rekordu	Nazwa	Opis
1	PAN	Tekst (max 8 znaków) - nazwa własna zbioru [<i>nazwa.PAN</i>] z wynikami PANUKLA ,
2	IEPS	Zmienna typu INTEGER sterująca obliczaniem kąta odchylenia strug: 0 - nie liczy kąta odchylenia strug, 1 - liczy kąt odchylenia strug w płaszczyźnie OYZ , 2 - liczy kąt odchylenia strug w płaszczyźnie OXZ .
3	IIND	Zmienna typu INTEGER sterująca obliczeniem oporu w płaszczyźnie <i>Trefza</i> : 0 - nie liczy, 1 - liczy.
4	NY_EPS NZ_EPS	Dwie zmienne typu INTEGER oznaczające liczbę punktów wzdłuż osi Y i osi Z , w których będzie obliczony kąt odchylenia strug.
5	X_EPS	Zmienna typu REAL oznaczająca położenie (współrzedną X) płaszczyzny, w której będzie liczony kąt odchylenia strug, dla IEPS=2 będzie to współrzedna Y_EPS oznaczająca współrzedną Y płaszczyzny OXZ , w której liczony będzie kąt odchylenia strug.
6	Y1_EPS Y2_EPS	Dwie zmienne typu REAL oznaczające początkową i końcową wartość współrzednej Y (lub X1_EPS i X2_EPS oznaczające początkową i końcową wartość współrzednej X dla IEPS=2), ograniczające prostokątny obszar w którym będzie liczony kąt odchylenia strug.
7	Z1_EPS Z2_EPS	Dwie zmienne typu REAL oznaczające początkową i końcową wartość współrzednej Z , ograniczające prostokątny obszar, w którym będzie liczony kąt odchylenia strug.
8	NUM1 NUM2	Dwie zmienne typu INTEGER oznaczające numery paneli, pierwszy i ostatni, które będą uwzględnione przy obliczeniu globalnych współczynników aerodynamicznych.
9	IMETH	Zmienna typu INTEGER sterująca metodą różniczkowania rozkładu potencjału. Są stosowane 4 podstawowe metody i ich średnie. Podstawowe metody polegają na wyznaczeniu wielomianu na podstawie znanych wartości potencjału na danym panelu i jego 8 sąsiadach (Rys. 1.3). Wielomian jest wyznaczany metodą kolokacji lub aproksymacji: 0 - średnia z dwóch, spośród czterech niżej wymienionych, dających najbardziej zbliżone wyniki, 1 - metoda kolokacji - wielomian postaci: $\varphi(x,y) = Ax^2y^2 + Bx^2y + Cxy^2 + Dxy + Ex^2 + Fy^2 + Gx + Hy + I$ 2 - metoda kolokacji (z pominięciem punktu na danym panelu) wielomian postaci: $\varphi(x,y) = Bx^2y + Cxy^2 + Dxy + Ex^2 + Fy^2 + Gx + Hy + I$ 3 - aproksymacja wielomianem postaci: $\varphi(x,y) = Bx^2y + Cxy^2 + Dxy + Ex^2 + Fy^2 + Gx + Hy + I$ 4 - aproksymacja wielomianem postaci: $\varphi(x,y) = Dxy + Ex^2 + Fy^2 + Gx + Hy + I$

		<p>5-8 - średnia z 2 spośród 3 metod, po odrzuceniu wyniku najbardziej odbiegającego od dwóch pozostałych:</p> <p>5 - metody 1, 2 i 3,</p> <p>6 - metody 1, 2 i 4,</p> <p>7 - metody 1, 3 i 4,</p> <p>8 - metody 2, 3, i 4.</p>
10	IKAT	<p>Zmienna typu INTEGER sterująca różniczkowaniem potencjału. W przypadku numerycznego różniczkowania mogą pojawić się przypadkowe błędy, ze względu na wyjątkowo niekorzystne (z punktu widzenia obliczeń numerycznych) położenie lokalnego (związanego z panelem) układu współrzędnych. Program umożliwia obrót tego układu o $\pm 120^\circ$ i uśrednienie wyników, podobnie jak dla IMETH = 5-8.</p> <p>0 - obliczenia będą wykonane dla jednego położenia układu lokalnego,</p> <p>1 - obliczenia będą wykonane dla 3 położenia układu (0°, 120°, 240°) i uśrednione po odrzuceniu wartości skrajnej.</p>
11	X1 X2	<p>Dwie zmienne typu REAL oznaczające początkową i końcową wartość współrzędnej X dla przedziału, który będzie uwzględniony przy wyznaczaniu współczynników globalnych.</p>

4.2. Krótki opis plików wynikowych

W niniejszym rozdziale zostaną omówione krótko pliki wynikowe, przedstawione wcześniej w Rozdz. 4.1.

4.2.1. Plik [nazwa.OUT]

Wyniki obliczeń całkowitych współczynników aerodynamicznych:

PRZYKŁADOWA STRUKTURA PLIKU WYNIKOWEGO

```

Data from file:
C:\Users\tgrab\PanuklProjects\sample\predator\Predator_5.pan # ścieżka dostępu do pliku

Geometry data: : # geometria odniesienia
  S = 10.0000
  MAC = 0.740000
  B = 14.7000
  Swet = 46.2816
Coordinates of reference point for moments calculation: # punkt redukcji momentów
  X = 3.31000   Y = 0.00000

Angle of attack, sideslip angle and Mach number: # kąt natarcia, kąt ślizgu, liczba Macha
  Alfa = 5.00000
  Beta = 0.00000
  Mach = 0.00000

```

angular velocities: # *prędkości kątowe*

P = 0.00000

Q = 0.00000

R = 0.00000

Global results : # *globalne wyniki dla analizowanego samolotu*

in body axis system: # *globalne wyniki w układzie samolotowym*

Cx = -.425750E-01

Cy = -.239588E-04

Cz = 0.731204

Cl = 0.625699E-07

Cm = -.267242

Cn = -.210446E-05

in stability axis system: # *globalne wyniki w układzie prędkościowym*

Cx = 0.213156E-01

Cy = -.239588E-04

Cz = 0.732132

Cl = -.121084E-06

Cm = -.267242

Cn = -.210190E-05

Induced drag and corresponding lift coefficient: # *opór indukowany i odpowiadający mu współczynnik siły
nośnej*

Cxi= 0.156222E-01

Czi= 1.13248

Objects contribution: # *obiekty i zakresy numerów paneli dla obiektów*

No.	N1	N2	Name
0	0	509	"Wing 0"
1	510	773	"Wing 1"
2	774	916	"Wing 2"
3	917	2574	"Fuselage"

Objects contribution - body axes system: # *współczynniki aerodynamiczne w układzie samolotowym
z rozbiem na obiekty*

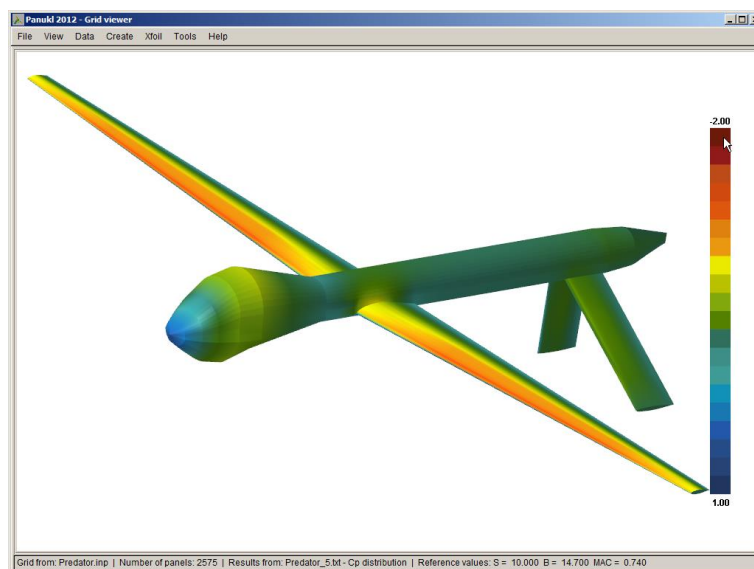
No.	Cx	Cy	Cz	Cl	Cm	Cn
0	-0.047549	0.000000	0.645172	0.000000	-0.066028	-0.000000
1	-0.001023	0.000000	0.036025	-0.000000	-0.176860	-0.000000
2	0.000128	0.000000	-0.000006	-0.000000	-0.000177	-0.000000
3	0.005868	-0.000024	0.050013	-0.000000	-0.024178	-0.000002

Objects contribution - stability axes system: # *współczynniki aerodynamiczne w układzie prędkościowym
z rozbiem na obiekty*

No.	Cx	Cy	Cz	Cl	Cm	Cn
0	0.008863	0.000000	0.646861	0.000000	-0.066028	-0.000000
1	0.002121	0.000000	0.035977	-0.000000	-0.176860	-0.000000
2	0.000127	0.000000	-0.000017	-0.000000	-0.000177	-0.000000
3	0.010205	-0.000024	0.049312	-0.000000	-0.024178	-0.000002

4.2.2. Plik [nazwa.TXT]

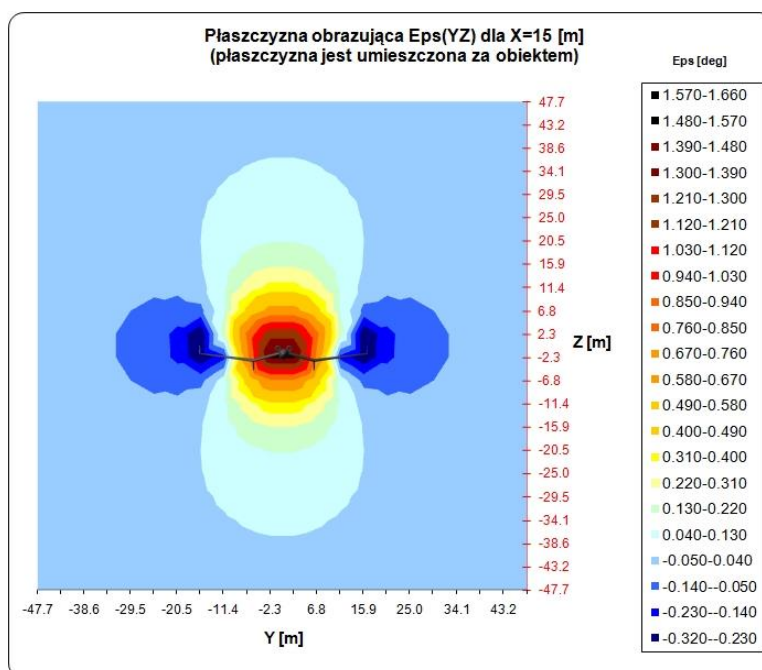
Wyniki obliczeń składowych prędkości, osobliwości, ciśnień, współrzędnych punktów kolokacji itp. dla poszczególnych paneli (zbiór łatwy do użycia w większości pakietów graficznych):



Rys. 4.2 – Przykładowy rozkład współczynnika ciśnienia dla badanego obiektu.
Dane zapisane w pliku *.TXT

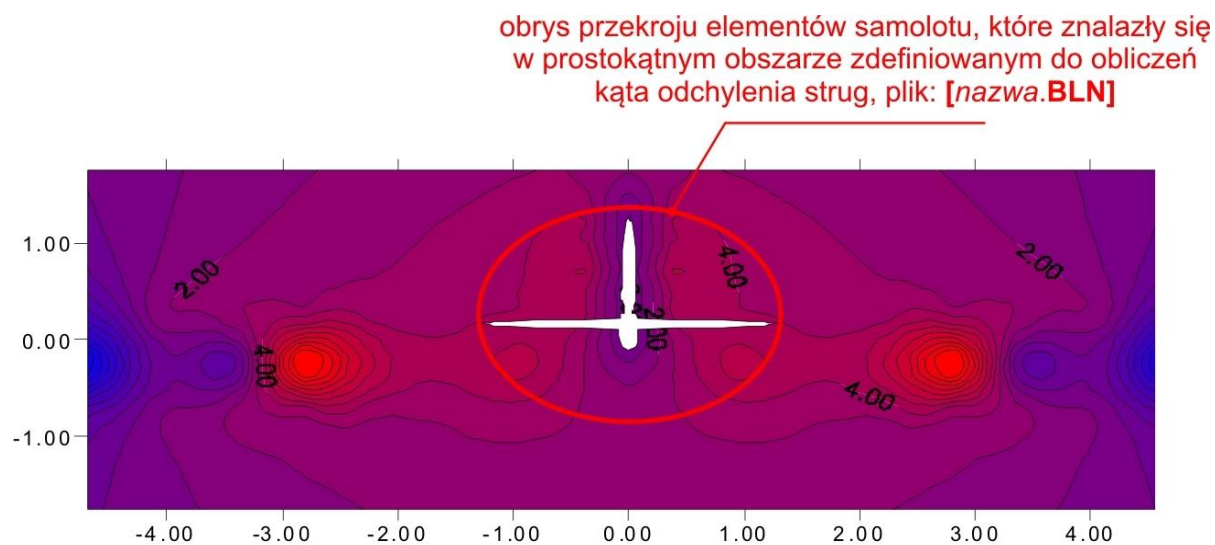
4.2.3. Plik [nazwa.EPS]

Wyniki obliczeń kąta odchylenia strug (zbiór tworzony opcjonalnie, patrz Rozdz. 4.1 – opis pliku [.prs]):

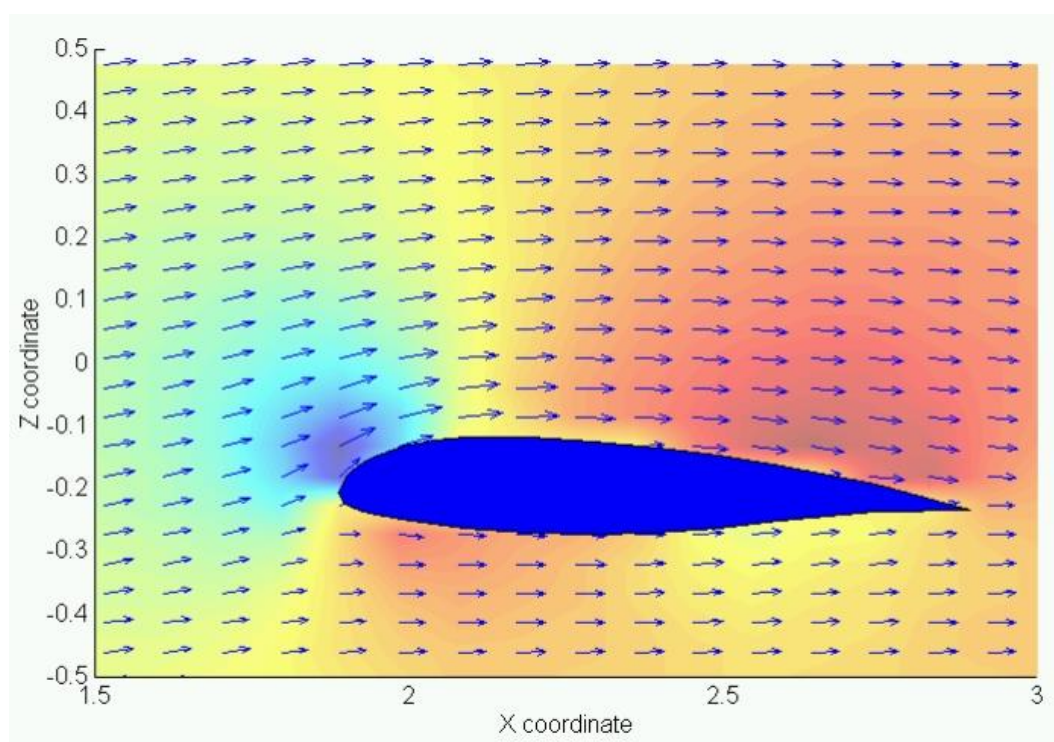


Rys. 4.3 – Przykładowe wyniki obrazujące kąt odchylenia strug za badanym obiektem
(wykres zrobiono na podstawie pliku *.EPS w programie MS EXCEL)

4.2.4. Plik [nazwa.BLN oraz nazwa.EPS]



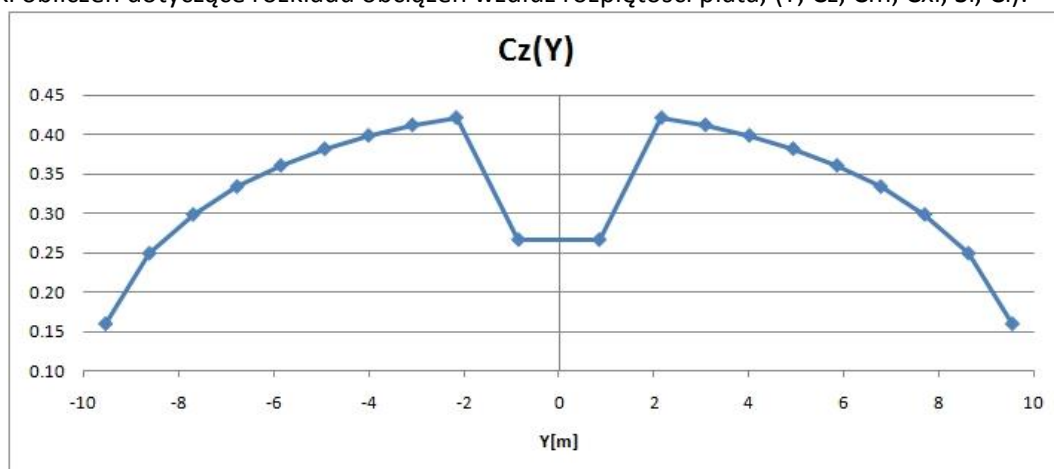
Rys. 4.4 – Kąt odchylenia strug w okolicy usterzenia poziomego
(przykładowy wykres zrobiony w oparciu o pliki: *.BLN oraz *.EPS w programie SURFER)



Rys. 4.5 – Kąt odchylenia strug w okolicy przekroju płata
(przykładowy wykres zrobiony w oparciu o pliki: *.BLN oraz *.EPS w programie MATHLAB)

4.2.5. Plik [nazwa.CZY]

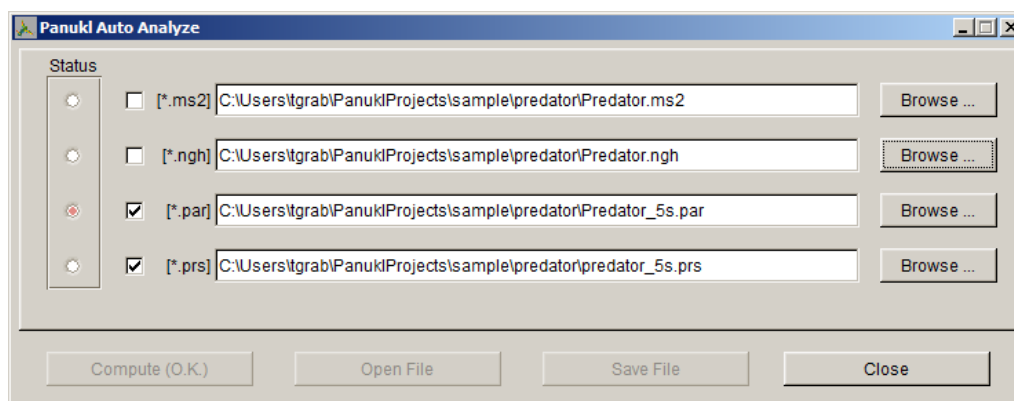
Wyniki obliczeń dotyczące rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości płata, (Y , C_z , C_m , C_{xi} , S_i , C_i):



Rys. 4.6 – Przykładowy rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości płata otrzymany na podstawie pliku *.CZY

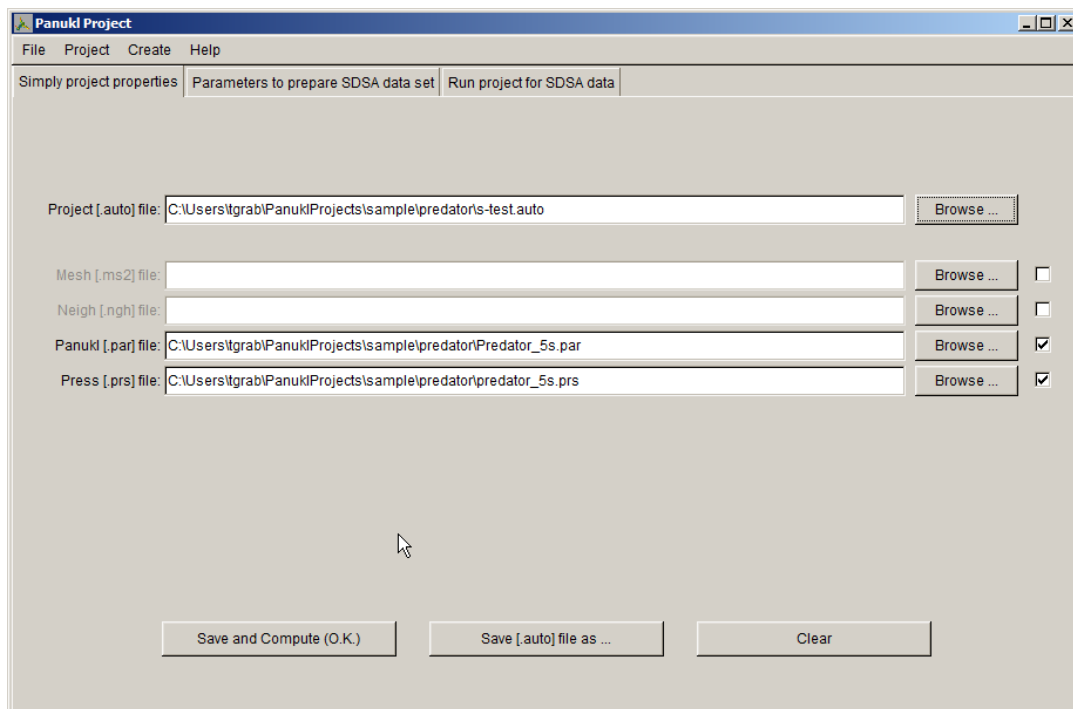
4.3. Obliczenia sekwencyjne

Typowy pełen cykl obliczeniowy obejmuje cztery etapy pokazane na Rys. 4.1. Aby przyspieszyć i ułatwić typowe operacje można wykorzystać programy automatyzujące sekwencje wywołań poszczególnych programów. Służą do tego programy PanAuto (Rys. 4.7), PanProj (Rys. 4.8). Pierwszy pozwala na uruchomienie jednej czteroetapowej sekwencji, przy czym można pomijać niektóre kroki, np. w sytuacji gdy stosujemy tę samą siatkę do kilku przypadków opływu. W celu zdefiniowania sekwencji obliczeń należy podać pliki konfiguracyjne poszczególnych etapów, opisane w bieżącym i poprzednim rozdziale. Zaznaczając okienko przy nazwie każdego pliku decydujemy, które etapy mają być wykonywane. Kontrolki statusu pokazują aktualny stan pracy: biały – nieaktywny, czerwony – w trakcie pracy, zielony – zakończone obliczenia.



Rys. 4.7 – Okno dialogowe programu PanAuto

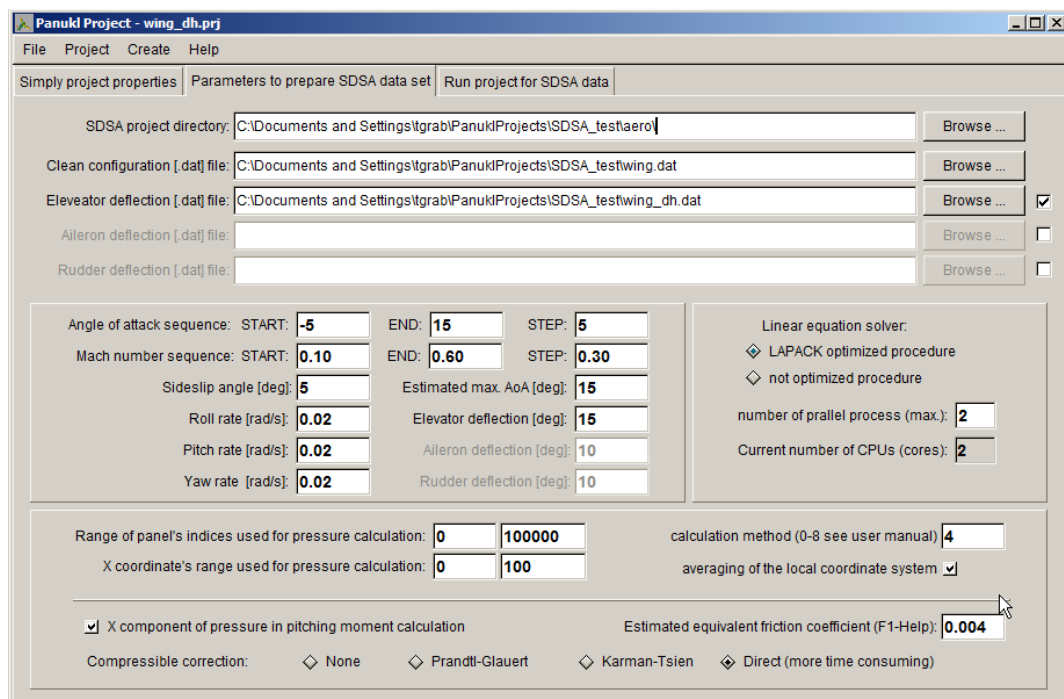
Podobną rolę pełni opcja „Simply project programu PanProj (Rys. 4.8), w którym podobnie jak w programie GridView, występuje menu „Create” zawierające cztery podstawowe etapy obliczeń oraz zakładkę pozwalającą na automatyzację obliczeń.



Rys. 4.8 – Program Panukl Project w trybie pojedynczej sekwencji

4.4. Obliczenia pakietowe (SDSA)

Oprócz automatyzacji prostej sekwencji, pakiet PANUKL umożliwia obliczenia pakietowe danych aerodynamicznych do obliczeń stateczności dynamicznej programem SDSA. W tym celu należy w programie Panukl Project zdefiniować parametry takich obliczeń - Rys. 4.9.



Rys. 4.9 – Okno dialogowe parametrów obliczeń pakietowych – danych aerodynamicznych dla SDSA

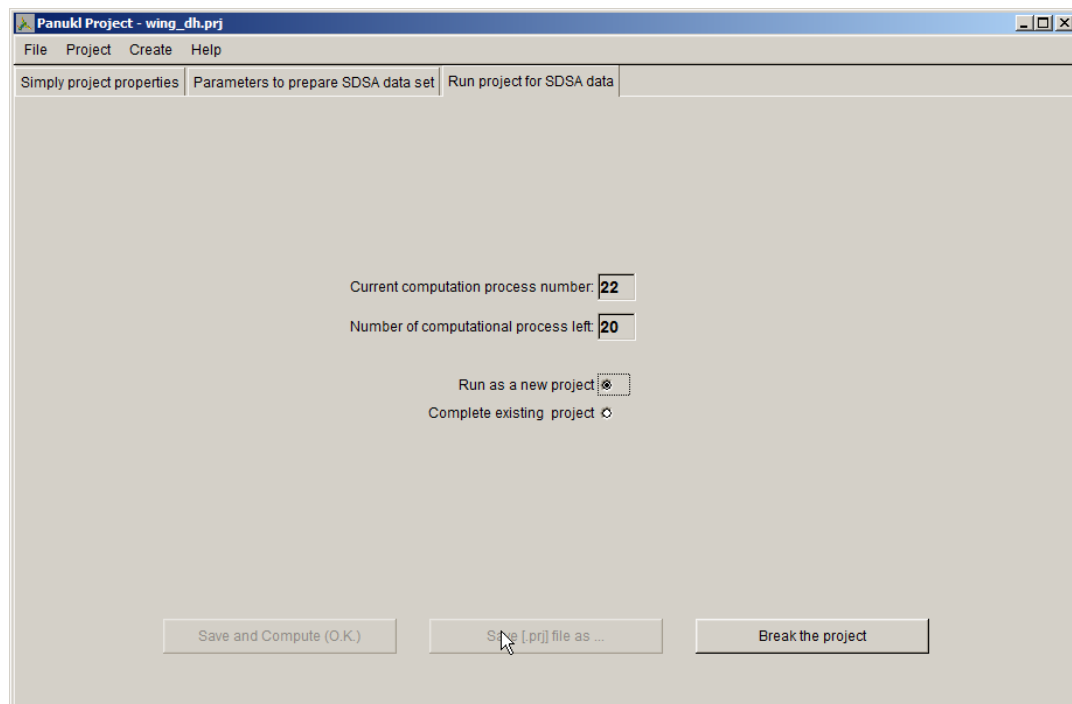
Obliczenia pakietowe wymagają podania następujących danych:

- nazwy katalogu na którym zostaną zapisane wyniki przygotowane do importu przez SDSA, w katalogu tym zostanie zapisany plik aero.cfg oraz zostanie utworzony podkatalog aero, gdzie znajdą się pliki z obliczonymi pochodnymi aerodynamicznymi,
- nazwa (ze ścieżką) pliku zawierającego siatkę z wygenerowanym śladem wirowym dla konfiguracji gładkiej,
- opcjonalnie nazwa (ze ścieżką) pliku zawierającego siatkę z wygenerowanym śladem wirowym dla konfiguracji z wychylonym sterem wysokości,
- opcjonalnie nazwa (ze ścieżką) pliku zawierającego siatkę z wygenerowanym śladem wirowym dla konfiguracji z wychylonymi lotkami,
- opcjonalnie nazwa (ze ścieżką) pliku zawierającego siatkę z wygenerowanym śladem wirowym dla konfiguracji z wychylonym sterem kierunku,
- zakres kątów natarcia dla których będą wykonane obliczenia ($\alpha_{\min}$, $\alpha_{\max}$, $d\alpha$),
- zakres liczb Macha dla których będą wykonane obliczenia ($Ma_{\min}$, $Ma_{\max}$, dMa),
- kąt bocznego ślizgu,
- składowe prędkości kątowych,
- szacunkowego max. kąta natarcia,
- oporu tarcia odniesionego do powierzchni omywanej (można oszacować wg. [17] - Rys. 4.10)
- inne dane potrzebne do obliczenia rozkładu ciśnień, podane w Rozdz. 4.1

Typical values of minimum drag coefficient (friction) referenced to the wetted area (by Raymer)	
$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	C_{fe} – subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Navy Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft - single engine	0.0055
Light aircraft - twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Rys. 4.10 – Przykładowe wartości minimalnego oporu tarcia [17] – system pomocy programu PanProj

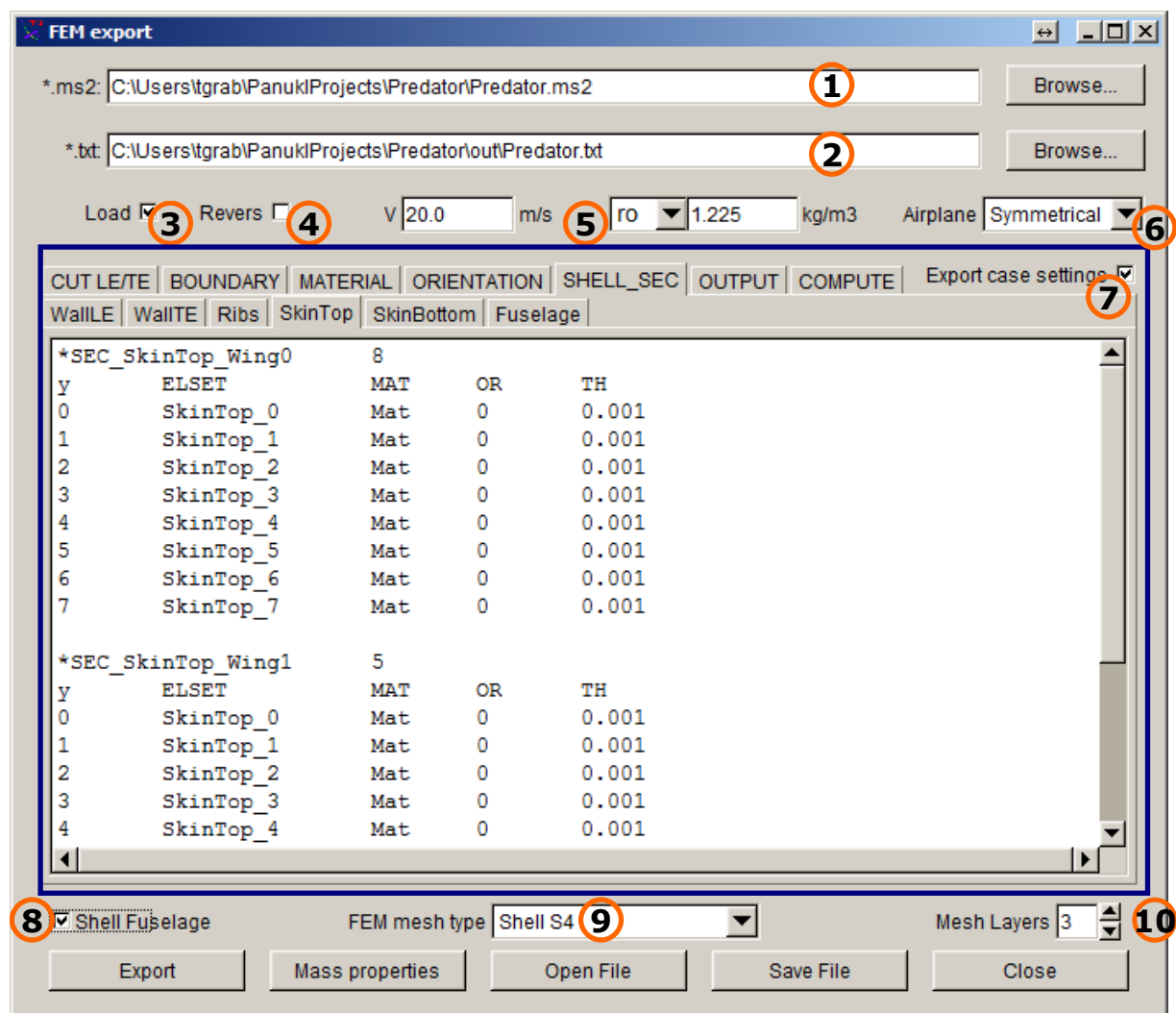
Po zdefiniowaniu powyższych danych można uruchomić obliczenia z zakładki „Run project for SDSA” - Rys. 4.11. Obliczenia mogą być uruchomione w dwóch trybach: nowego projektu i kontynuacji obliczeń. Ponieważ typowy zestaw danych obejmuje ponad 40 przypadków, obliczenia mogą zająć relatywnie dużo czasu, mimo opcji pozwalającej na zrównoleglenie obliczeń, gdy komputer wyposażony jest w kilka procesorów lub procesor wielordzeniowy. Z tego powodu może się zdarzyć, że obliczenia muszą być przerwane (przycisk „Break the project”) a następnie mogą być wznowione (opcja „Complete existing project”).



Rys. 4.11 - Okno dialogowe uruchamiania obliczeń pakietowych – danych aerodynamicznych dla SDSA

5. Export danych do analiz MES

Narzędzie FEMexport umożliwia export geometrii, obciążeń aerodynamicznych, modyfikację siatki do obliczeń wytrzymałościowych, nadanie materiałów i warunków brzegowych strukturze. Ogólny widok programu *FEMexport* do definicji przypadku obliczeń wytrzymałościowy w programie *CalculiX* pokazano na Rys. 5.1.



Rys. 5.1 - Główne okno programu FEM export.

Przed wykonaniem operacji eksportu warto określić ścieżkę katalogu roboczego programu CalculiX w ustawieniach programu Panukl. W trakcie exportu plik wynikowy będzie wtedy automatycznie umieszczany w odpowiednim miejscu do analiz wytrzymałościowych.

UWAGA!!!

Domyślnie plik wynikowy z eksportu *.inp jest zapisywany w katalogach roboczych programu Panukl. Plik z siatką obliczeniową dla Panukla ma identyczne rozszerzenie i może być przypadkowo nadpisany!

5.1. Główne okno programu

W górnej części okna podaje się ścieżkę do pliku z definicją geometrii *.ms2 ① i ścieżkę do pliku z rozkładem ciśnień na siatce *.txt ②. Rozkład ciśnień stanie się jednym z rodzajów obciążeń w programie CalculiX. Istnieje możliwość pominięcia eksportu rozkładu ciśnień wyłączając flagę „Load” ③. W programie CalculiX normalna panelów jest skierowana na zewnątrz obrysu samolotu. Ciśnienia w programie Panukl, zgodne z przyjętą konwencją w lotnictwie (podciśnienie ma ujemny znak), działają w przeciwną stronę niż w rzeczywistości. Znak ciśnień przy eksporcie jest automatycznie odwracany, tak by obciążenie od ciśnień było poprawnie zdefiniowane w programie CalculiX, ale istnieje możliwość ponownego jego odwrócenie flagą „Revers” ④, w celu wizualizacji, porównań i weryfikacji z innymi wynikami rozkładu ciśnień zgodnymi z konwencją przyjętą w lotnictwie. Z programu Panukl otrzymywane są bezwymiarowe współczynniki ciśnienia, z których należy obliczyć ciśnienie w zależności od prędkości lotu i gęstości powietrza (1). Gęstość powietrza można określić bezpośrednio, lub w zależności od wysokości lotu ⑤. Z rozwijalnej listy ⑥ można wybrać, czy wyeksportowana zostanie cała siatka samolotu, czy tylko jej połowa.

$$p = C_p \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (66)$$

W środkowej części okna (zaznaczonej granatowym prostokątem) definiuje się dodatkowe ustawienia obliczeń wytrzymałościowych. Po wczytaniu pliku *.ms2 zawartość zakładki zostanie wypełniona wartościami domyślnymi na podstawie danych z pliku ms2. Są to minimalne dane wymagane do analizy MES, które można odpowiednio modyfikować. Szczegółowa definicja zakładek zostanie opisana osobno poniżej. Jeżeli użytkownik chce ręcznie wprowadzić specyficzne dane do obliczeń MES w pliku *.inp CalculiX, eksportując jedynie niezmodyfikowaną siatkę obliczeniową i rozkład ciśnień, istnieje możliwość pominięcia dodatkowych ustawień wyłączając flagę „Export case settings” ⑦.

W dolnej części okna znajdują się flagi eksportu siatki kadłuba ⑧, oraz możliwość wyboru siatki powierzchniowej z elementami typu Shell czterowęzłowymi i ośmiowęzłowymi, lub objętościowej ⑨. W przypadku wyboru siatki objętościowej eksportowana jest jedynie geometria płata głównego (skrzydło numer 0). Należy również zdefiniować ilość warstw siatki na grubości skrzydła ⑩.

Nieco poniżej umieszczone są cztery przyciski, które posiadają funkcje:

Export	- Parametry zdefiniowane w oknie zapisywane są do pliku *.fem, po czym wykonywany jest eksport zdefiniowanego przypadku z Panukl do CalculiX
Mass properties	- Właściwości masowe struktury powłokowej zapisywane są do pliku *.inertia w katalogu out projektu, na podstawie konfiguracji struktury zdefiniowanej w FEMexport
Open File	- Otwiera zapisany wcześniej plik z ustawieniami *.fem
Save File	- Zapisuje plik z ustawieniami *.fem
Close	- Zamknięcie programu FEMexport

UWAGA!!!

Domyślnie wyniki z eksportu *.inp zapisywane są w katalogu roboczym Panukl. Siatka obliczeniowa Panukl ma takie samo rozszerzenie *.inp i może zostać nadpisana!

Najlepszym rozwiązaniem jest podanie katalogu roboczego CalculiX (domyślnie wyłączone).

Ustawienia dodatkowe obliczeń FEM

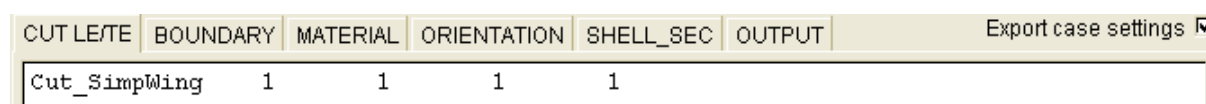
5.2. Opis zakładek programu

W zakładkach programu FEMexport, w środkowej części głównego okna, można zdefiniować podstawowe ustawienia wytrzymałościowego przypadku obliczeniowego samolotu, który będzie realizowany w programie CalculiX. Poszczególne zakładki najczęściej odpowiadają sekcjom z pliku wsadowego *.inp do programu CalculiX.

5.2.1. Zakładka CUT LE/TE

W zakładce określana jest geometria kesonu skrzydeł poprzez przycięcie krawędzi natarcia i krawędzi spływu skrzydła, oraz wstawienie ścianek kesonu. Podawane są odpowiednio:

- Nazwa skrzydła, które będzie modyfikowane
- Flaga, czy obciąć panele siatki na krawędzi natarcia
- Flaga, czy obciąć panele siatki na krawędzi spływu
- Ile paneli obciąć na krawędzi natarcia
- Ile paneli obciąć na krawędzi spływu

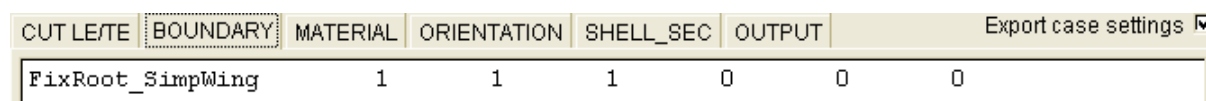


Rys. 5.2 - Zakładka CUT LE/TE z definicją pojedynczego skrzydła.

5.2.2. Zakładka BOUNDARY

W tej sekcji istnieje możliwość zdefiniowania sposobu utwierdzenia węzłów żebra u nasady poszczególnych skrzydeł. Program FEMexport odnajdzie odpowiednie węzły, które mają zostać utwierdzone. Podawane są odpowiednio:

- Nazwa skrzydła, które będzie utwierdzone (generowana automatycznie)
- Odbierane stopnie swobody przemieszczeń w kierunkach xyz i możliwość obrotu wokół trzech osi



Rys. 5.3 - Skrzydło z utwierdzonym żebrem u nasady w kierunkach xyz z możliwością obrotu w węzłach.

5.2.3. Zakładka MATERIAL

Definicja sekcji jest identyczna z definicją materiału w programie CalculiX. Można zdefiniować szereg materiałów na różne sposoby. Po wczytaniu pliku *.ms2 w zakładce wstawiana jest definicja podstawowego materiału. Jednostki danych materiałowych muszą być spójne z jednostkami geometrii i obciążeń. Zaleca się korzystanie z jednostek SI w celu uniknięcia błędów! Ten fragment pliku jest kopiowany do pliku wsadowego *.inp do obliczeń FEM. Więcej szczegółów jak definiować materiały można znaleźć pod hasłem *MATERIAL w instrukcji do programu CalculiX.

5.2.4. Zakładka ORIENTATION

Dzięki lokalnym układom współrzędnych można zdefiniować układ materiałów anizotropowych. Ten fragment pliku jest kopiowany do pliku wsadowego do obliczeń FEM. Więcej szczegółów jak definiować lokalne układy współrzędnych można znaleźć pod hasłem *ORIENTATION w instrukcji do programu CalculiX.

5.2.5. Zakładka SHELL_SEC

W przypadku skrzydła powłokowego struktura skrzydła składa się ze ścianki przedniej, ścianki tylnej, żeber i poszycia do każdego skrzydła (odpowiednio pod-zakładkami WallLE, WallTE, Rib, Skin). Do każdego skrzydła i jego elementów (WallLE, WallTE, Rib, Skin) przypisywane są materiał, lokalny układ współrzędnych, grubość powłoki. Nowe elementy skrzydła tworzone są na każdym podziale siatki wzdłuż rozpiętości skrzydła. W trakcie eksportu panele siatki przypisywane są do odpowiednich elementów skrzydła. Numeracja elementów skrzydła zaczyna się od „0” u nasady skrzydła i rośnie do końca skrzydła. W zakładkach podaje się odpowiednio:

- Nazwa skrzydła i ilość przekrojów po rozpiętości
- Dla każdej sekcji podawane są numer przekroju „y”, nazwa grupy elementów „ELSET”, nazwa materiału „MAT”, układ współrzędnych dla materiału „OR” i grubość elementów w sekcji „TH”

CUT LE/TE	BOUNDARY	MATERIAL	ORIENTATION	SHELL_SEC	OUTPUT	Export case settings ☒
WallLE	WallTE	Ribs	Skin			
<hr/>						
*SEC_WallLE_SimpWing		6				
y	ELSET	MAT	OR	TH		
0	WallLE_0	Mat	0	0.001		
1	WallLE_1	Mat	0	0.001		
2	WallLE_2	Mat	0	0.001		
3	WallLE_3	Mat	0	0.001		
4	WallLE_4	Mat	0	0.001		
5	WallLE_5	Mat	0	0.001		

Rys. 5.4 - Zakładka SHELL_SEC.

Jeżeli w kolumnie „OR” zamiast nazwy układu współrzędnych podane zostanie „0” to przy eksporcie dla danej sekcji elementów nie zostanie zdefiniowany lokalny układ współrzędnych. W przypadku jeżeli w kolumnie „MAT”, lub „TH” zamiast nazwy materiału, lub grubości elementów podane zostanie „0” dana sekcja nie zostanie utworzona, gdyż nie może bez tych danych istnieć. W ten sposób można na przykład ograniczyć ilość żeber (domyślnie tworzone na każdym podziale siatki).

5.2.6. Zakładka OUTPUT

Zawartość zakładki OUTPUT jest identyczna z definicją w programie CalculiX i definiuje rodzaj danych wynikowych z obliczeń FEM. Między innymi dane, które będzie można wyświetlić w postaci mapy kolorów w trakcie postprocessingu i dane zapisywane w postaci tekstowej do pliku *.dat, wygodne do obróbki na przykład w arkuszu kalkulacyjnym. Ten fragment pliku jest kopiowany do pliku wsadowego *.inp do obliczeń FEM. Więcej szczegółów można znaleźć w instrukcji do programu CalculiX.

6. Przygotowanie danych do SDSA

Pakiet SDSA umożliwiający analizę dynamiki oraz wybranych osiągow samolotu wymaga zgromadzenia szeregu danych niezbędnych do takich obliczeń. Struktura danych jest szczegółowo opisana w systemie pomocy SDSA (SDSA – Input data file structure). W niniejszym tutorialu podane zostaną sposoby tworzenia plików danych niezbędnych do uruchomienia pakietu. Pakiet SDSA umożliwia skorzystanie z danych zapisanych w zwykłych plikach tekstowych lub jednym pliku XML, w którym cała struktura danych jest zawarta. Dla potrzeb tutorialu zostanie przedstawiona struktura danych w wersji poszczególnych plików jako przydatniejsza na etapie projektu nowego samolotu. Dane SDSA można podzielić na następujące grupy powiązane z plikami lub grupami plików:

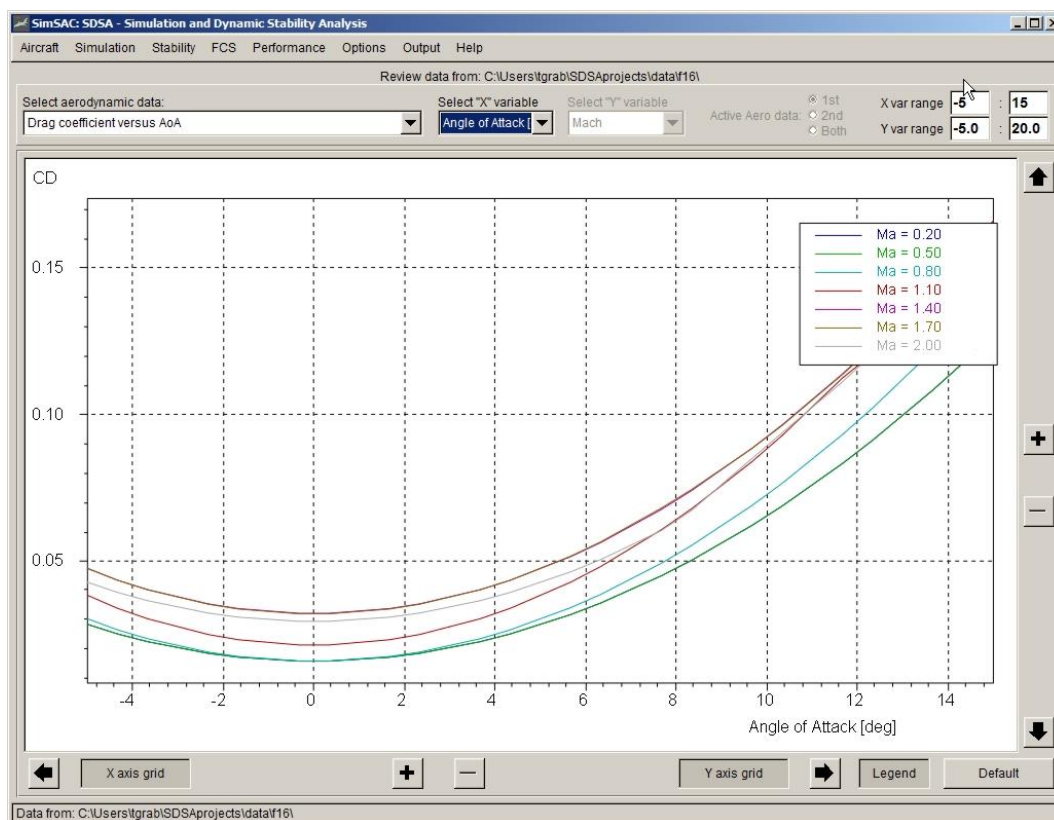
- dane aerodynamiczne
- dane układu sterowania
- dane masowe
- dane podwozia (opcjonalne)
- dane zespołu napędowego

6.1. Dane aerodynamiczne

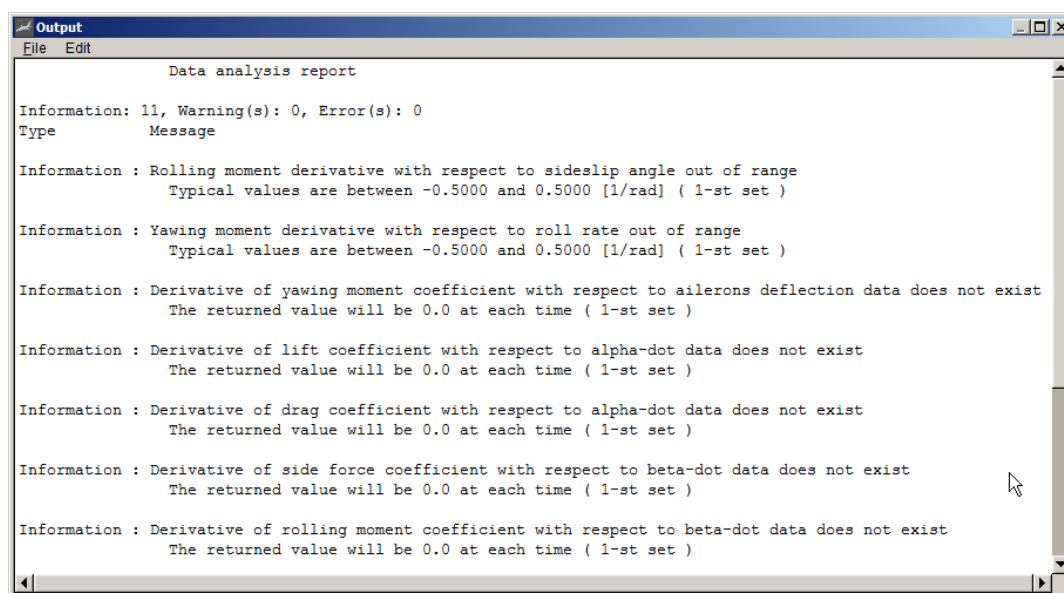
Postać danych aerodynamicznych jest przedstawiona w systemie pomocy a w Rozdz. 4.4 przedstawiono sposób ich wygenerowania przy pomocy pakietu PANUKL (flaga typu danych = 1). Dane utworzone przez pakiet PANUKL nie są jednak kompletne i wymagają uzupełnień i komentarzy. PANUKL jest metodą panelową (potencjalną) nie daje zatem rzetelnych danych na temat oporu aerodynamicznego. Współczynnik oporu wyznaczony w trybie opisanym w Rozdz. 4.4 jest sumą oporu tarcia wyznaczonego na podstawie danych statystycznych i aktualnej proporcji S_w/S (powierzchnia omywana do powierzchni odniesienia) oraz oporu indukowanego liczonego metodą Trefza. Zaleca się sprawdzenie poprawności tych danych. Pakiet PANUKL nie wyznacza również pochodnych względem przyspieszeń, tzw. mas dołączonych. O ile pochodne względem przyspieszeń bocznych (β) mają zwykle bardzo niewielki wpływ na stateczność o tyle pochodne względem przyspieszeń pionowych (zmiana kąta natarcia) wpływają na stateczność podłużną. Zestaw plików produkowanych przez Panukl Project zawiera wszystkie pliki, przy czym pliki pochodnych względem α i β zawierają zerowe wartości. Użytkownik musi sam obliczyć te wielkości i wprowadzić do plików. Nieuwzględnienie tych pochodnych nie ma jednak znaczenia fundamentalnego. Pochodne te mają znaczenie tłumiące i ich brak może pokazać, że samolot jest mniej stateczny niż w rzeczywistości. Projektant jest więc po tak zwanej bezpiecznej stronie.

Druga grupa danych aerodynamicznych, wymagających omówienia, dotyczy pochodnych od sterowania. PANUKL w trybie przygotowania danych do SDSA umożliwia skorzystanie z obliczeń konfiguracji z wychylonymi powierzchniami sterowymi lub przyjęcie wartości domyślnych. W analizie stateczności pochodne te nie mają dużego znaczenia, jednak dla potrzeb analizy układu sterowania rzetelne wyznaczenie tych pochodnych jest istotne. Ma ono również znaczenie przy obliczaniu osiągow metodami opisanymi w Rozdz. 1.2.3.

Pakiet SDSA dokonuje wstępnej oceny prawidłowości danych aerodynamicznych i umożliwia ich przejrzenie w postaci graficznej (Rys. 6.1) oraz ostrzeżenia przed nietypowymi wartościami (Rys. 6.2).



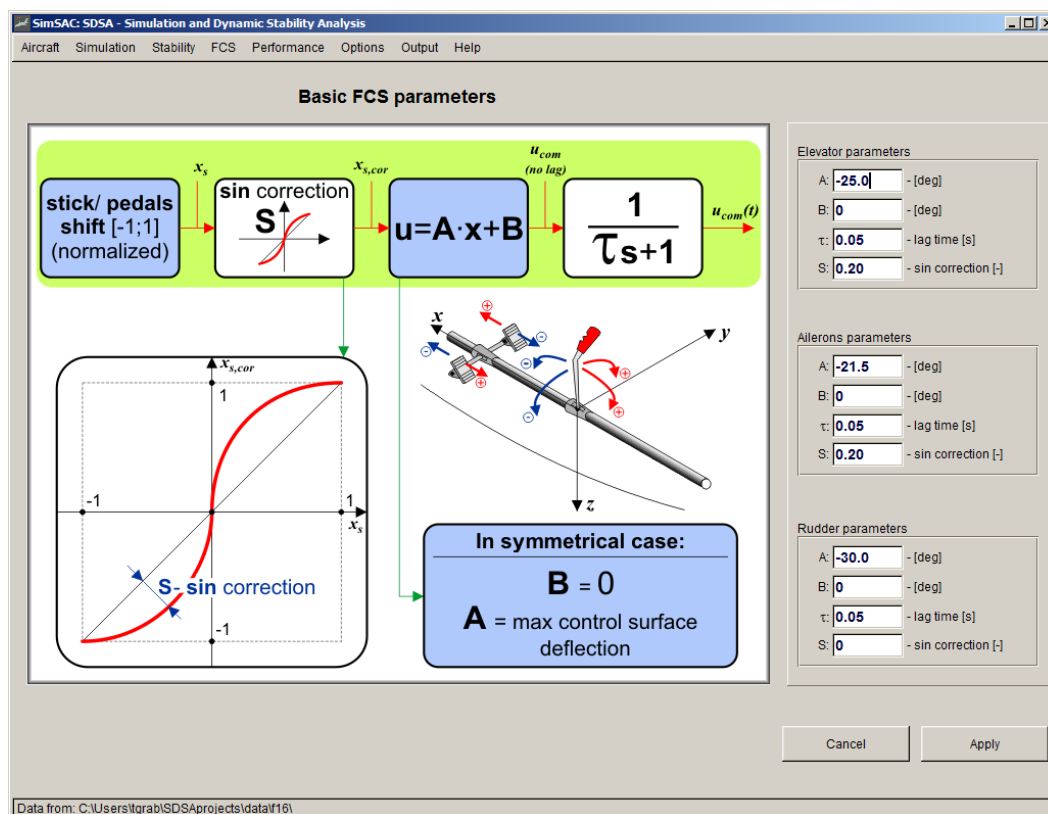
Rys. 6.1 – SDSA – przegląd danych aerodynamicznych – $CD=f(\text{Alfa}, Ma)$



Rys. 6.2 – SDSA – raport poprawności danych aerodynamicznych

6.2. Dane układu sterowania

Dane układu sterowania nie są krytyczne z punktu widzenia analizy stateczności. Są istotne dopiero gdy chcemy analizować układ sterowany (z zamkniętą pętlą). Wszystkie elementy układu sterowania można zdefiniować (edytować) bezpośrednio z programu SDSA (Rys. 6.3) a następnie zapisać do plików danych. Całość jest opisana w systemie pomocy - SDSA – User manual.

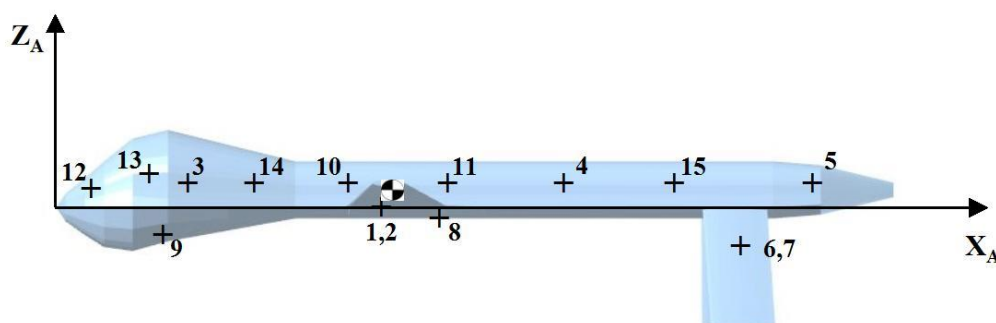


Rys. 6.3 – SDSA – okno definicji podstawowych charakterystyk układu sterowania

6.3. Dane masowe

Dane masowe to druga grupa danych niezmiennie istotnych z punktu widzenia analiz dynamicznych. Postać danych jest zdefiniowana, podobnie jak inne dane w systemie pomocy SDSA (SDSA – Input data file structure). Zasadniczą częścią jest tzw. arkusz wyważenia, którego sposób budowy podano poniżej.

Punktem wyjścia jest rysunek samolotu (tu przykładowy Predator - Rys. 6.4) ze zdefiniowanym układem współrzędnych pozwalającym na określenie położenia poszczególnych mas składowych (lokalnych środków masy) oraz momentów bezwładności względem osi układu przechodzącego przez lokalne środki mas. Dane najwygodniej zapisać w tabeli (Tabela 6.1)



Rys. 6.4 –Przykład rysunku do analizy wyważenia

Tabela 6.1 – Arkusz wyważenia – dane w układzie aerodynamicznym związanym z noskiem samolotu

lp	Element	m [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	J _{xo} [kg m ²]	J _{yo} [kg m ²]	J _{zo} [kg m ²]
1	Skrzydło prawe	95	3.20	3.06	0.00	387.60	4.37	4.37
2	Skrzydło lewe	95	3.20	-3.06	0.00	387.60	4.37	4.37
3	Kadłub - przód	60	1.29	0.00	0.00	41.90	41.90	4.10
4	Kadłub - tył	82	5.15	0.00	0.00	216.40	216.40	4.20
5	Zespół napędowy	100	6.50	0.00	0.00	2.40	2.40	5.40
6	Usterzenie motylkowe	25	6.92	0.00	-0.87	1.38	22.00	0.88
7	Usterzenie pionowe	15	6.92	0.00	-0.87	0.83	13.20	0.53
8	Podwozie główne	25	4.03	0.00	-0.80	0.00	0.00	0.00
9	Podwozie przednie	15	1.29	0.00	-0.80	0.00	0.00	0.00
10	Paliwo (zbiornik przedni)	180	2.45	0.00	0.00	5.78	16.49	17.68
11	Paliwo (zbiornik tylni)	80	3.50	0.00	0.00	3.06	3.87	4.59
12	GPS+SAR	80	0.23	0.00	-0.01	0.00	0.00	0.00
13	Anteny	28	0.50	0.00	0.10	0.00	0.00	0.00
14	Systemy Pokładowe	60	1.61	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
15	Akumulatory	80	4.83	0.00	0.10	0.00	0.00	0.00

Obliczenie położenia środka ciężkości samolotu można dokonać stosując wzory:

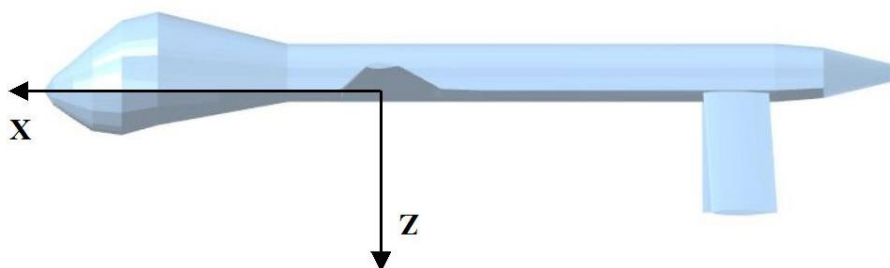
$$X_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Y_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Z_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (67)$$

Obliczenie momentów bezwładności i dewiacyjnych sumujemy i przeliczamy do układu związanego ze środkiem ciężkości stosując twierdzenie Steinera, wg zależności:

$$\begin{aligned} J_{X_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{xi} + m_i ((y_i - y_{SC})^2 + (z_i - z_{SC})^2)] \\ J_{Y_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{yi} + m_i ((x_i - x_{SC})^2 + (z_i - z_{SC})^2)] \\ J_{Z_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{zi} + m_i ((y_i - y_{SC})^2 + (x_i - x_{SC})^2)] \\ J_{XY_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{xyi} + m_i (x_i - x_{SC})(y_i - y_{SC})] \\ J_{XZ_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{xzi} + m_i (x_i - x_{SC})(z_i - z_{SC})] \\ J_{YZ_{SC}} &= \sum_{i=1}^n [J_{yzi} + m_i (y_i - y_{SC})(z_i - z_{SC})] \end{aligned} \quad (68)$$

Następnie stosując ponownie twierdzenie Steinera, możemy przeliczyć tensor bezwładności do przyjętego układu odniesienia, będącego zwykle układem związanym z punktem redukcji sił aerodynamicznych (Rys. 6.5).

W praktyce SDSA sam oblicza aktualny tensor bezwładności oraz położenie środka ciężkości, jeżeli dane masowe zostaną podane w postaci tabeli-arkusza wyważenia (Tabela 6.2). Jeżeli użytkownik wyznaczy charakterystyki masowe poza programem, może podać dane globalne (jeden element).



Rys. 6.5 – Samolotowy układ współrzędnych, w którym definiowany jest rozkład mas dla SDSA

Tabela 6.2 – Arkusz wyważenia – dane w układzie samolotowym związanym z 25% SCA (typowy układ SDSA)

Id	Element	m [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	J _{xo} [kg m ²]	J _{yo} [kg m ²]	J _{zo} [kg m ²]
1	Skrzydło prawe	95	0.11	3.06	0.00	387.60	4.37	4.37
2	Skrzydło lewe	95	0.11	-3.06	0.00	387.60	4.37	4.37
3	Kadłub - przód	60	2.02	0.00	0.00	41.90	41.90	4.10
4	Kadłub - tył	82	-1.84	0.00	0.00	216.40	216.40	4.20
5	Zespół napędowy	100	-3.19	0.00	0.00	2.40	2.40	5.40
6	Usterzenie motylkowe	25	-3.61	0.00	0.87	1.38	22.00	0.88
7	Usterzenie pionowe	15	-3.61	0.00	0.87	0.83	13.20	0.53
8	Podwozie główne	25	-0.72	0.00	0.80	0.00	0.00	0.00
9	Podwozie przednie	15	2.02	0.00	0.80	0.00	0.00	0.00
10	Paliwo (zbiornik przedni)	180	0.86	0.00	0.00	5.78	16.49	17.68
11	Paliwo (zbiornik tylni)	80	-0.19	0.00	0.00	3.06	3.87	4.59
12	GPS+SAR	80	3.09	0.00	0.01	0.00	0.00	0.00
13	Anteny	28	2.81	0.00	-0.10	0.00	0.00	0.00
14	Systemy Pokładowe	60	1.70	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
15	Akumulatory	80	-1.52	0.00	-0.10	0.00	0.00	0.00

6.4. Dane podwozia

Dane podwozia nie są istotne z punktu widzenia analizy stateczności dynamicznej i mogą być pominięte. Wystarczy podać flagę braku podwozia, zgodnie z zasadami podanymi w systemie pomocy SDSA (SDSA – Input data file structure).

6.5. Dane zespołu napędowego

Dane zespołu napędowego mają znaczenie dla prawidłowego wyznaczenia osiązków samolotu. Składają się one z dwóch części zapisanych w postaci dwóch zbiorów (struktur) danych - „power.cfg” i „thrust.cfg”. Pierwszy z plików definiuje zespół napędowy poprzez podanie liczby silników i ich położenie (współrzędne przyłożenia wektorów ciągu oraz ich kierunek) - Rys. 6.6. Ponadto można zdefiniować nominalne obroty wirujących części zespołów silnikowych i ich momenty bezwładności w celu analizy wpływu efektów giroskopowych na dynamikę lotu - efekty te są włączane opcjonalnie. Drugi z plików danych definiuje ciąg jednostki napędowej poprzez podanie charakterystyki ciągu w funkcji prędkości i wysokości lotu. Charakterystyka taka może być wyliczona przez podanie wielkości charakteryzujących jednostkę napędową (np. moc, ciąg statyczny, stopień dwuprzepływowości, itp.). Wszystkie dane zespołu napędowego można zdefiniować wykorzystując stosowne opcje SDSA (F3) a następnie zapisać bezpośrednio z programu na pliki - Rys. 6.7.

SimSAC: SDSA - Simulation and Dynamic Stability Analysis

Aircraft Simulation Stability FCS Performance Options Output Help

Propulsion configuration file: C:\Users\grab\SDSAprojects\data\Ranger\power.cfg Load Save (as)

Thrust file: C:\Users\grab\SDSAprojects\data\Ranger\thrust.cfg Load Save (as)

Thrust graph parameters: Altitude range: H min [m] 0 H max [m] 10000 H step [m] 1000
 Compute thrust Show thrust Airspeed range (Ma): Ma min 0.05 Ma max 0.90 Ma step 0.10

Engine No 1
 Coordinates in BC system [m]: X: -1.87 Y: 0 Z: 0
 Angles of incidence [deg]: α : 0 β : 0
 Max shaft angular velocity [rad/s]: Ω 1: 3000.00 Ω 2: 3000.00
 Moments of inertia [kg m²]: Jx1: 100.00 Jx2: 100.00
 Time constant [-]: T1: 1.50 T2: 2.00
 Throttle [%]: 10.0 Thrust [kN]: 10.0

Engine No 2
 Coordinates in BC system [m]: X: 0 Y: 0 Z: 0
 Angles of incidence [deg]: α : 0 β : 0
 Max shaft angular velocity [rad/s]: Ω 1: 0 Ω 2: 0
 Moments of inertia [kg m²]: Jx1: 0 Jx2: 0
 Time constant [-]: T1: 0 T2: 0
 Throttle [%]: 10.0 Thrust [kN]: 10.0

Engine No 3
 Coordinates in BC system [m]: X: 0 Y: 0 Z: 0
 Angles of incidence [deg]: α : 0 β : 0
 Max shaft angular velocity [rad/s]: Ω 1: 0 Ω 2: 0
 Moments of inertia [kg m²]: Jx1: 0 Jx2: 0
 Time constant [-]: T1: 0 T2: 0
 Throttle [%]: 10.0 Thrust [kN]: 10.0

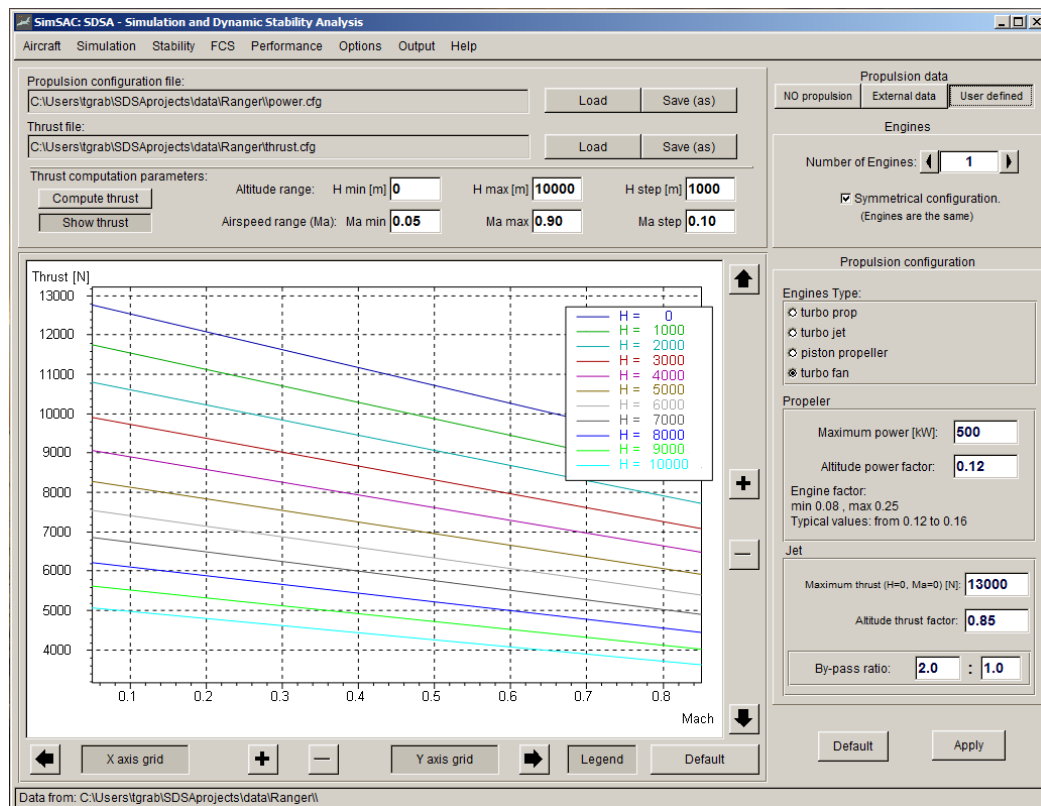
Engine No 4
 Coordinates in BC system [m]: X: 0 Y: 0 Z: 0
 Angles of incidence [deg]: α : 0 β : 0
 Max shaft angular velocity [rad/s]: Ω 1: 0 Ω 2: 0
 Moments of inertia [kg m²]: Jx1: 0 Jx2: 0
 Time constant [-]: T1: 0 T2: 0
 Throttle [%]: 10.0 Thrust [kN]: 10.0

Propulsion data
 NO propulsion External data User defined
 Engines: Number of Engines: 1
☒ Symmetrical configuration. (Engines are the same)

Propulsion configuration
 Engines Type: turbo prop turbo jet piston propeller turbo fan
 Propeller: Maximum power [kW]: 500 Altitude power factor: 0.12
 Engine factor: min 0.08, max 0.25 Typical values: from 0.12 to 0.16
 Jet: Maximum thrust (H=0, Ma=0) [N]: 13000 Altitude thrust factor: 0.85
 By-pass ratio: 2.0 : 1.0
 Default Apply

Data from: C:\Users\grab\SDSAprojects\data\Ranger\

Rys. 6.6 – Okno pozwalające zdefiniować zespół napędowy



Rys. 6.7 – Ciąg jednostki napędowej w funkcji wysokości i liczby Macha

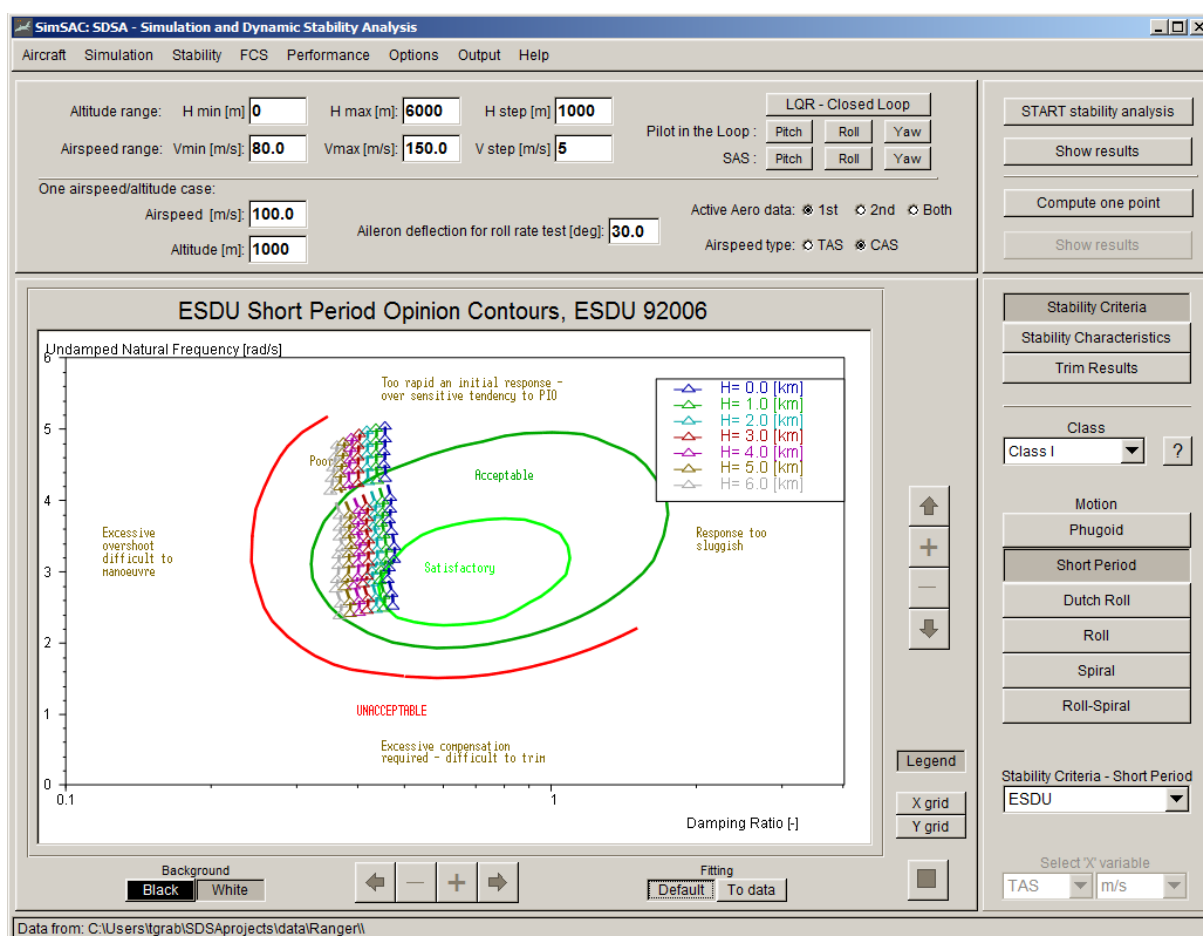
7. Obliczenia SDSA

Obliczenia w pakiecie SDSA dotyczą różnych obszarów zagadnień. Mając kompletny zestaw danych można dokonać następujących analiz:

- analiza stateczności statycznej i dynamicznej samolotu, z określeniem postaci drgań samolotu i ich charakterystyk,
- analiza dynamiki poprzez symulację lotu (model nieliniowy), identyfikacja postaci z przebiegów czasowych,
- wyznaczenie wybranych osiągnięć,
- analiza osiągnięć metodą mocy (moduł zewnętrzny).

7.1. Analiza stateczności dynamicznej – model liniowy

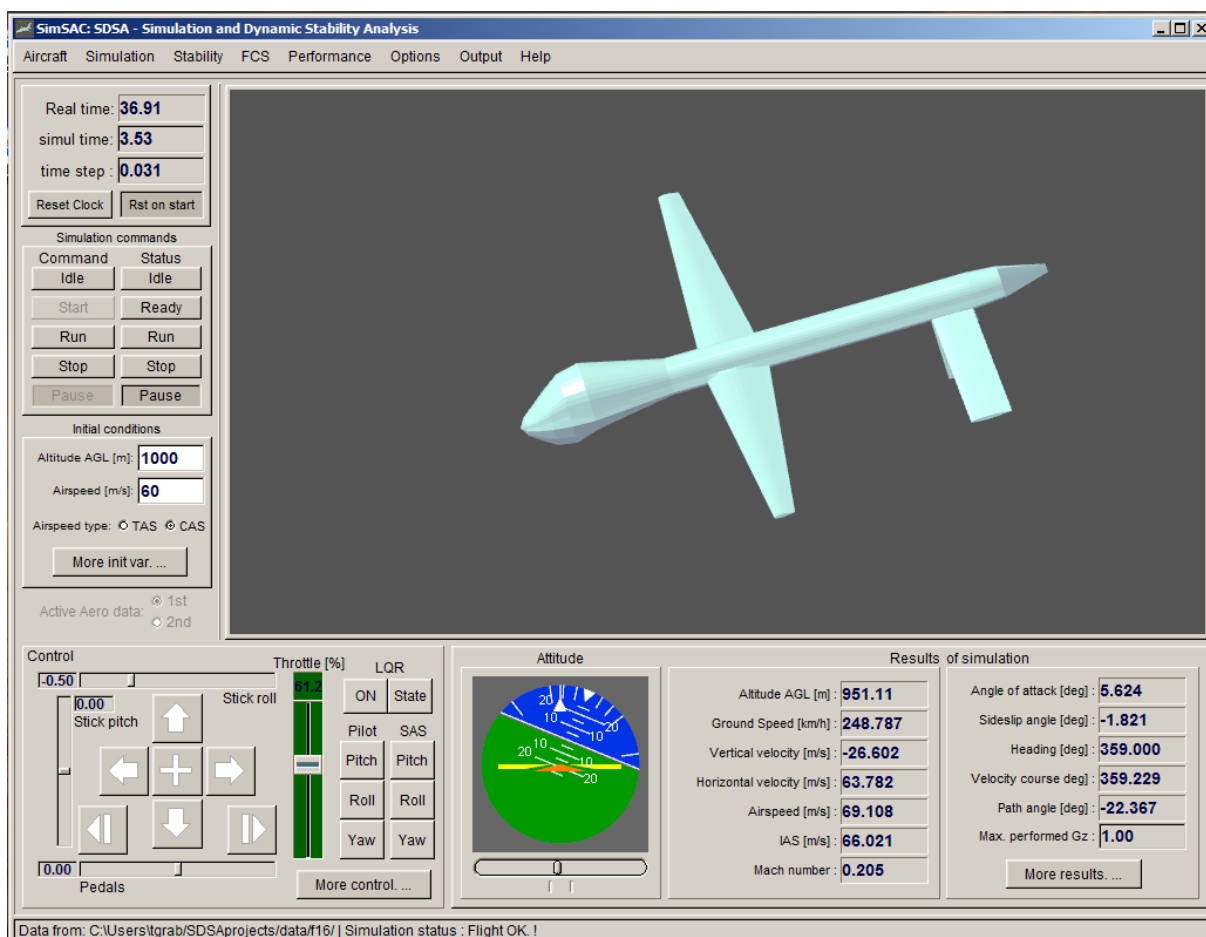
Obliczenia stateczności wykonywane są dla pojedynczych warunków lotu (prędkość, wysokość) lub dla serii prędkości i wysokości lotu. Obliczenia uruchamiamy (F7) zgodnie z opisem w systemie pomocy. Po zakończeniu obliczeń, wyniki w postaci graficznej są widoczne na ekranie. użytkownik może przejrzeć wyniki zmieniając postać ruchu oraz kryteria oceny wykorzystując stosowne kontrolki okna programu. Wyniki w postaci liczbowej można oglądać na bieżąco używając przycisku „Show results” lub zapisując je na pliku (menu Output).



Rys. 7.1 – SDSA – analiza stateczności dynamicznej

7.2. Symulacja lotu

Kolejną opcją pozwalającą na badanie dynamiki samolotu jest moduł symulacji lotu. Wykorzystuje on te same dane, co moduł wyznaczający charakterystyki stateczności dynamicznej. Szczegółowy opis wykorzystania, wraz z analizą przebiegów czasowych oraz testowaniem odpowiedzi na różne zaburzenia, zawiera system pomocy (F1). Przykładowe okno symulacji pokazuje Rys. 7.2. Plik z siatką [.inp] stworzony w pakiecie PANUKL pozwala na obecnym etapie na wizualizację ruchów samolotu podczas symulacji.



Rys. 7.2 – SDSA – symulacja lotu

7.3. Wybrane osiągi

Sposób wyznaczania wybranych osiągnięć samolotu został przedstawiony w Rozdz. 1.2.3. Obliczenia uruchamiane są z menu głównego programu z pozycji „Performance”. Do osiągnięć obliczanych z wykorzystaniem pełnego modelu należą:

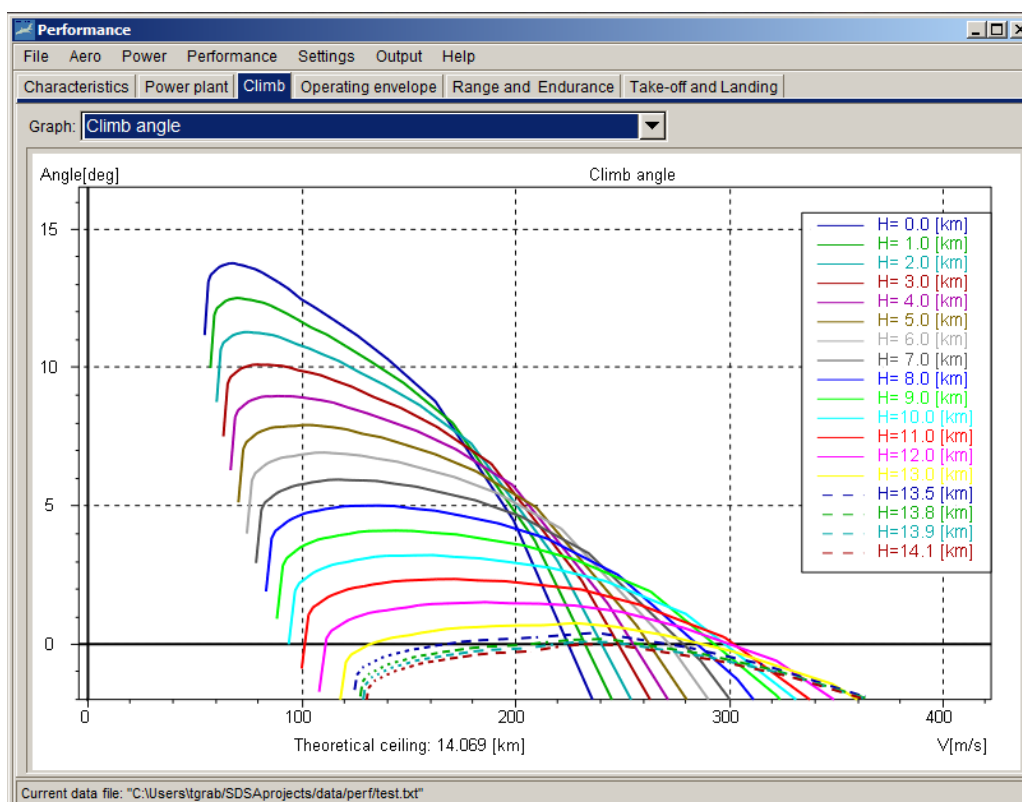
- obwódca lotu – $V_{\min}$ oraz $V_{\max}$ w funkcji wysokości lotu – opcja „Envelope” (klawisz F9),
- charakterystyka zakrętów (o minimalnym promieniu, o ustalonych wartościach przechylenia) - opcja „Manoeuvres” (klawisz F10),
- zasięg i długotrwałość lotu – opcja „Range and Endurance” (klawisz F11).

7.4. osiągi metodą mocy

Osiągi omówione w poprzednim rozdziale są obliczane z wykorzystaniem możliwie pełnego modelu matematycznego. Są to jednak wybrane osiągi samolotu. Pełniejszy zestaw parametrów osiągowych można uzyskać uruchamiając zewnętrzny moduł do wyznaczania osiągu metodą mocy. EPM (External Performance Module) wyznacza następujące osiągi:

- charakterystyki wznoszenia i kąta wznoszenia w funkcji prędkości i wysokości lotu,
- tzw. wykres ofertowy
- zasięg i długotrwałość lotu
- długość startu i lądowania

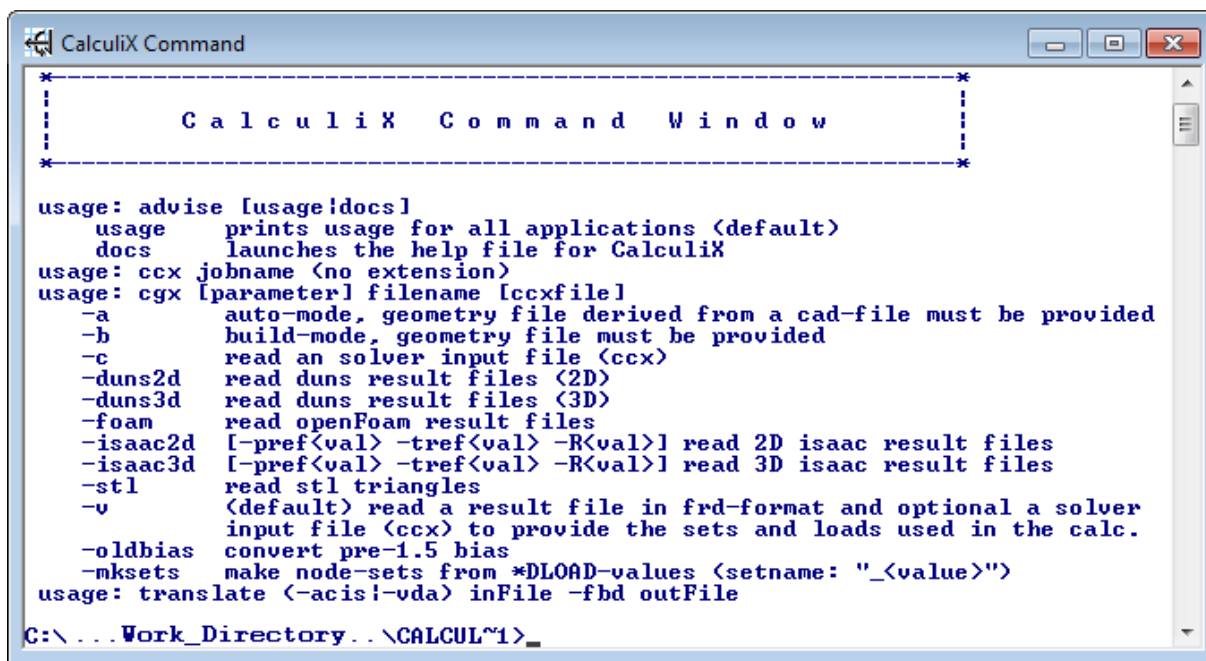
Moduł otrzymuje dane bezpośrednio od SDSA, jednak może być uruchamiany niezależnie z danymi różnej jakości, np. biegunowa definiowana w postaci szeregu wartości dla całego zakresu kątów natarcia lub biegunowa definiowana w sposób uproszczony przez opór minimalny i wydłużenie efektywne. Wszystkie opcje są opisane w module pomocy EPM – dostępny klawiszem F1.



Rys. 7.3 – EPM - przykład okna z osiągi samolotu – kąt wznoszenia

8. Obliczenia MES

Do wykonania analizy wytrzymałościowej należy otworzyć linię poleceń „CalculiX Command” (na przykład z menu start), ukaże się wtedy okno podobne do tego na Rys. 8.1. Plik *.inp do analizy wytrzymałościowej powinien znajdować się w katalogu roboczym CalculiX, w przeciwnym razie będzie trzeba uwzględnić odpowiednią ścieżkę dostępu bez rozszerzenia pliku.



```
CalculiX Command Window

usage: advise [usage!docs]
usage: prints usage for all applications (default)
usage: docs launches the help file for CalculiX
usage: ccx jobname (no extension)
usage: cgx [parameter] filename [ccxfile]
-a auto-mode, geometry file derived from a cad-file must be provided
-b build-mode, geometry file must be provided
-c read an solver input file (ccx)
-duns2d read duns result files (2D)
-duns3d read duns result files (3D)
-foam read openFoam result files
-isaac2d [-pref<val> -tref<val> -R<val>] read 2D isaac result files
-isaac3d [-pref<val> -tref<val> -R<val>] read 3D isaac result files
-stl read stl triangles
-v (default) read a result file in frd-format and optional a solver
input file (ccx) to provide the sets and loads used in the calc.
-oldbias convert pre-1.5 bias
-mksets make node-sets from *DLOAD-values (setname: "_<value>")
usage: translate (-acis|-vda) inFile -fbd outFile

C:\...\Work_Directory...\CALCUL~1>
```

Rys. 8.1 - Konsola programu CalculiX

W konsoli należy wpisać polecenie w postaci nazwy solvera i ścieżkę do pliku *.inp bez rozszerzenia np.: **ccx Predator**. Rozpocznie się analiza wytrzymałościowa, a na konsoli będą się pojawiać informacje dotyczące analizy. Obliczenia powinny się zakończyć wpisem na konsoli *Job Finished*. Po wykonanych obliczeniach obok pliku wsadowego powinny się pojawić nowe pliki z nazwą analizowanego projektu. Najistotniejsze z nich to plik z rozszerzeniem dat zawierający wyniki obliczeń w formie tekstu, które mogą być następnie obrabiane np. w arkuszu kalkulacyjnym, oraz plik z rozszerzeniem frd do postprocessingu. Plik można otworzyć przez podwójne kliknięcie, lub wpisując polecenie: **cgx Predator.frd**.

9. Przebieg obliczeń na przykładzie samolotu Predator

Niniejszy rozdział jest poświęcony uruchomieniu przykładu Predator we wszystkich trzech omawianych pakietach. Stosowne pliki danych oraz wyniki obliczeń znajdują się na dołączonej płycie CD.

9.1. Układ katalogów projektu

Prawidłowe działanie programów jest uzależnione od zdefiniowania układu katalogów na którym są przechowywane dane i wyniki. Układ katalogów był już omawiany przy okazji opisu poszczególnych programów. W tym rozdziale zostaną podane katalogi przyjęte dla omawianego przykładu. Domyślnie katalogi robocze PANUKLa i SDSA są tworzone na katalogu domowym użytkownika. W niniejszym przykładzie nazwa użytkownika to „tgrab”. Nazwa ta musi być zamieniona nazwą bieżącego użytkownika. Płytkę zawiera katalogi, które należy przekopiować na bieżący katalog użytkownika.

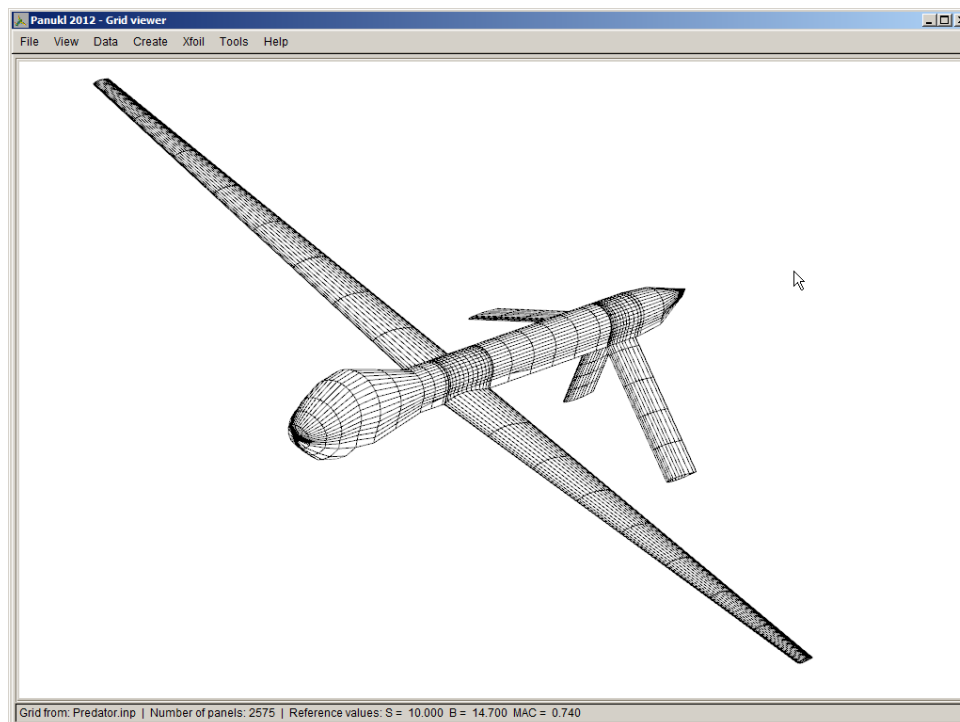
Układ katalogów jest następujący:

PanuklProjects\Predator	- główny katalog projektu Predator dla PANUKLa
PanuklProjects\Predator\out	- katalog wynikowy projektu Predator dla PANUKLa
PanuklProjects\Predator\sdsa	- katalog wyników dla SDSA
PanuklProjects\Predator\calculix	- katalog wyników dla Calculixa
SDSaprojects\data\Predator	- główny katalog projektu Predator dla SDSA
SDSaprojects\data\Predator\out	- główny wynikowy projektu Predator dla SDSA

9.2. Analiza aerodynamiczna – PANUKL

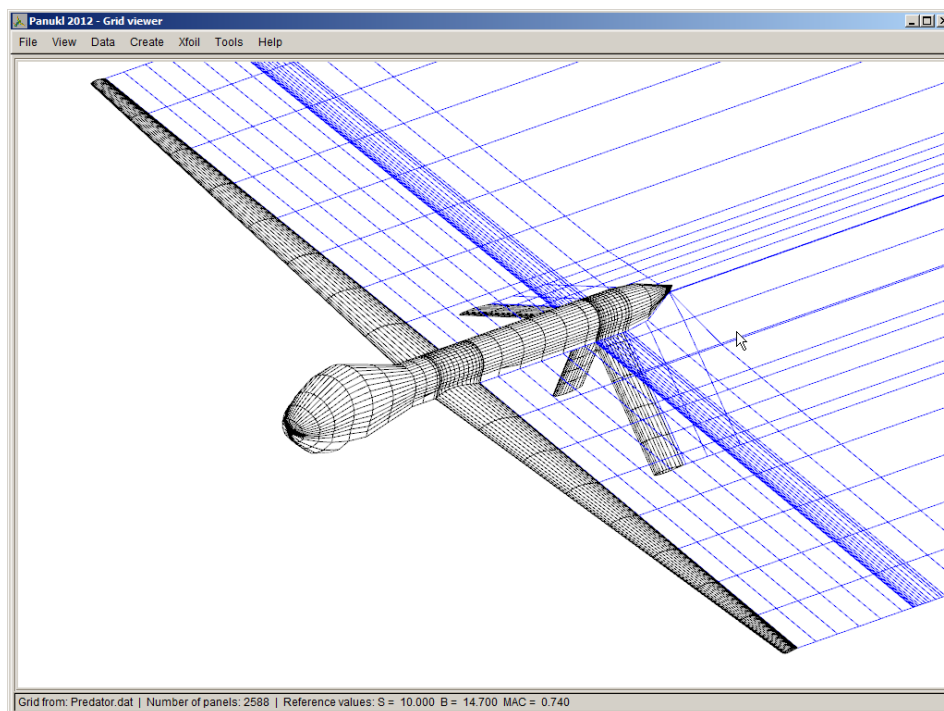
9.2.1. Budowa geometrii

Budowę geometrii zaczynamy od edycji pliku MS2 oraz przygotowania plików z profilami i geometrią kadłuba. Przykładowy plik MS2 „Predator.ms2” oraz plik z profilami [.prf] i przekrojami kadłuba „Predator.f” znajdują się w katalogu ..\PanuklProjects\Predator – ten katalog należy wskazać jako katalog projektu używając okna „Files location” (Rys. 2.2). W katalogu tym znajduje się również plik „Predator.xls” w formacie znanego arkusza kalkulacyjnego Excel. Plik ten zawiera geometrię profili i kadłuba zapisane w poszczególnych arkuszach skoroszytu. Jest to jeden ze sposobów edycji takich plików z podglądem geometrii przekrojów „on-line”. Zapisanie poszczególnych arkuszy jako plików tekstowych, oddzielnych tabulatorami, pozwala wprost na przygotowanie części danych do generacji siatki.



Rys. 9.1 – Siatka wygenerowana programem Mesh3

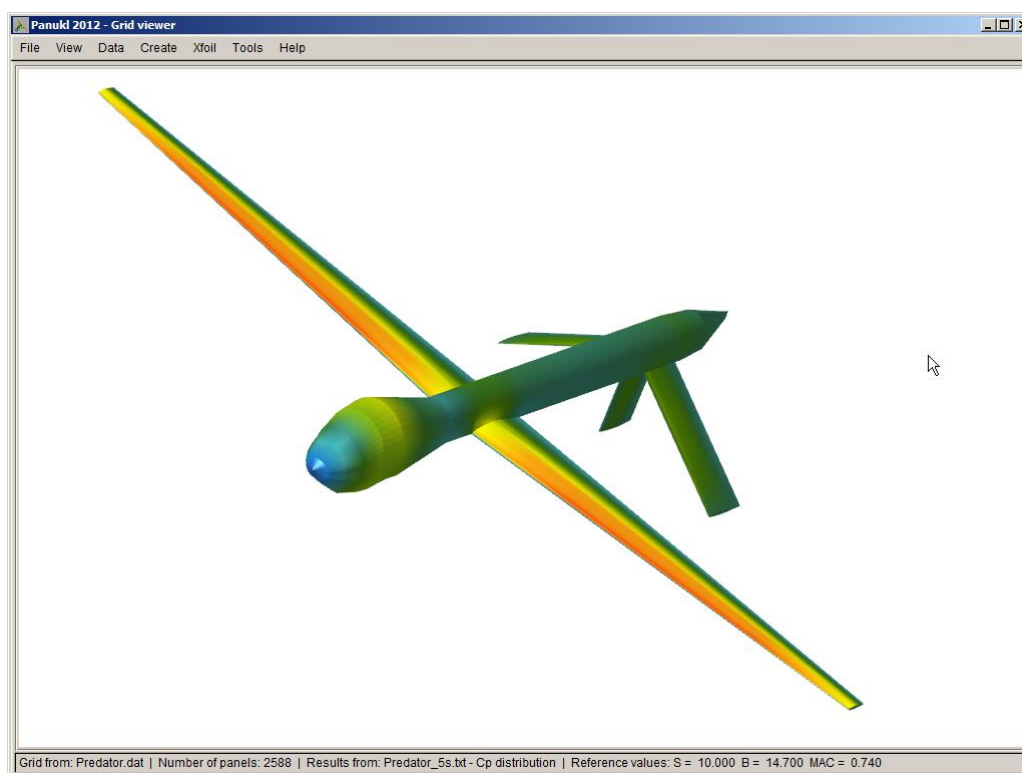
Generację siatki wykonujemy uruchamiając program Mesh3 z menu Create, wybierając plik Predator.ms2 jako plik wejściowy. Następnie uruchamiamy program Neigh, również z menu Create wybierając plik Predator.ngh jako plik wejściowy. Po wyświetleniu się okienka dialogowego, zmieniamy nazwy plików wejściowego [.inp] oraz wyjściowego [.dat], modyfikując nazwę użytkownika. Nazwę pliku wejściowego pobieramy wykorzystując przycisk „Browse”, plik wyjściowy modyfikujemy ręcznie.



Rys. 9.2 - Siatka ze śladem wygenerowana programem Neigh

9.2.2. Obliczenie właściwe

Obliczenia właściwe (przykładowe) wykonujemy uruchamiając program Panukl z menu Create, wybierając plik Predator_5.par jako plik wejściowy. Po wyświetleniu się okienka dialogowego, zmieniamy nazwy plików wejściowego [.dat] oraz wyjściowego [.pan], modyfikując nazwę użytkownika. Nazwę pliku wejściowego pobieramy wykorzystując przycisk „Browse”, plik wyjściowy modyfikujemy ręcznie. Następnie uruchamiamy program Press z menu Create wybierając plik Predator_5.prs jako plik wejściowy. Po wyświetleniu się okienka dialogowego, zmieniamy nazwę pliku wejściowego [.pan] (przycisk „Browse”). Wczytując siatkę (menu File lub Ctrl+O) i wyniki (menu File lub Ctrl+T), otrzymujemy zobrazowanie wyników w oknie programu GridView (Rys. 9.3). Wyniki numeryczne znajdują się w plikach o rozszerzeniach omówionych w Rozdz. 4.2



Rys. 9.3 – Rozkład ciśnienia dla kąta natarcia 5°

9.2.3. Obliczenia pakietowe

Obliczenia te mają na celu przygotowanie danych aerodynamicznych dla pakietu SDSA. Wywołujemy je opcją Create→Prepare data for SDSA. Po ukazaniu się okienka programu Panukl Project wybieramy z menu file nazwę pliku projektu „Predator.prj”. Modyfikujemy nazwę katalogu danych dla SDSA oraz plików z siatkami, pobierając nazwy z wykorzystaniem przycisku „Browse”, przy odpowiedniej pozycji. Następnie przechodzimy do zakładki „Run project for SDSA data”.

Uwaga: procedura przygotowania danych jest czasochłonna i silnie zależy od klasy komputera, w tym liczby rdzeni procesorów. W menu, gdzie przygotowujemy dane dla projektu SDSA jest możliwość wyboru liczby równoległych procesów. Nie zaleca się uruchamiać więcej procesów równoległych niż $n-1$, gdzie n to liczba rdzeni. W przypadku rdzenie tzw. wirtualnych nie zaleca się uruchamiać więcej niż $n/2$ procesów równoległych.

W wyniku działania programu Panukl Projekt otrzymujemy zestaw plików na katalogu „...\\PanuklProjects\\Predator\\sdsa”. Całą zawartość tego katalogu należy przekopiować do „...\\SDSAprojects\\data\\Predator”. W ten sposób dane aerodynamiczne są przygotowane.

9.3. Analiza dynamiki i osiągi – SDSA

Analizę zaczynamy od uruchomienia programu SDSA. Następnie wykorzystując komendę z menu „Aircraft→Open data from TXT files” lub skrótem „Ctrl+O” wczytujemy katalog „...\\SDSAprojects\\data\\Predator”. Po wczytaniu danych poleceniami (F2) i (F3) możemy przejrzeć wczytane dane (charakterystyki aerodynamiczne i zespół napędowy). Obliczenia uruchamiamy z menu kontekstowych jak zostało pokazane w Rozdz. 7.

9.4. Analiza wytrzymałościowa - Calculix

Ta część tutorialu pokazuje w jaki sposób wykonać eksport danych z Panukl-a do analiz wytrzymałościowych w programie CalculiX oraz procedurę obliczeniową wraz z wynikami wybranego przykładu „Predator”.

Do wykonania tej części tutorialu zostanie wykorzystany plik z definicją geometrii samolotu Predator.ms2, oraz plik z wynikami obliczeń rozkładu ciśnień Predator_5.txt.

UWAGA!!!

Jeżeli nie został jeszcze ustawiony w programie Panukl katalog roboczy CalculiX należy to teraz zrobić wpisując odpowiednią ścieżkę (np. C:\\Users\\tgrab\\PanuklProjects\\Predator\\calculix\\), tak jak w oknie Rys. 2.2. W przeciwnym wypadku, po wykonaniu eksportu, najlepiej przenieść plik do katalogu roboczego CalculiX.

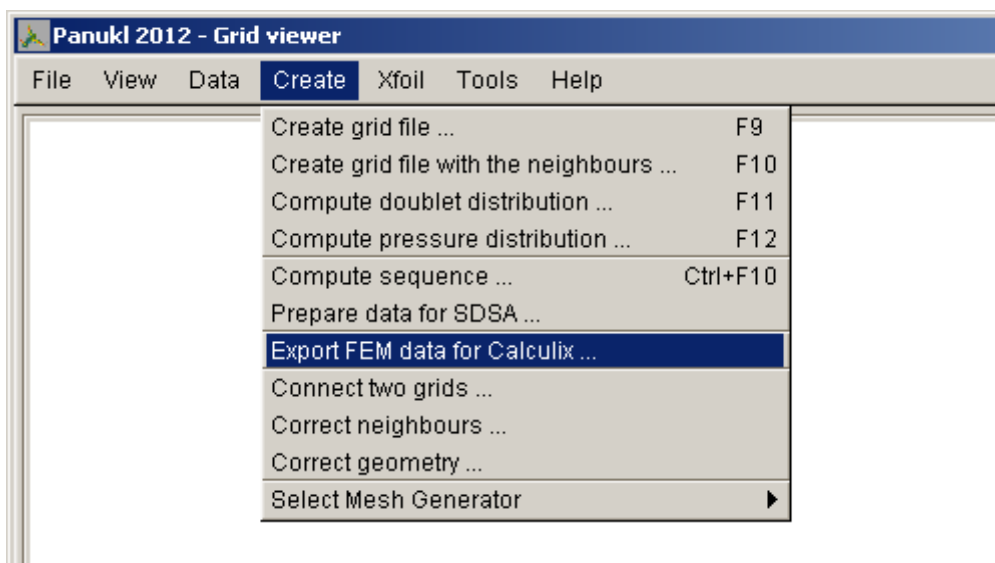
Otwórz narzędzie FEMexport za pomocą menu Panukl, tak jak to zostało pokazane na Rys. 9.4. Po otwarciu powinno się ukazać okno FEMexport podobne do tego na Rys. 5.1. W pierwszej kolejności należy wskazać ścieżkę do pliku *.ms2, za pomocą przycisku *Browse...* (..\\PanuklProjects\\Predator\\Predator.ms2). W tym momencie pola do edycji tekstu w zakładkach wypełnią się wstępnie na podstawie danych z pliku *.ms2. Ścieżkę pliku *.ms2 można wpisać, lub skorygować bezpośrednio w polu tekstowym, ale wtedy pola w zakładkach nie wypełnią się wstępnie danymi.

UWAGA!!!

Ponowny wybór pliku *.ms2 przy pomocy przycisku *Browse...* nadpisze wszelkie modyfikacje wprowadzone w polach zakładek!

Już w tym momencie możliwa jest realizacja eksportu geometrii z domyślnymi ustawieniami. Wprowadzoną konfigurację danych można zapisać w pliku *.fem wciskając przycisk *Save File*. Jeżeli ta operacja nie zostanie wykonana przed wykonaniem eksportu, w momencie wciśnięcia przycisku *Export* użytkownik zostanie poproszony o podanie ścieżki zapisu dla pliku konfiguracyjnego *.fem. Zapisane pliki konfiguracyjne mogą zostać wczytane do FEMexport przy pomocy przycisku *Open File*. Najczęściej do analiz wytrzymałościowych pożądanym jest również eksport obciążeń aerodynamicznych. W tym celu należy wskazać ścieżkę do pliku *.txt poprzez kolejny przycisk

Browse... (C:\ Users\tgrab\PanuklProjects\Predator\out\Predator.txt). W momencie wyboru pliku pole wyboru „Load” (domyślnie wyłączone) automatycznie zostanie zaznaczone. Teraz pozostało jedynie wykonanie exportu, przycisk *Export*.

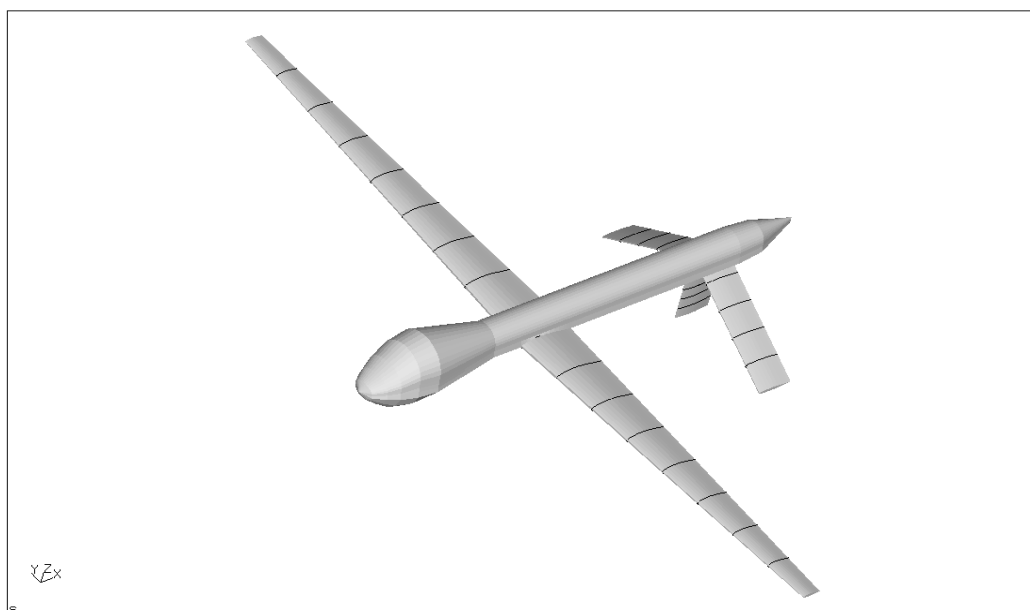


Rys. 9.4 - Menu FEMexport.

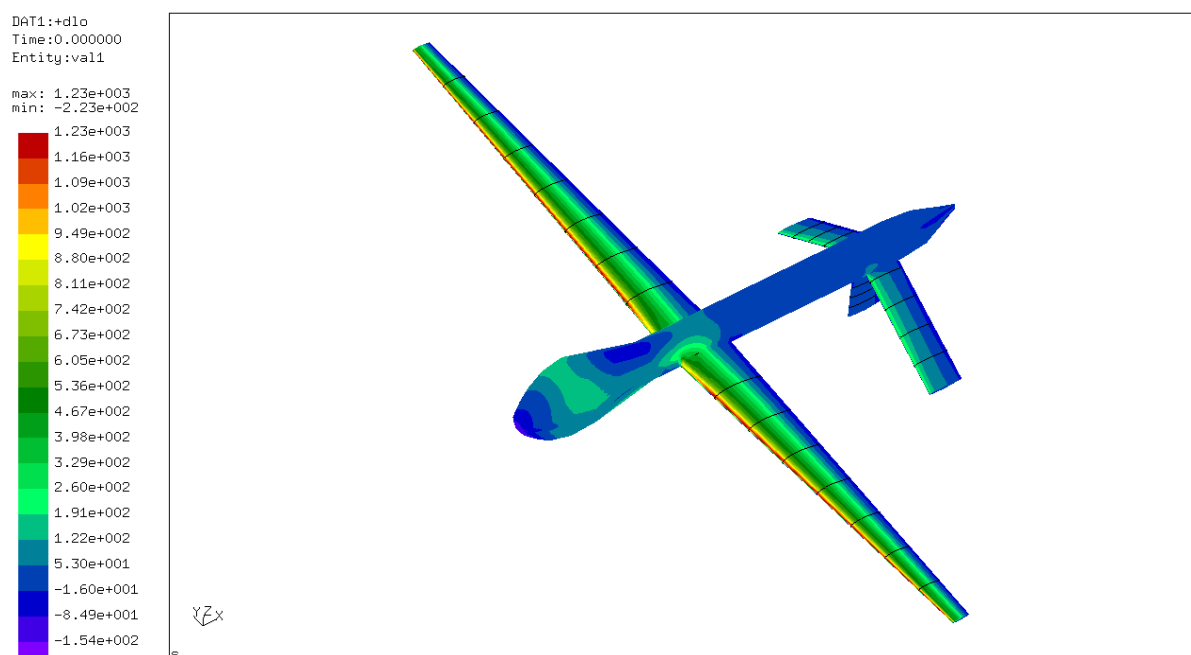
Otwórzmy teraz plik wynikowy z katalogu roboczego programu CalculiX. Jeżeli w trakcie instalacji CalculiX rozszerzenie *.inp zostało przypisane do programu, to wystarczy wykonać podwójne kliknięcie na plik, ukaże się okno jak na Rys. 9.5. W Innu przypadku należy otworzyć terminal CalculiX i wpisać odpowiednie polecenie (z poziomu katalogu roboczego CalculiX):

cgx -c Predator.inp

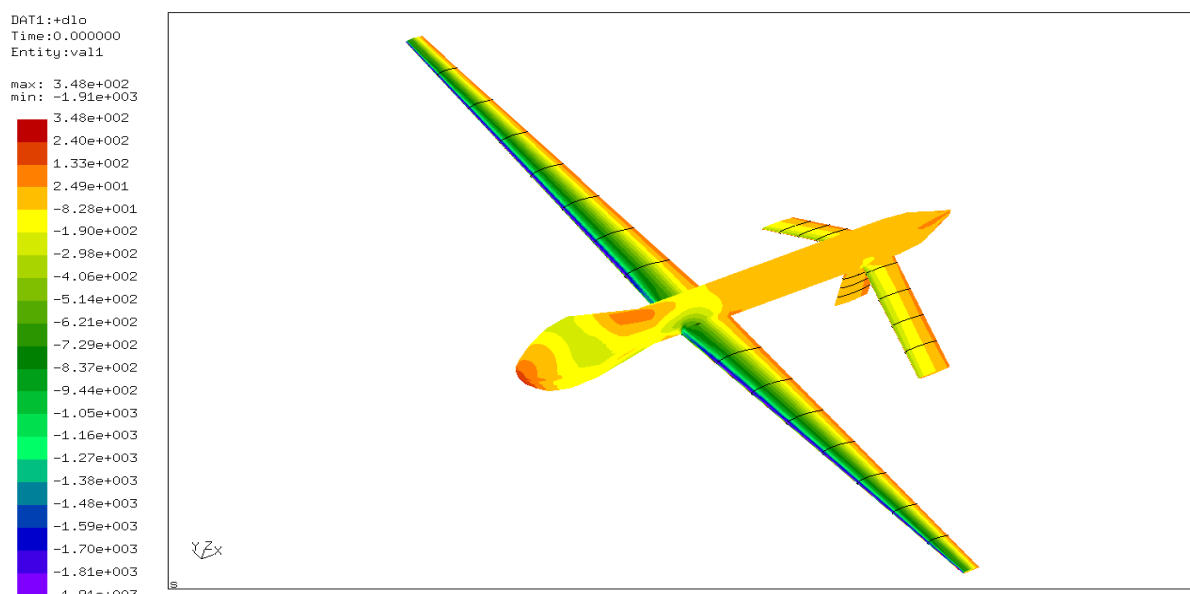
Wyeksportowany plik *.inp zawiera kompletną definicję przypadku obliczeniowego dla programu CalculiX. Plik ma zapis tekstowy i może być zmodyfikowany w dowolnym edytorze tekstu. Umożliwia to na przykład dodanie sił skupionych (podwozie, mocowanie silników) i inne operacje. Więcej szczegółów na temat konfiguracji pliku do obliczeń w programie CalculiX można znaleźć w pomocach dołączonych do programu. W trakcie eksportu dołączone zostały również obciążenia aerodynamiczne, które można teraz obejrzeć. W tym celu z menu kontekstowego CalculiX (prawy klawisz myszy) wybieramy opcję "Datasets -> -Entity- -> 1 val1". Rezultat będzie taki jak na Rys. 9.6. Definicja normalnej do panelu, a tym samym znaku ciśnienia w programie Panukl i CalculiX jest przeciwna. W trakcie eksportu wartość ciśnienia automatycznie zmienia znak i daje poprawne wartości do obliczeń wytrzymałościowych. Dodana została jednak opcja *Revers* w FEM export, dzięki której możemy wrócić do konwencji znaków takiej jak w metodzie panelowej Panukl, na przykład w celach wizualizacji i porównywania danych. Po zaznaczeniu tej flagi i ponownym wykonaniu eksportu otrzymamy wynik jak na Rys. 9.7.



Rys. 9.5 – Siatka przykładowego projektu Predator w programie CalculiX

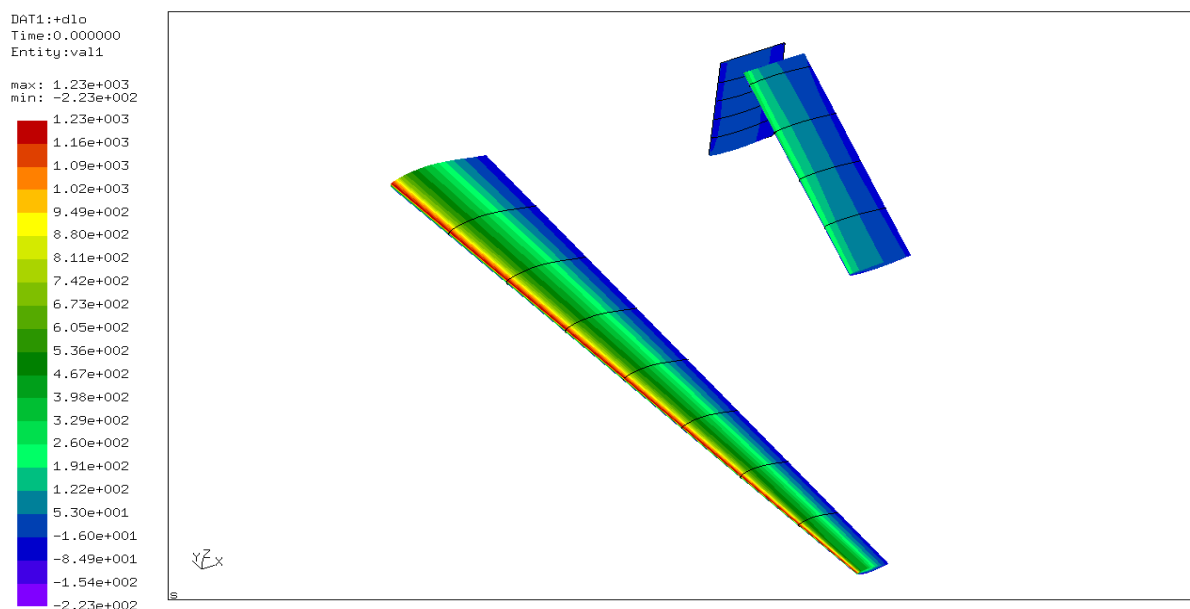


Rys. 9.6 – Siatka z wczytanymi obciążeniami aerodynamicznymi



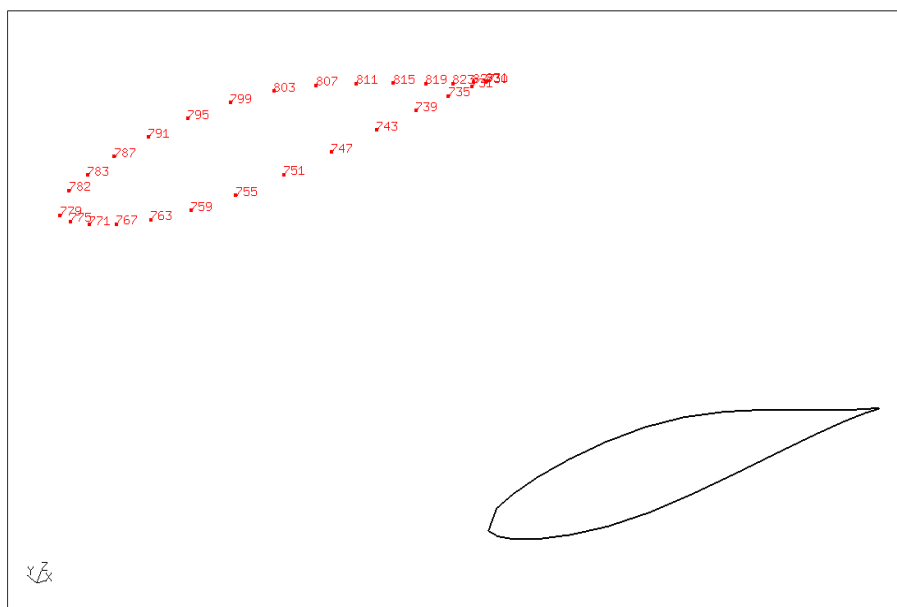
Rys. 9.7 – Siatka z wczytanymi obciążeniami aerodynamicznymi zgodna z konwencją znaków PANUKLa

Zawsze należy ograniczać koszt obliczeniowy, jeżeli jest to możliwe. W przypadku symetrycznej geometrii samolotu jedynie połowa siatki niezbędna jest do obliczeń, w tym celu z rozwijalnego menu *Airplane* trzeba wybrać opcję *Left Half*, lub *Wright Half*. Można również wykluczyć z analiz kadłub samolotu poprzez wyłączenie flagi *Shell Fuselage*. Po ponownym wykonaniu eksportu uzyskany wynik pokazuje Rys. 9.8.



Rys. 9.8 – Połowa samolotu z wyłączeniem kadłuba

FEMexport odnajduje wszystkie punkty profilów u nasady skrzydeł i domyślnie utwierdza wszystkie stopnie swobody (definicja warunków brzegowych w FEMexport – zakładka BOUNDARY). Przykładowy set punktów profilu można wyświetlić poleceniem „plot na FixRoot_Wing0” Rys. 9.9.

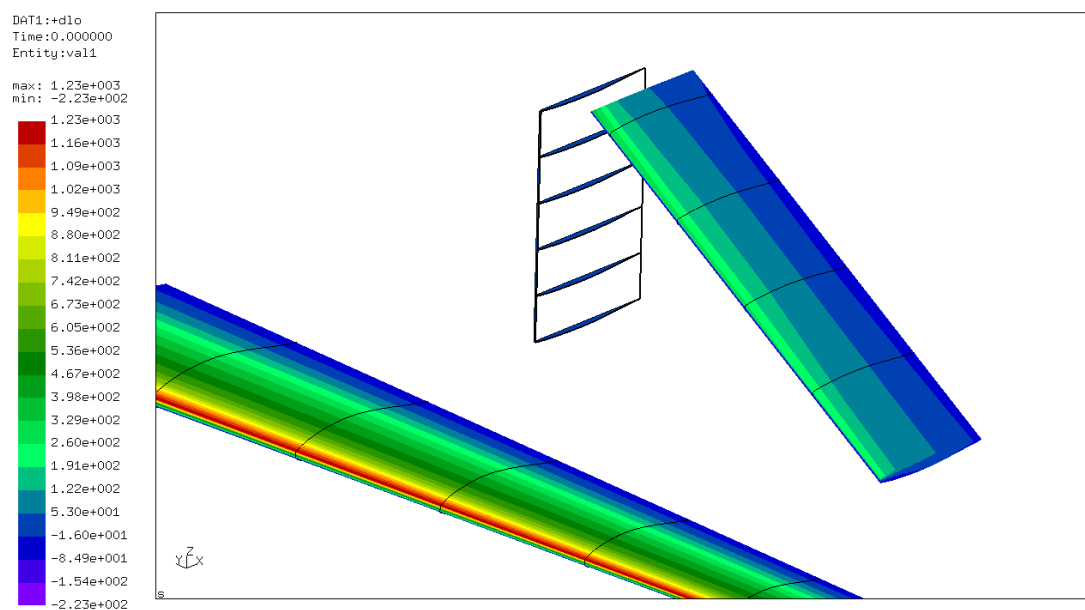


Rys. 9.9 – zestaw punktów profilu u nasady skrzydła

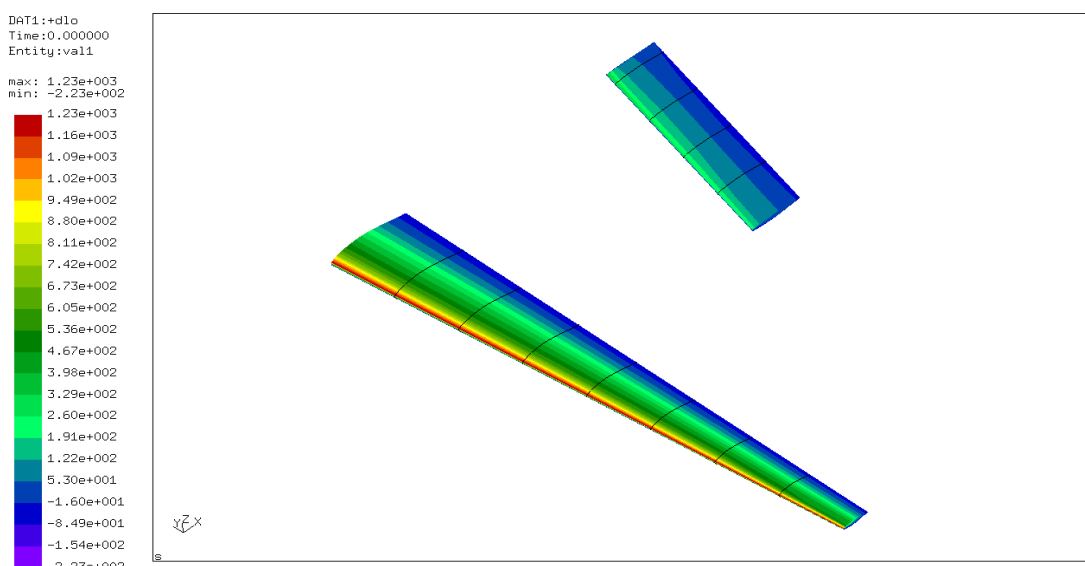
Punkty w płaszczyźnie symetrii statecznika pionowego mają wolne wszystkie stopnie swobody. Jeżeli zależy nam na zmianie warunków brzegowych można ręcznie dodać odpowiednią definicję w pliku *.inp. Wpisując w CalculiX polecenie *plot na all* wyświetlona zostanie numeracja wszystkich węzłów siatki. Dla większej przejrzystości i szybkości wyświetlania siatki można zmienić widok na *Viewing -> Lines*. W pliku *.inp należy odnaleźć definicję *NSET=FixRoot_Wing2*, a następnie dodać numery węzłów, których stopnie swobody chcielibyśmy zdefiniować, podobnie jak dla punktów profilu u nasady statecznika pionowego. Można również zdefiniować nowy set punktów *NSET=NazwaSetu* i przypisać do odpowiednich warunków brzegowych **BOUNDARY*. Szczegóły poleceń w pliku *.inp opisane są w pomocach programu CalculiX.

Można również uznać, że analizy statecznika pionowego, dla symetrycznego opływu aerodynamicznego i symetrycznych obciążeń są mało interesujące i statecznik należy usunąć. Narzędzie FEMexport oferuje taką możliwość dzięki czemu nie trzeba ręcznie edytować pliku *.inp. W FEMexport należy przejść do zakładki *SHELL_SEC*, a następnie z zakładek: *LEwall*, *TEwall*, *Ribs*, *SkinTop*, *SkinBottom*, *Fuselage* wybrać ostatnią po kolei zakładki *Skin*. Zakładki *Skin* zawiera definicję setów paneli dla poszycia poszczególnych płatów, gdzie przypisać można materiał, lokalny układ współrzędnych dla materiału i grubość powłoki. Jeżeli zamiast materiału wstawimy „0”, lub grubości powłoki wynosić będzie „0”, to będzie to oznaczać, że dany set nie zostanie wyeksportowany. Przypiszmy wartości „0” dla materiału, lub grubości poszycia, dla *SEC_SkinTop_Wing2* i *SEC_SkinBottom_Wing2* dla poszczególnych setów paneli. W wyniku eksportu uzyskany zostanie

rezultat jak na Rys. 9.10. Podobne czynności wykonajmy dla pozostałych setów paneli statecznika pionowego w zakładkach: LEwall, TEwall, Ribs. Finalny rezultat pokazuje Rys. 9.11.



Rys. 9.10 – Usunięcie paneli powłok usterzenia pionowego



Rys. 9.11 – Usunięcie statecznika pionowego (Calculix)

Plik konfiguracyjny jest już gotowy do analizy wytrzymałościowej. Po otwarciu konsoli CalculiX należy wpisać polecenie (zakładając, że plik Predator.inp znajduje się w katalogu roboczym CalculiX):

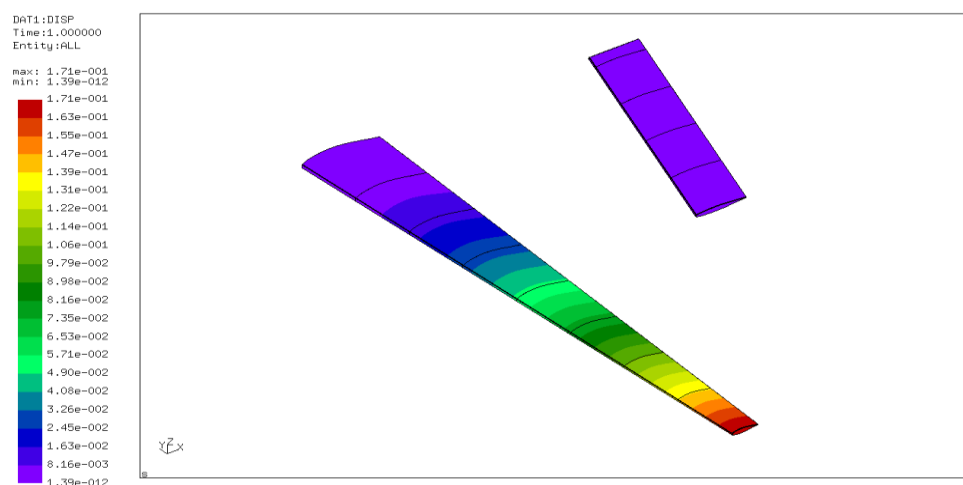
ccx Predator

Rozpocznie się analiza wytrzymałościowa, a na konsoli będą się pojawiać informacje dotyczące analizy. Obliczenia powinny się zakończyć wpisem na konsoli *Job Finished*.

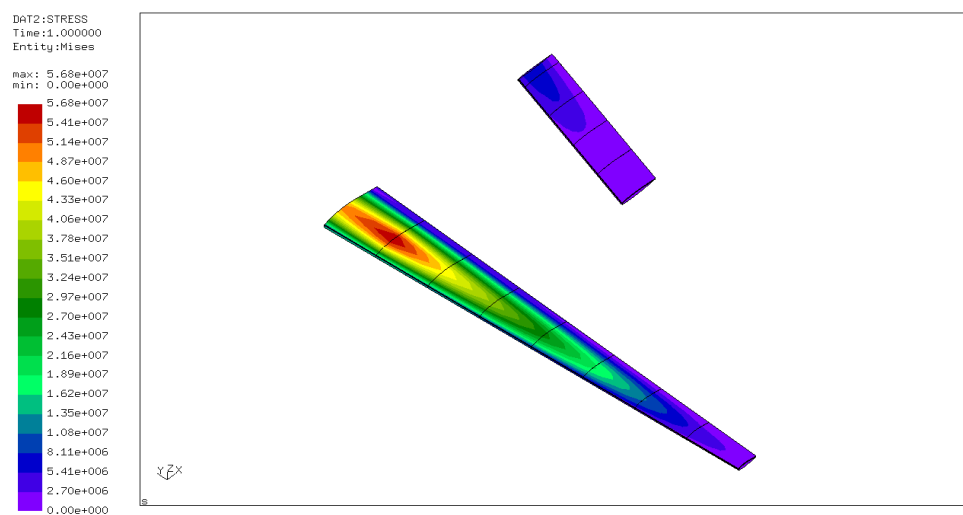
Obok pliku Predator.inp powinien się również pojawić plik z danymi w postaci tekstowej Predator.dat. W celu wizualizacji wyników obliczeń należy dwa razy kliknąć na plik Predator.frd, lub wpisać w konsoli polecenie:

cgx Predator.frd

Chcąc obejrzeć rozkład całkowitych przemieszczeń węzłów z menu kontekstowego należy wybrać *Datasets -> -Entity- -> 4 ALL* (Rys. 9.12). W celu uruchomienia animacji wybieramy *Animate -> Start*. Zmienimy teraz typ wyświetlanych danych na rozkłady naprężeń *Datasets -> 2 STRESS*. Następnie wybieramy polecenie *Datasets -> -Entity- -> Mises* (Rys. 9.13).



Rys. 9.12 – Całkowite przemieszczenia



C:\Minglu\msys\1.0\home\mie1och\CalculiX\Projects\Predator.frd

Rys. 9.13 - Von Mises stress.

Literatura

1. HESS J.L.: Review of the Historical Development of Surface Source Methods, McDonnell Douglas Corporation, Douglas Aircraft Company, Long Beach, California, U.S.A., w "Computational Methods in Potential Aerodynamics "(Editor: L.Morino), Computational Mechanics Publications, 1985, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg.
2. YATES Jr. E.C.: Unsteady Transonic Flows - Introduction, Current Trends, Applications, NASA Langley Research Center Hampton, Virginia, U.S.A., w "Computational Methods in Potential Aerodynamics "(Editor: L.Morino), Computational Mechanics Publications, 1985, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg.
3. GORAJ Z., PIETRUCHA J.: Classical Panel – A Routine Tool for Aerodynamic Calculations of Complex Aircraft Configurations: From Concept To Codes, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 4, 33, 1995
4. KATZ J., PLOTKIN A.: Low-Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc., New York 1991
5. HESS J.L., SMITH A.M.O.: Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies, Progress in Aeronautical Sciences, Vol.8, (Ed. D.Küchemann), Pergamon Press, Oxford, 1967, pp.1-138
6. HESS J.L.: Calculation of potential flow about three-dimensional lifting bodies, Final Technical Report. McDonnell Douglas Report No. MOC J5679-01, October 1972
7. Z. Goraj: Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym, Politechnika Warszawska, Warszawa 1984
8. T. Goetzendorf-Grabowski: Modelling of the aircraft motion - theory and application, in Optimalsteuerungsprobleme von Hyperschall-Flugzeugsystemen, Workshop des Sonderforschungsbereichs 255, Greifswald-München 1997, pp.21-34
9. B. Etkin: Dynamics of Flight - Stability and Control, John Wiley & Sons, Inc., New York 1982
10. B.L. Stevens, F.L. Lewis: Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Inc., New York 1992
11. R.C. Nelson: Flight Stability and Automatic Control (second edition), McGraw-Hill, 1998
12. B.H. Cook: Flight Dynamics Principles, Butterworth Heinemann, Cranfield 1997
13. F.A.Dul, T.Goetzendorf-Grabowski: Implementation of the basic Linear Quadratic Gaussian control within the Flight Control System, SimSAC official deliverable: D5.3-1
14. MIL-F-8785C - MILITARY SPECIFICATION FLYING QUALITIES OF PILOTED AIRPLANES, 5 November 1980
15. T. Goetzendorf-Grabowski: Selected problems in calculation of range and endurance of UAVs, RRDPAE conference, Riga 2004
16. T. Goetzendorf-Grabowski: Flight simulation - the good tool in design process and in aeronautical education, RRDPAE conference, Tallinn 2006
17. D.P. Raymer „Aircraft Design, a Conceptual Approach”, AIAA Education Series, 2006