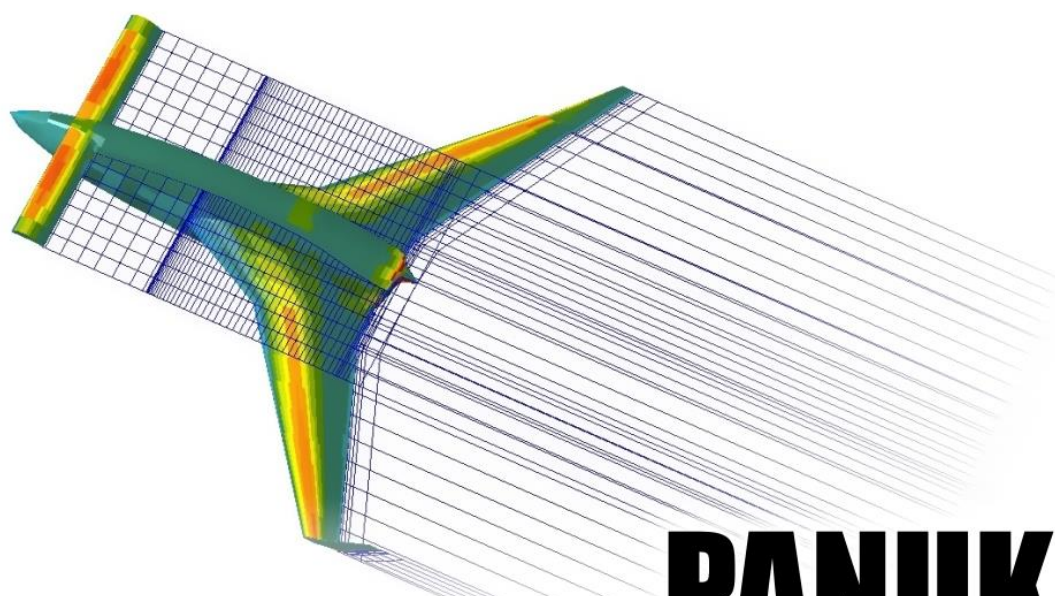


Warszawa, 11.02.2013



Instrukcja obsługi programu

PANUKL

Wersja **PL**

Spis treści

1.	Wprowadzenie	4
1.1.	Podstawy teoretyczne metody panelowej.....	4
1.1.1.	Spis ważniejszych oznaczeń:.....	4
1.1.2.	Wprowadzenie.....	5
1.1.3.	Model fizyczny i matematyczny opływu.....	5
1.1.4.	Metody obliczeniowa	6
1.2.	Skrócony opis pakietu PANUKL – główne podprogramy i ich funkcjonalności	10
1.2.1.	Program zarządzający – GRIDVIEW	10
1.2.2.	Program do edycji skryptów MS2.....	11
1.2.3.	Generatory siatki MESH3 i MESH	11
1.2.4.	Programy do obliczeń właściwych NEIGH, PANUKL i PRESS.....	11
1.3.	Pliki danych	18
1.3.1.	Opis plików danych opisujących geometrię analizowanego obiektu	18
1.3.2.	Krótki opis plików wynikowych	35
2.	Instalacja programu.....	39
2.1.	Instalacja w systemie operacyjnym MS WINDOWS	39
2.2.	Instalacja w systemie operacyjnym LINUX.....	42
3.	Rozpoczęcie pracy w systemie PANUKL	43
3.1.	Opis Interfejsu graficznego, wraz z opisem dostępnych opcji oraz oferowanych możliwości	43
3.1.1.	Opis funkcjonalności Menu – FILE	43
3.1.2.	Opis funkcjonalności Menu – DRAW	45
3.1.3.	Opis funkcjonalności Menu – DATA	46
3.1.4.	Opis funkcjonalności Menu – CREATE.....	47
3.1.5.	Opis funkcjonalności Menu – XFOIL	56
3.1.6.	Opis funkcjonalności Menu – TOOLS.....	61
3.1.7.	Opis funkcjonalności Menu – HELP	64

3.2.	Procedura obliczeniowa krok po kroku – możliwe scenariusze	65
3.3.	Przepływ informacji pomiędzy programami w trakcie prowadzenia obliczeń.....	67
4.	Dodatki i uzupełnienia.....	68
4.1.	Funkcja łączenia siatek modeli.....	68
4.2.	Tworzenie skomplikowanych siatek w oparciu o funkcję – CONNECT TWO GRIDS.....	71
4.3.	Opis zewnętrznego podprogramu do generacji piku geometrii kadłuba – FUSELAGE DATA.....	76
4.4.	Eksport geometrii z systemu UG NX4 do programu PANUKL	79
	Literatura	89

1. Wprowadzenie

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.

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

1.1. Podstawy teoretyczne metody panelowej

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

1.1.2. Wprowadzenie

Rozwój metod numerycznych oraz duże zwiększenie mocy obliczeniowej komputerów spowodowały, że w obliczeniach opływu ciał coraz częściej sięga się po modele *Eulera* (nielepkie) a nawet *Naviera-Stokesa* (lepkie). 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.

1.1.3. 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:

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

1.1.4. Metody obliczeniowa

Metoda obliczeniowa silnie zależy od sposobu modelowania bryły samolotu. Model fizyczny zdefiniowany w rozdziale 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:

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

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:

$$\text{natężenie dipola: } \mu = -(\Phi - \Phi_1), \quad (10)$$

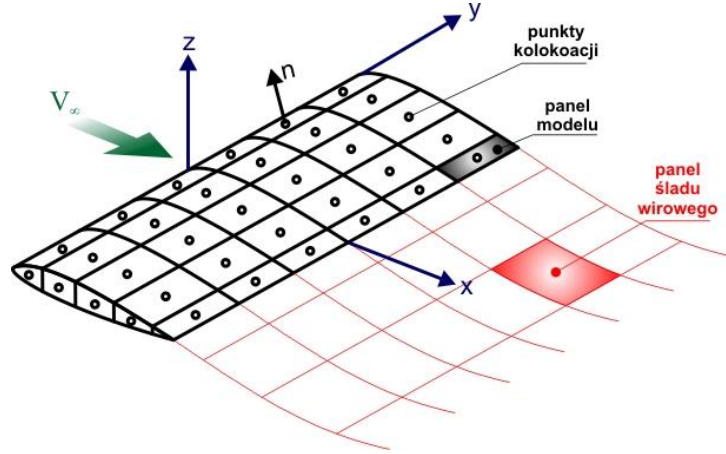
$$\text{natężenie źródła: } \sigma = \partial \mu / \partial \mathbf{n}. \quad (11)$$

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

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

-na śladzie wirowym:

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



Rys. 1 – 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) możemy przybliżyć układem równań liniowych, w których niewiadomymi są natężenia dipoli μ (stałe na panelu):

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

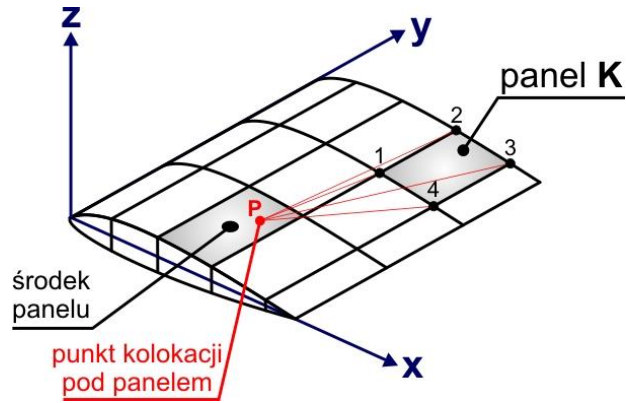
gdzie C_k , C_l i B_k to aerodynamiczne współczynniki wpływu (Rys. 2) :

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

N - liczba paneli na bryle samolotu,

N_w - liczba paneli na śladzie,

S_{1234} - powierzchnia k-tego panelu.



Rys. 2 – 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:

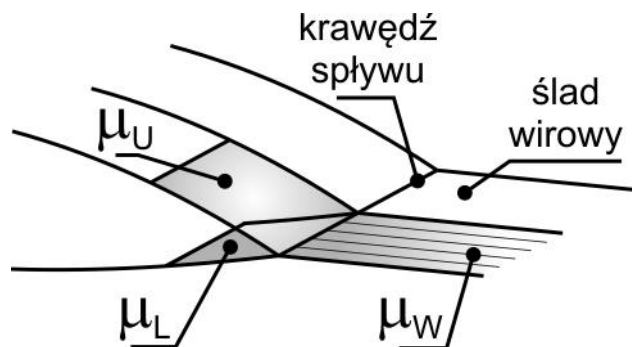
$$\sigma = -\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}_{\infty} \quad (16)$$

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. 3:

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



Rys. 3 – 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] i [5].

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 Bernoullego 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

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

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*.

1.2. 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" - 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 (dodatkowe informacje dotyczące wymagań są dostępne z wersją instalacyjną).

W obydwu przypadkach wymagane są biblioteki OpenGL.

1.2.1. Program zarządzający – GRIDVIEW

Program GRIDVIEW

Wszystkie programy pakietu *PANUKL 2012* można uruchamiać z programu zarządzającego **GRIDVIEW**, będącego zarazem przeglądarką generowanych siatek i wyników obliczeń (opis w rozdziale 3.1). 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. Kolejność wywołania poszczególnych programów powinna być następująca:

1. **MESH3** – generator siatki (wywołanie: **Mesh3.exe nazwa.ms2**),
lub stary generator (pozostający w pakiecie do czasu dokładnego przetestowania Mesh3
MESH – (wywołanie: **Mesh.exe nazwa.ms2**),
2. **NEIGH** – program wyznaczający ślad wirowy i sąsiadów paneli (**Neigh.exe nazwa.ngb**),
3. **PANUKL** – program wyznaczający rozkład potencjału prędkości (**Panukl.exe nazwa.par**),
4. **PRESS** – program obliczający rozkład ciśnienia i inne wyniki (**Press.exe nazwa.prs**).

1.2.2. Program do edycji skryptów MS2

Program MS2edit

Program **MS2edit** służy do edycji aktualnej wersji plików MS2 będącymi skryptami opisującymi geometrię samolotu. Program zapisuje pliki w bieżącej wersji składniowej (31), natomiast czyta również wersje wcześniejsze. Plik zapisany przy pomocy **MS2edit** może być czytany jedynie przez nowy generator siatki **MESH3**. Szczegółowy opis programu znajduje się w systemie pomocy **MS2edit**.

1.2.3. Generatory siatki MESH3 i MESH

Programy MESH3 i MESH

Programy **MESH3** i **MESH** służą 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)

Program **MESH** obsługuje jedynie starą (2) wersję skryptów MS2. Nowa wersja obsługuje szereg nowych typów obiektów, pozwalających na analityczny opis geometrii. Szczegółowy opis plików danych wraz z przykładami znajduje się w rozdziale 1.3.1.

1.2.4. Programy do obliczeń właściwych NEIGH, PANUKL i PRESS

Do tej grupy należą 3 programy: **NEIGH**, **PANUKL** i **PRESS**. Program **NEIGH** służy do wstępnego przetworzenia danych i wyznaczenia numerów paneli sąsiadujących. 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*.

Program NEIGH

Program **NEIGH** służy do wyznaczenia numerów sąsiadów poszczególnych paneli. Ponadto rozszerza siatkę obiektu o ślad wirowy. 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.

Zbiór z geometrią siatki [*nazwa.INP*] ma następującą postać:

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.

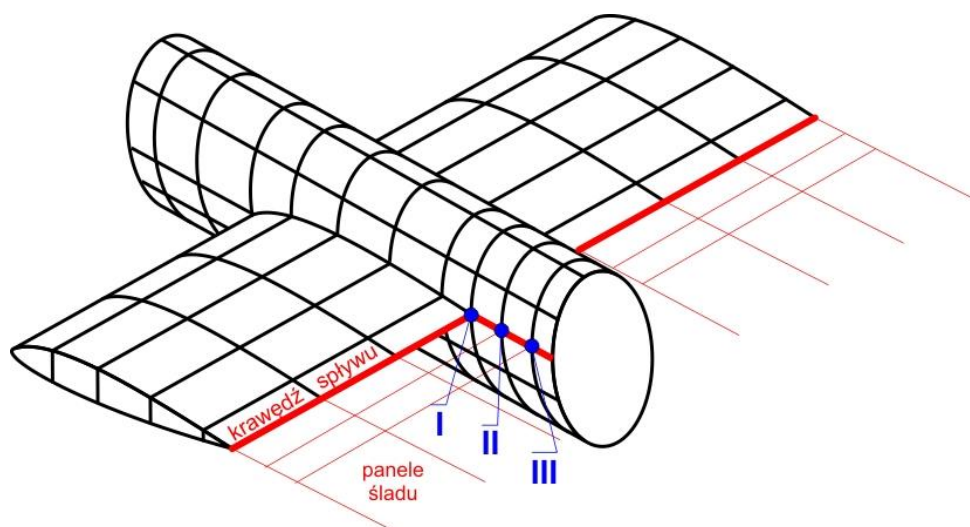
Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER 12 typu REAL)
2-N+1	I	Numer panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 1 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 2 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 3 naroża panelu.
	X1,Y1,Z1	Współrzędne 4 naroża panelu.
	Uwaga: kolejność naroży panelu jest zgodna z kierunkiem wskazówek zegara.	

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**:

Nr rekordu	Nazwa	Opis (3 zmienn3 INTEGER)
1	N_BOCZ	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.

Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER 3 typu REAL)
N_BOCZ	X, Y, Z	Współrzędne naroży panelu sąsiadujących ze śladem (duże niebieskie kropki na Rys. 4).
	IBOCZ	Numer tego panelu (na Rys. 4 zaznaczony jako: I, II, III itp.).



Rys. 4 – Panele kadłuba sąsiadujące ze śladem spływającym z krawędzi spływu płata (gruba linia)

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.	

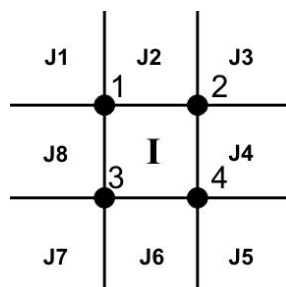
Nr rekordu	Nazwa	Opis (1 zmienna INTEGER)
N+2	NWAKE	Liczba paneli śladu (powtórzenie z Rekordu 1.).

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. 5

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.
N₁-N_{IPAS}	Numery kolejnych paneli w I-tym paśmie śladu.
N_{IPAS+1}	Liczba 100000 oznaczająca koniec pasma.



Rys. 5 – Numeracja sąsiadów I-tego panelu

Program **PANUKL**

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 kątowa przechylenia [rad/s] .
6	Q	Prędkość kątowa pochylenia [rad/s] .
7	R	Prędkość kątowa odchylenia [rad/s] .
8	IPROC	Procedura rozwiązująca układ równań (1-optymalizowana procedura z pakietu LAPACK, 2-procedura nieoptymalizowana - dokładniejsza).

Program **PRESS**

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]**).

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

Nr rekordu	Nazwa	Opis
1	PAN	Tekst (max 8 znaków) - nazwa własna zbioru [nazwa.PAN] 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 Trefza: 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. 2). 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: $\varphi(x,y) = Dxy + Ex^2 + Fy^2 + Gx + Hy + I$ 5-8 - średnia z 2 spośród 3 metod, po odrzuceniu wyniku najbardziej odbiegającego od dwóch pozostałych: 5 - metody 1, 2 i 3, 6 - metody 1, 2 i 4, 7 - metody 1, 3 i 4, 8 - metody 2, 3, i 4.
10	IKAT	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. 0 - obliczenia będą wykonane dla jednego położenia układu lokalnego, 1 - obliczenia będą wykonane dla 3 położenia układu (0°, 120°, 240°) i uśrednione po odrzuceniu wartości skrajnej.
11	X1 X2	Dwie zmienne typu REAL oznaczające początkową i końcową wartość współrzędnej X dla przedziału, który będzie uwzględniony przy wyznaczaniu współczynników globalnych.

1.3. Pliki danych

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.

1.3.1. Opis plików danych opisujących geometrię analizowanego obiektu

Plik [*nazwa.prf*] – zbiór danych opisujących profil skrzydła

- znak rozpoczynający komentarz do zawartości pliku (nie jest niezbędny)

PRZYKŁADOWA DEFINICJA PLIKU

24 #n - liczba punktów opisujących dany profil (zarówno dolną jak i górną krzywiznę profilu), Rys. 6

#górną krzywizną profilu		#dolną krzywizną profilu	
#współrzędna X	#współrzędna Y	#współrzędna X	#współrzędna Y
0.000	0.000	0.000	0.000
0.006	0.093	0.006	-0.093
0.622	0.905	0.622	-0.905
2.233	1.655	2.233	-1.655
4.806	2.330	4.806	-2.330
8.290	2.911	8.290	-2.911
12.615	3.380	12.615	-3.380
17.693	3.722	17.693	-3.722
23.422	3.929	23.422	-3.929
29.687	4.001	29.687	-4.001
36.361	3.945	36.361	-3.945
43.311	3.776	43.311	-3.776
...	...	...	...



Rys. 6 – Definicja zbioru *.prf opisującego geometrię danego profilu skrzydła

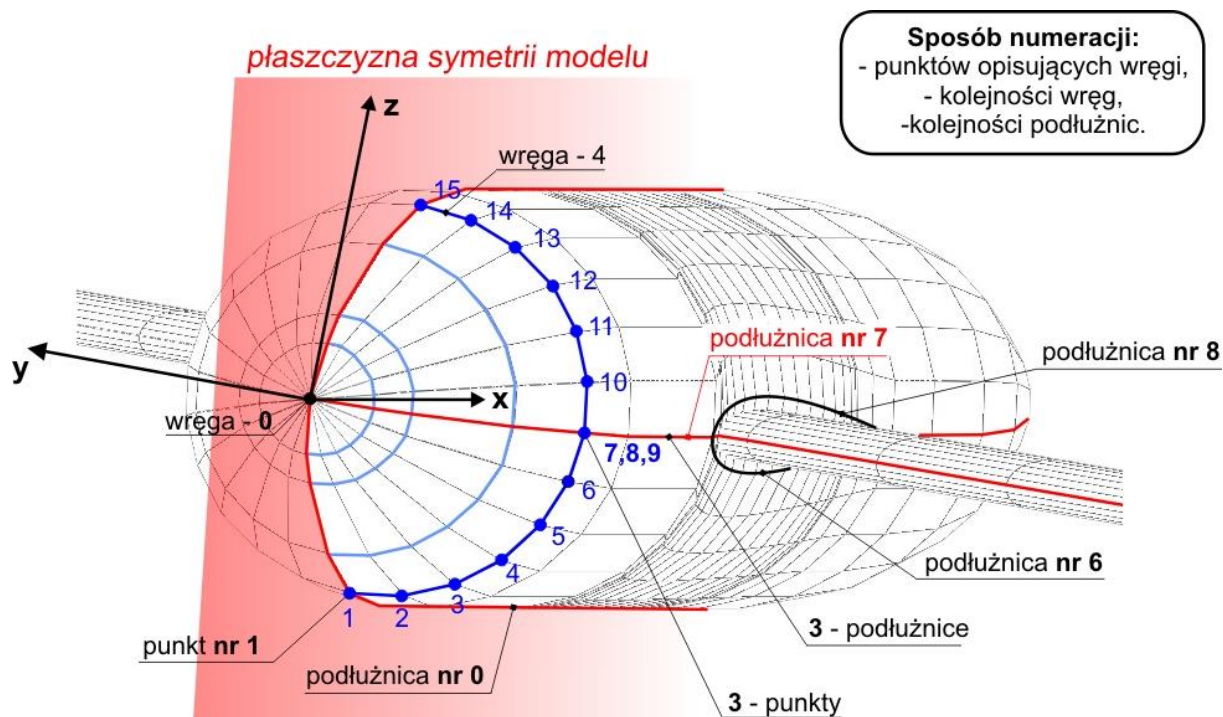
Plik [*nazwa.f*] – zbiór danych opisujących geometrię kadłuba

- znak rozpoczynający komentarz do zawartości pliku (nie jest niezbędny)

PRZYKŁADOWA DEFINICJA PLIKU

ILOSC PUNKTOW NA WRĘDZE 15		
ILOSC WREG 10 #n wręg		
WREGA 0		
#numer punktu na wrędze	#współrzędna Y	#współrzędna Z
0.000	0.000	0.000
WREGA 1		
#numer punktu na wrędze	#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		
#numer punktu na wrędze	#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		
#numer punktu na wrędze	#współrzędna Y	#współrzędna Z
1.3	0.000	0.000

Kolorem żółtym zaznaczono 3 podłużnice (patrz Rys. 7), których współrzędne są identyczne poza obszarem gdzie skrzydło (lub usterzenie przenika kadłub).



Rys. 7 – 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 wręgi oraz podłużnice kadłuba nie jest taka sama, Rys. 7
- Pierwsza i ostatnia wręga kadłuba sprowadzona jest do punktu.
- Współrzędna **Y** dla punktów definiujących kadłub nie może być ujemna.
- Współrzędna **Y** dla ostatniego i końcowego punktu danej wręgi musi być taka sama.

Plik [nazwa.ms2] – zbiór danych opisujących samolot

- znak rozpoczynający komentarz do zawartości pliku (nie jest niezbędny)

PRZYKŁADOWA DEFINICJA PLIKU (wersja 2)

```
# SEKCJA OGÓLNA
begin          # słowo kluczowe
26.6          # powierzchnia nośna (REAL) dane samolotu
1.91          # średnia cięciwa aerodynamiczna (REAL)
8.56          # rozpiętość (REAL)
6.43          # współrzędna x punktu 0.25 SCA (REAL)
0.00          # współrzędna z punktu 0.25 SCA (REAL)
1            # współczynnik skali
*****        # znak rozdzielający: 5 gwiazdek
test_01       # 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 – PŁAT „0”

```
begin_wing0   # początek sekcji płata „0” - płat główny
1            # zamknięcie płata żebrem zewnętrznym (INTEGER)
              0 – otwarte
              1 – zamknięte
              2 – zamknięte obustronnie
1            # przenikanie płata z kadłubem (INTEGER)
              1 – tak (żebro „0” - wewnątrz kadłuba, żebro „1” - na zewnątrz),
              0 – nie (kadłub jest doklejany do żebra „0”; żebro znajduje się na
              zewnątrz kadłuba)
7            # numer podłużnicy kadłuba, do której „przyczepiony” jest nosek płata
              (numer zgodny z danymi w zbiorze z definicją geometrii kadłub, Rys. 7)
3            # ilość sekcji definiujących geometrię płata (INTEGER)
              poniżej przedstawiono ich opis:
nac65006.prf  # profil żebra dla danej sekcji (nazwa zbioru danych)
5.20          # cięciwa (REAL)
6.27 1.09 1.01 # współrzędne noska żebra (REAL)
0.00 1.00 0.00 # kąty obrotu żebra w przestrzeni względem osi X, Y, Z [deg] (REAL)
0            # numer przekroju (INTEGER)
```

sekcja - 1

(numer przekroju bieżącej sekcji – [numer przekroju z poprzedniej sekcji + 1] = ilość żebrow dostawianych automatycznie pomiędzy to i poprzednie żebro definiujące (słuszne, gdy numer przekroju poprzedniej sekcji > 2) Rys. 15

```

nac65006.prf
4.09
8.96 2.21 0.94
0.00 0.00 0.00
1

```

sekcja - 2

```

nac65004.prf
1.60
13.90 4.31 0.73
0.00 0.00 -2.03
8
0 0.5 1.25 2.5 5 7.5 10 15 20 30 40 50 60 74 90 100

```

sekcja - 3

podział płata wzdłuż cięciwy [%CA] podział płata może być dokonany automatycznie liniowo lub cosinusoidalnie, możliwe opcje np:
linear 15 – podział równomierny na 15 odcinków
cosine 15 – podział cosinusoidalny na 15 odcinków

end_wing # koniec sekcji płata „0” - płat główny

SEKCJA PŁATÓW – PŁAT „1”

begin_wing1 # początek sekcji płata „1” – w tym przypadku statecznik poziomy – opis analogiczny jak dla płata głównego

1

1

...

end_wing # koniec sekcji płata „1” – statecznik poziomy

SEKCJA PŁATÓW – PŁAT „2”

begin_wing2 # początek sekcji płata „2” – w tym przypadku pojedynczy statecznik pionowy – opis analogiczny jak dla płata głównego

1

0 # przenikanie płata z kadłubem (INTEGER) 0 – kadłub jest doklejany do żebra „0”, żebro znajduje się na zewnątrz kadłuba)

16

3

```

nac65006.prf
5.00
10.58 0.00 1.52
90.00 0.00 0.00
1

```

```

nac65006.prf
3.54
12.57 0.00 2.25
90.00 0.00 0.00
3

```

```

nac65004.prf
1.93
15.69 0.00 4.35
90.00 0.00 0.00
7

```

unknown # nieznan jest podział płata wzdłuż cięciwy (będzie ustalony automatycznie)

```

bottom      # słowo „bottom” lub „top” oznacza ,że płat posiada tylko dolną lub
            # górną powierzchnię (dotyczy głównie symetrycznych płatów na osi
            # symetrii samolotu) - jego druga połowa powstanie
            # jako lustrzane odbicie
end_wing    # koniec sekcji płata „2” – statecznik pionowy
# SEKCJA PŁATÓW – PŁAT „3”
begin_wing3  # początek sekcji płata „3” – w tym przypadku płyta brzegowa – opis
2           # analogiczny jak dla płata głównego
0
0
3
...
end_wing    # koniec sekcji płata „3” – płyta brzegowa
# SEKCJA KADŁUBA
begin_fuselage # początek sekcji kadłuba
1            # 1 – kadłub istnieje,
            # 0 – nie istnieje (jeśli nie istnieje, pozostałe dane mogą być pominięte)
test_01.f    # nazwa zbioru z danymi kadłuba
7           # ilość dodatkowych wręg (dostawianych automatycznie
9.9 10.5 11.3 11.6 11.9 12.3 12.6 # położenie wzdłuż osi X dodatkowych wręg
end_fuselage # koniec sekcji kadłuba
# SEKCJA POŁĄCZEŃ
begin_connections # początek sekcji połączeń poziomych
1               # liczba połączeń (jeśli 0 pozostałe wiersze mogą być pominięte)
2 1 0 0 0 15 1 # statecznik pionowy (płat-2) z poziomym (płat-1), opis wartości:
                # 2 – nr płata - statecznik pionowy (begin_wing2)
                # 1 – nr płata - statecznik poziomy (begin_wing1)
                # 0 – nr żebra statecznika pionowego połączonego z statecznikiem
                # poziomym: 0 – pierwsze, 1 - ostatnie
                # 0 – nr żebra statecznika poziomego połączonego z statecznikiem
                # pionowym: 0 – pierwsze, 1 – ostatnie
                # 0 – nr podłużnicy statecznika poziomego połączonej z noskiem
                # statecznika pionowego
                # 15 – nr podłużnicy statecznika poziomego połączonej ze spływem
                # statecznika pionowego
                # 1 – powierzchnia usterzenia poziomego, która ulegnie modyfikacji:
                # 0 – powierzchnia dolna, 1 – powierzchnia górna
end           # koniec sekcji połączeń poziomych
begin_connections_V # początek sekcji połączeń pionowych
1             # liczba połączeń pionowych, np: płyta brzegowa + skrzydło
            # (jeśli 0 pozostałe wiersze mogą być pominięte)
0 3 1 3 0 16 1 # płat pionowy z poziomym, opis wartości:
                # 0 – nr płata poziomego
                # 3 – nr płata pionowego
                # 1 – nr żebra płata poziomego połączonego z płatem pionowym:
                # 0 – pierwsze, 1 - ostatnie
                # 3 – nr żebra płata pionowego połączonego z płatem poziomym

```



```

0 – nr podłużnicy płata pionowego połączonej z noskiem
    płata poziomego
16 – nr podłużnicy płata pionowego połączonej ze spływem
    płata poziomego
1 – powierzchnia płata pionowego, która ulegnie modyfikacji:
    0 – powierzchnia zewnętrzna, 1 – powierzchnia wewnętrzna
end # koniec sekcji połączeń pionowych

```

Opis pliku ms2 – nowe lub zmienione dane

OPIS DEFINICJI PLIKU (wersja 31)

SEKCJA WERSJI PLIKU ms2

begin_version

31 # wersja pliku: Bieżąca wersja to 31

end

SEKCJA OGÓLNA

nie zmieniała się w porównaniu z wersją 2.0

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 wyznaczone (płat będzie doklejony)

1 – przenikanie będzie wyznaczone

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 żebro zewnętrzne

Both – płat zamknięty z obydwu stron

Internal – tylko żebro wewnętrzne

TwistRef # współrzędna względna (% cięciwy)punktu skrzywienia 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 żeber:
 # 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 końcówki.

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**

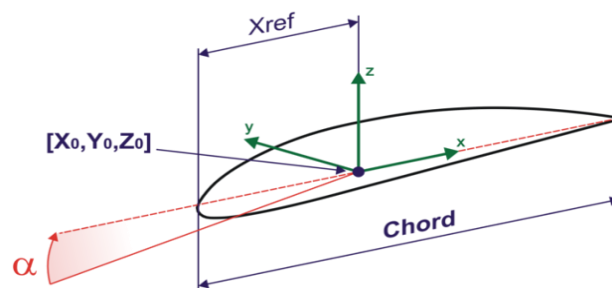
Root Chord α Xref X0 Y0 Z0 *Airfoil*

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

np.:

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



Rys. 8 – 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

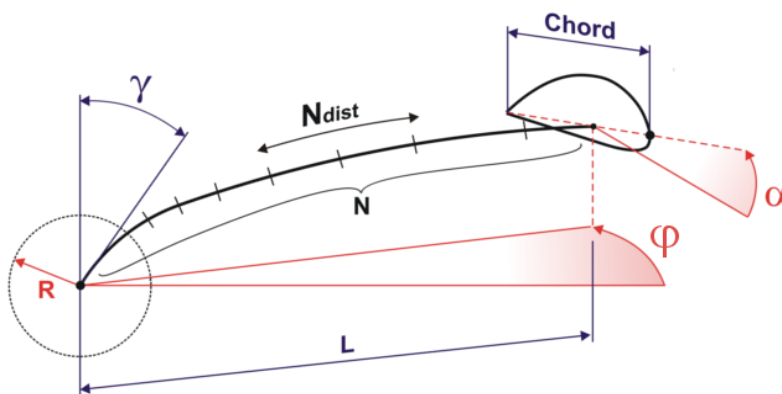
SpanPanConc - współczynnik koncentracji rozkładu paneli wzdłuż rozpiętości

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. 9 – Moduł typu EquiLine

2.3) Moduł Line

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

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

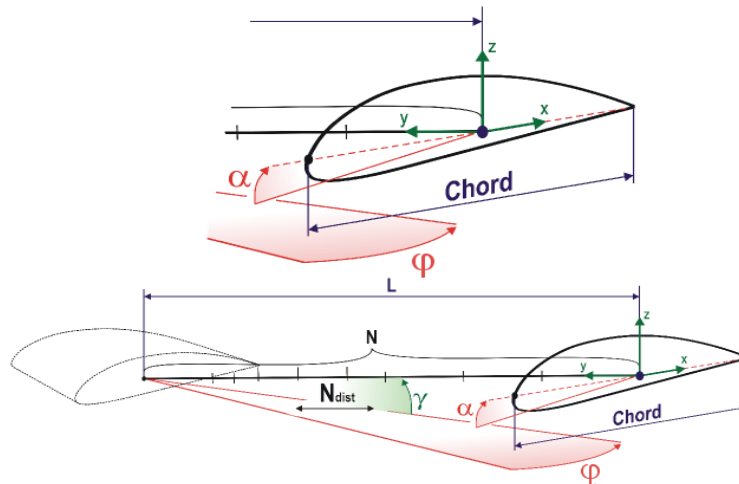
SpanPanConc - współczynnik koncentracji rozkładu paneli wzdłuż rozpiętości

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. 10 – Moduł typu Line

2.4) Moduł Arc

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

gdzie:

Airfoil – nazwa pliku z profilem

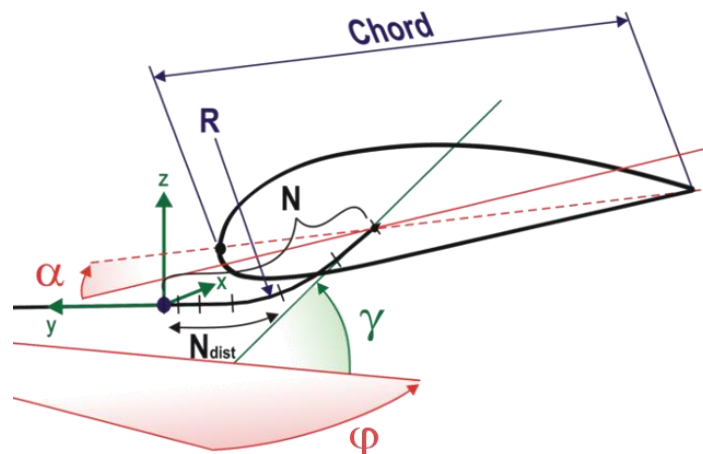
SpanPanConc - współczynnik koncentracji panelowania wzdłuż rozpiętości

Opcje: **Left, Center, Right**

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

np.:

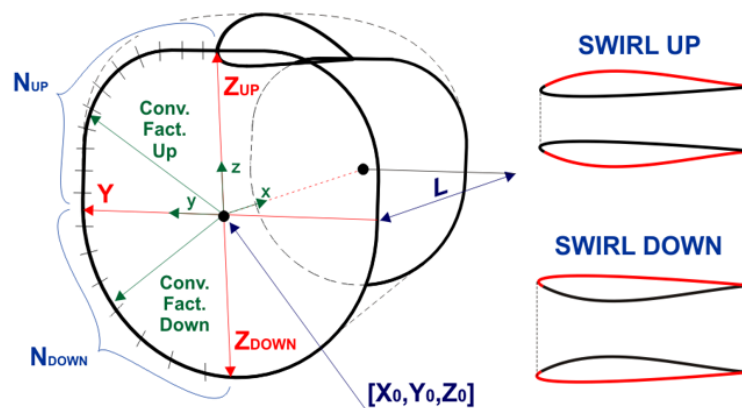
Arc 1 0 0 35 20 1 0 1 Center CJ-2.PRF



Rys. 11 – 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. 12)
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. 12 – 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. 7

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 zgięcia

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 - powiechnie 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. klapy - Rys. 14)- pierwsze
skrzydło o mniejszej cięciwie – patrz Rys. 13

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

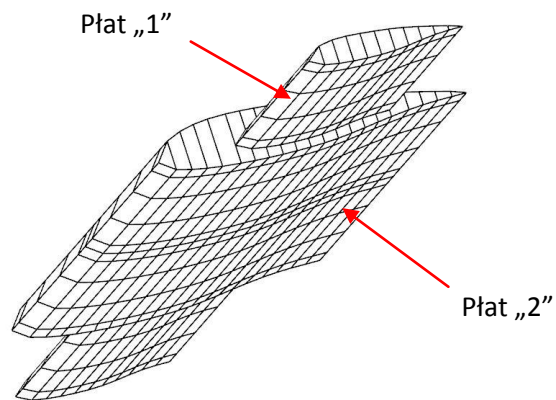
Wing2LongTE # numer podłużnicy płata 2 połączonej z krawędzią spływu płata 1

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



Rys. 13 – Połączenie typu „Parallel”

Przykład (połączenie typu pionowego):

begin_connections

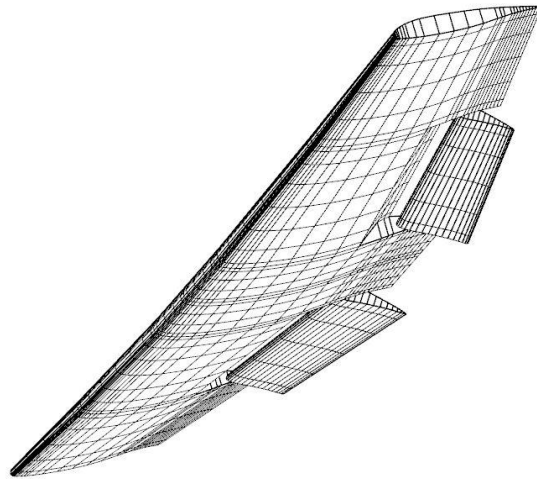
1

Vertical

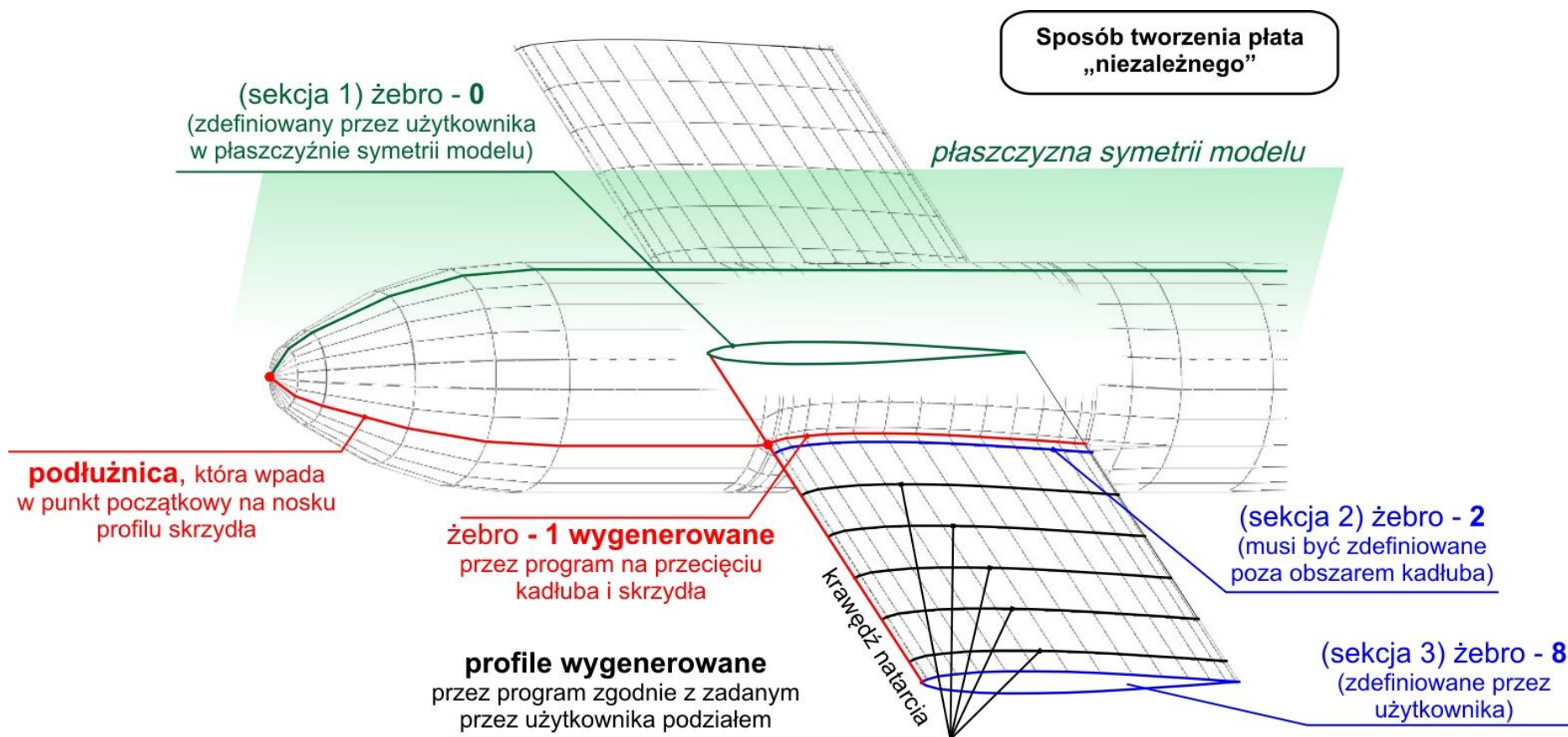
Connection1

1 1 0 1 5 0 2 1

end



Rys. 14 – Kłapa szczelinowa – wycięcie modelowane przy pomocy opcji połączeń równoległych



Rys. 15 – Sposób tworzenia płata „niezależnego” (zgodny z definicją **płata-0** podaną jako przykład powyżej)

1.3.2. Krótki opis plików wynikowych

Plik [nazwa.OUT]

Wyniki obliczeń całkowitych współczynników aerodynamicznych:

- znak rozpoczynający komentarz do zawartości pliku (nie jest niezbędny)

PRZYKŁADOWA STRUKTURA PLIKU WYNIKOWEGO

Data from file:

C:/Users/Lucas/Panukl/dat/panukl/predator.pan # ścieżka dostępu do pliku

Geometry data: # geometria odniesienia

S = 10.00

MAC = 0.74

B = 14.70

Coordinates of reference point for moments calculation: # punkt redukcji momentów

X = 3.31 Y = 0.00

Angle of attack, sideslip angle and Mach number: # kąt natarcia, kąt ślizgu, liczba Macha

Alfa = 5.0

Beta = 0.0

Mach = 0.0

angular velocities: # prędkości kątowe

P = 0.0

Q = 0.0

R = 0.0

Global results : # globalne wyniki dla analizowanego obiektu

in body axis system: # globalne wyniki w układzie samolotowym

Cx = -0.0488533498

Cy = -0.000400980979

Cz = 0.757529054

Cl = 0.000270848351

Cm = -0.303237661

Cn = 0.000253265641

in stability axis system: # globalne wyniki w układzie związanym z przyjętym biegunem (zwykle ¼ SCA)

Cz = 0.758904277

Cx = 0.0173555587

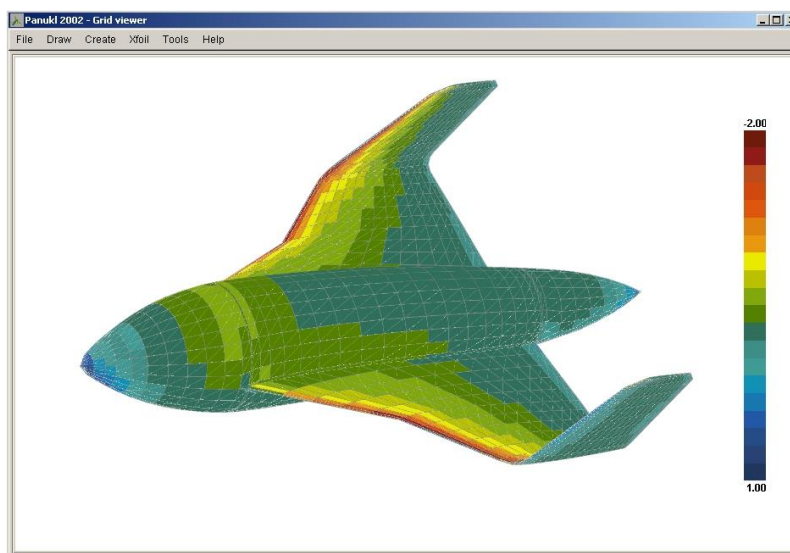
Induced drag and corresponding lift coefficient: # opór indukowany oraz odpowiadający współczynnik siły nośnej

Cxi= 0.00832755596

Czi= 0.722843174

Plik [nazwa.TXT]

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

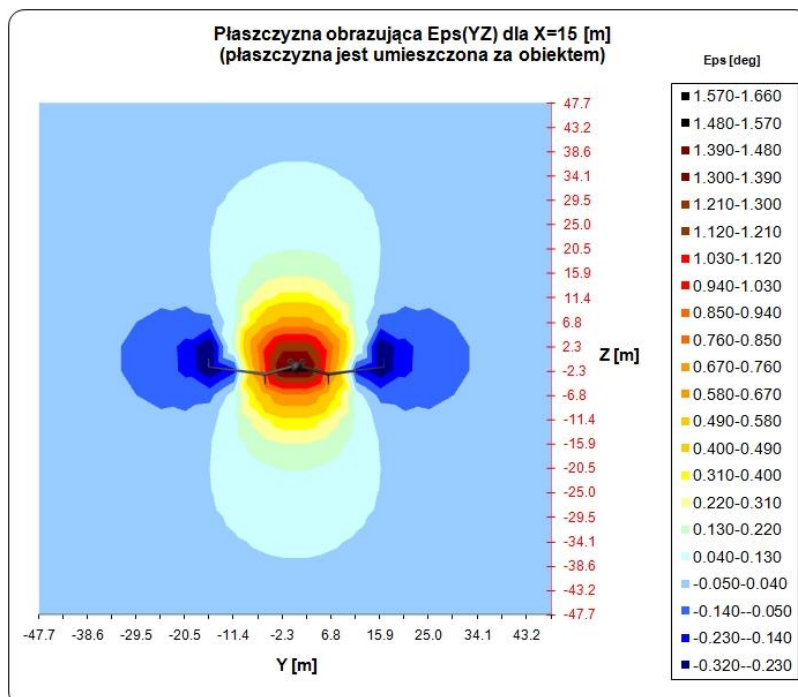


Rys. 16 – Przykładowy rozkład współczynnika ciśnienia dla badanego obiektu.

Dane zapisane w pliku *.TXT

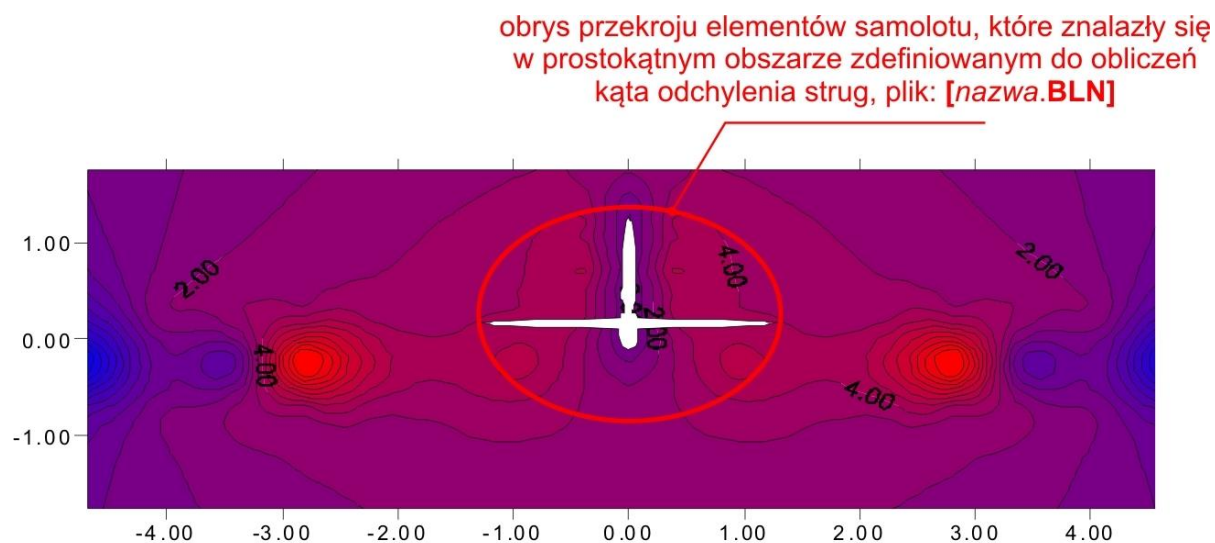
Plik [nazwa.EPS]

Wyniki obliczeń kąta odchylenia strug (zbiór tworzony opcjonalnie, patrz rozdział 3.1.4):

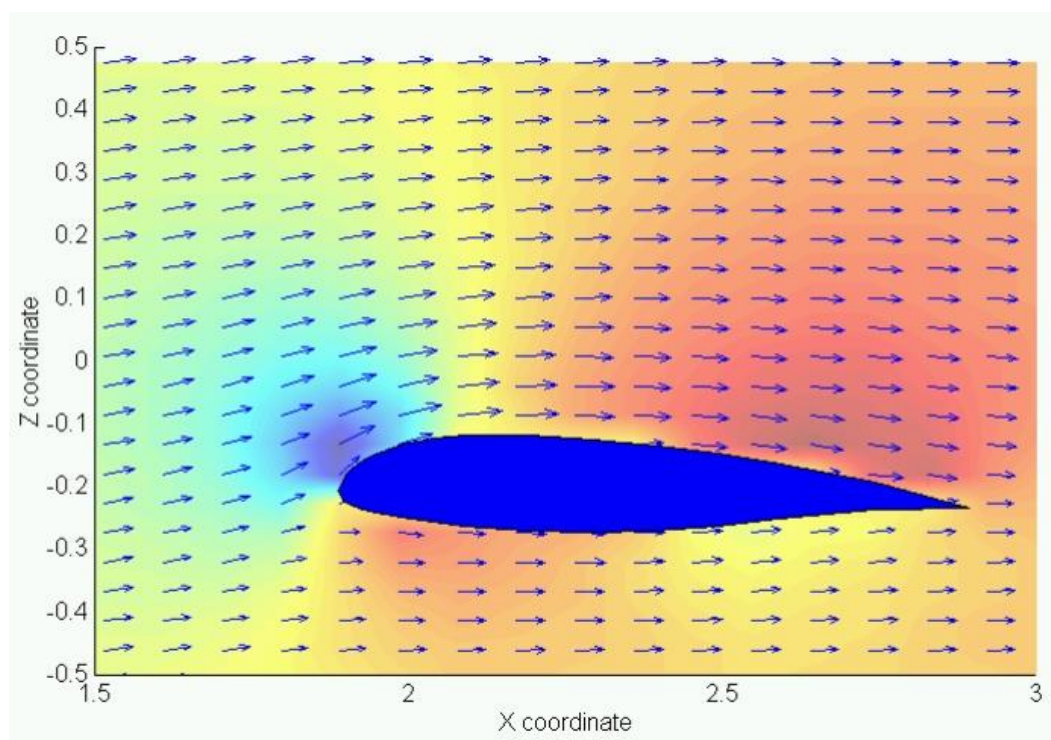


Rys. 17 – Przykładowe wyniki obrazujące kąt odchylenia strug za badanym obiektem (wykres zrobiono na podstawie pliku *.EPS w programie MS EXCEL)

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



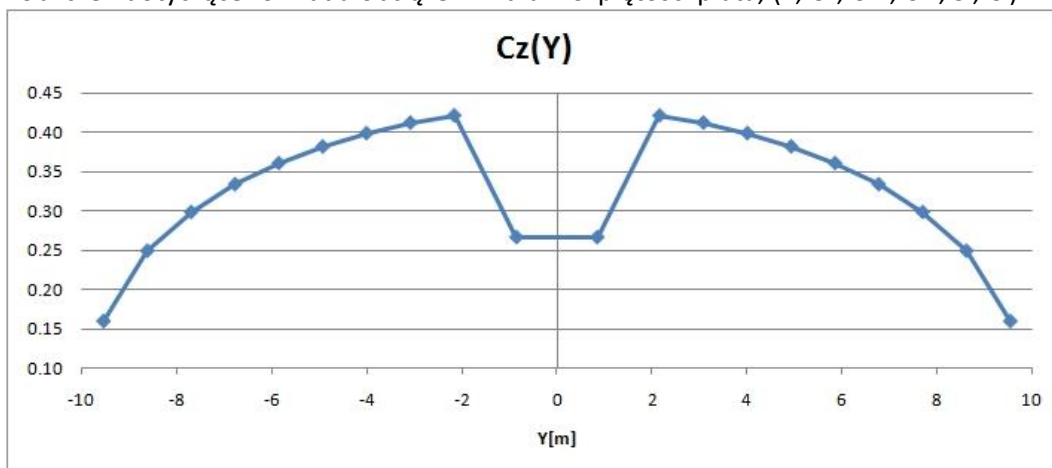
Rys. 18 – Kąt odchylenia strug w okolicy usterzenia poziomego
(przykładowy wykres zrobiony w oparciu o pliki: *.BLN oraz *.EPS w programie GRAPHER)



Rys. 19 – Kąt odchylenia strug w okolicy przekroju płata
(przykładowy wykres zrobiony w oparciu o pliki: *.BLN oraz *.EPS w programie MATHLAB)

Plik [nazwa.CZY]

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



Rys. 20 – Przykładowy rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości płata otrzymany na podstawie pliku *.CZY

2. Instalacja programu

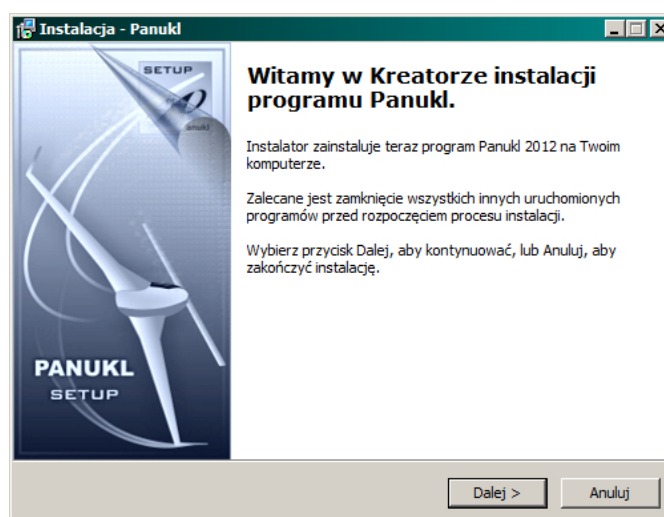
Program **PANUKL** został przygotowany dla użytkowników komputerów PC z zainstalowanym systemem operacyjnym firmy **Microsoft – Windows XP/ Windows Vista/ Windows 7** oraz dla użytkowników komputerów z systemem operacyjnym **Linux**.

W celu zainstalowania programu na komputerze wymagane jest pobranie aktualnej, odpowiedniej dla danego systemu operacyjnego wersji instalacyjnej oprogramowania, którą można znaleźć pod adresem internetowym: <http://itlims.meil.pw.edu.pl/zsis/pomoce/PANUKL/panukl.htm> zakładka: **Pliki do pobrania**.

2.1. Instalacja w systemie operacyjnym MS WINDOWS

Krok 1) Pobieramy archiwum: **Panukl_Setup.zip** na dysk komputera i rozpakowujemy jego zawartość do dowolnie wybranego folderu.

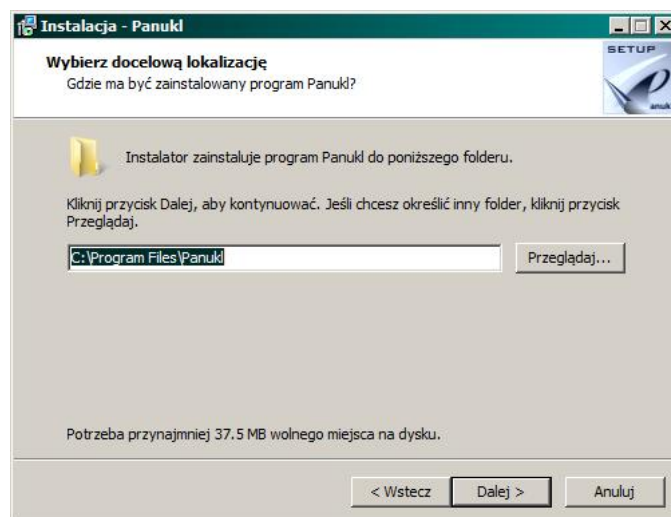
Krok 2) Uruchamiamy rozpakowany plik instalacyjny programu: **Panukl_Setup.exe** - pojawi się okno instalatora, Rys. 21.



Rys. 21 – Okno powitalne instalatora

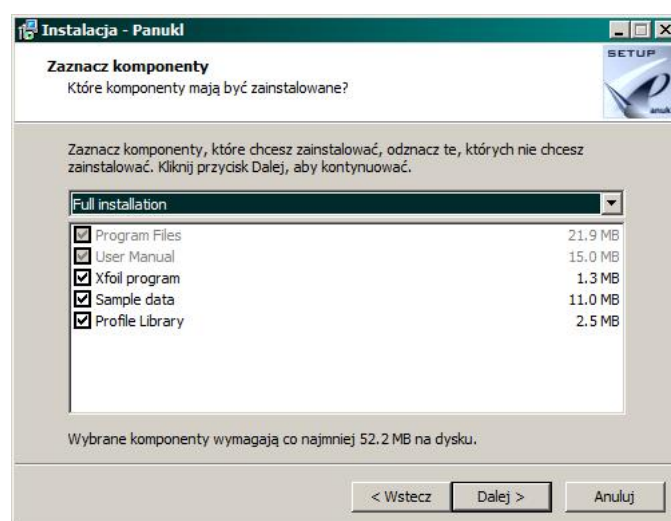
Krok 3) Kliknięcie przycisku **Dalej** spowoduje przejście do kolejnego okna instalatora, Rys. 22 w którym wskazany jest folder na dysku, gdzie docelowo zainstalowany będzie program: **C:\Program Files\Panukl**. W przypadku instalacji do innego folderu, należy kliknąć przycisk **Przeglądaj** i wskazać docelową lokalizację, gdzie zostanie zainstalowana aplikacja.

W przypadku gdy niezbędne jest przerwanie instalacji należy kliknąć przycisk **Anuluj**. Jeśli natomiast użytkownik chciałby powrócić do poprzedniego okna instalatora należy kliknąć przycisk **Wstecz**.



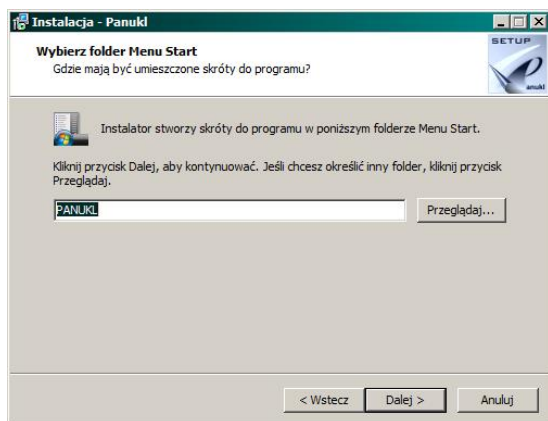
Rys. 22 – Wybór folderu docelowego instalacji

Krok 4) W kolejnym oknie, Rys. 23 program instalacyjny pozwala użytkownikowi na wybranie dostępnych opcji instalacji, które w zależności od decyzji użytkownika zostaną lub nie zostaną zainstalowane. Program **XFOIL**, biblioteka profili oraz przykładowe pliki danych nie są wymagane do funkcjonowania pakietu **PANUKL**, jednakże wskazana jest ich instalacja.

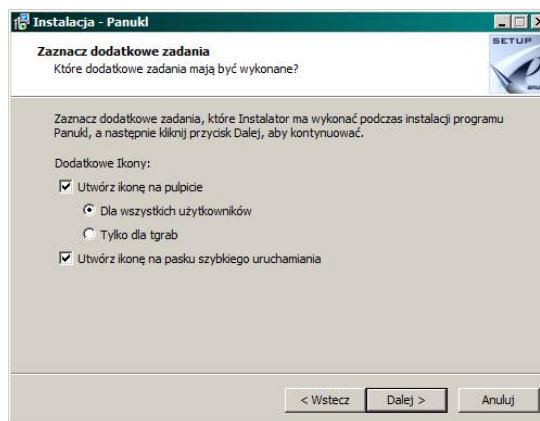


Rys. 23 – Opcje instalacji programu

Krok 5) W następnym oknie instalatora, Rys. 24 użytkownik proszony jest o wpisanie nazwy folderu w którym w pasku **START** systemu **WINDOWS** będzie znajdował się skrót do instalowanych programów. Dodatkowo program instalacyjny zapyta się Rys. 24 czy stworzyć ikony do uruchamiania programu zarządzającego **GridView** pakietu **PANUKL** na **PULPICIE** i na **PASKU SZYBKIEGO URUCHOMIANIA**.

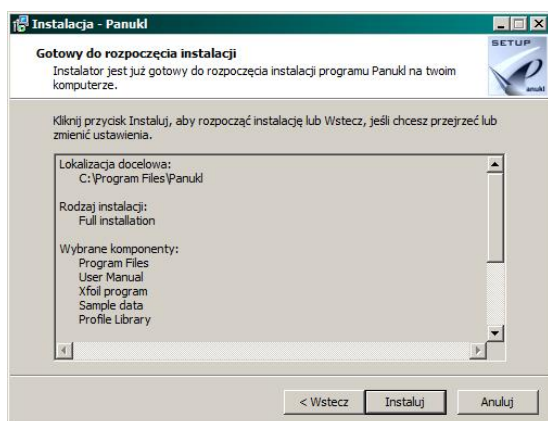


Rys. 24



Rys. 25

Krok 6) W przedostatnim oknie instalatora wyświetlane jest podsumowanie Rys. 26 dotyczące wybranych do zainstalowania opcji programu **PANUKL**. W celu potwierdzenia dokonanego wyboru, użytkownik proszony jest o kliknięcie przycisku **Instaluj**. Gdy proces instalacji przebiegnie prawidłowo wyświetlone zostanie okno z podsumowaniem. Koniec instalacji zatwierdzamy klikając przycisk **Zakończ**



Rys. 26



Rys. 27

Koniec procesu instalacji)

Pierwsze uruchomienie z poziomu użytkownika) Pierwsze uruchomienie programu należy wykonać klikając na ikonę programu zarządzającego **GridView** (3).

Pierwsze uruchomienie powoduje utworzenie w katalogu domowym użytkownika podkatalogu **.panukl** , w którym będą umieszczane pliki **robocze**, plik ***.ini** oraz **logi**. Ponadto użytkownik zostanie zapytany o utworzenie katalogów na pliki danych **/DAT** i wyniki **/OUT**.

W przypadku pominięcia etapu tworzenia podkatalogów (istotnych z punktu widzenia prawidłowego tworzenia plików danych) użytkownik może skorzystać z opcji tworzenia struktury katalogów znajdującej się programie zarządzającym **GridView** [3.1.6].

Utworzenie właściwej struktury katalogów jest niezbędne do prawidłowej pracy pakietu

2.2. Instalacja w systemie operacyjnym LINUX

Instalacja w systemie Linux może być przeprowadzona przy pomocy programu instalatora, podobnego do stosowanego w systemie MS Windows (patrz rozdział poprzedni). Należy najpierw rozpakować plik **PanuklLinuxSetup.tgz** a następnie uruchomić plik wykonywalny **Panukl-2012-Linux-x86-Install**. W zależności czy plik był uruchamiany z poziomu użytkownika czy z poziomu administratora, pakiet zostanie zainstalowany w katalogu domowym użytkownika lub `/usr/local`. Stosowne menu pojawi się w środowisku okienkowym Linuxa.

Pierwsze uruchomienie w obydwu przypadkach powoduje utworzenie w katalogu domowym podkatalogu **.panukl**, w którym będą umieszczane pliki **robocze**, plik ***.ini** oraz **logi**. Ponadto użytkownik zostanie zapytany o utworzenie katalogów na pliki danych **/DAT** i wyniki **/OUT** oraz o skopiowanie do katalogu domowego plików z przykładami.

Wymagania) **GLIBC** ≥ 2.3 , **libXft.so.2**, **libXext.so.6**, oprócz tego program **Xfoil** wymaga dodatkowo bibliotek programu **Fortran 77**. W nowszych wersjach **Linuxa** może zaistnieć potrzeba doinstalowania pakietu **compat-libf2c**. Uruchamianie programu **XFOIL** spod **GridView** wymaga dodatkowo programu **xterm**. Do uruchomienia plików pomocy niezbędna jest przeglądarka plików pdf.

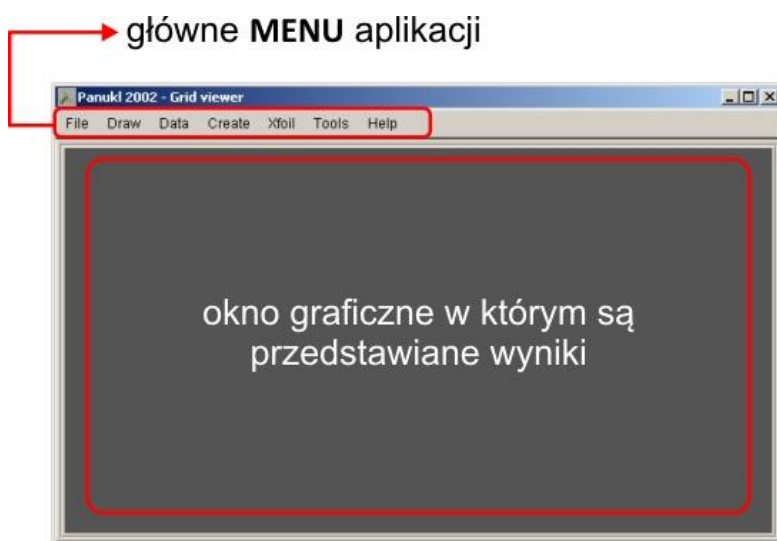
3. Rozpoczęcie pracy w systemie PANUKL

3.1. Opis Interfejsu graficznego, wraz z opisem dostępnych opcji oraz oferowanych możliwości

W celu uruchomienia interfejsu graficznego programu aplikacji zarządzającej **GridView.exe**, która w zależności od sposobu instalacji może znajdować się na **PULPICIE** lub wybieramy ją z folderu do, którego zainstalowany został program. Po krótkiej chwili pojawi się główne okno interfejsu graficznego Rys. 28. Pakiet **PANUKL** jest w pełni gotowy do pracy.



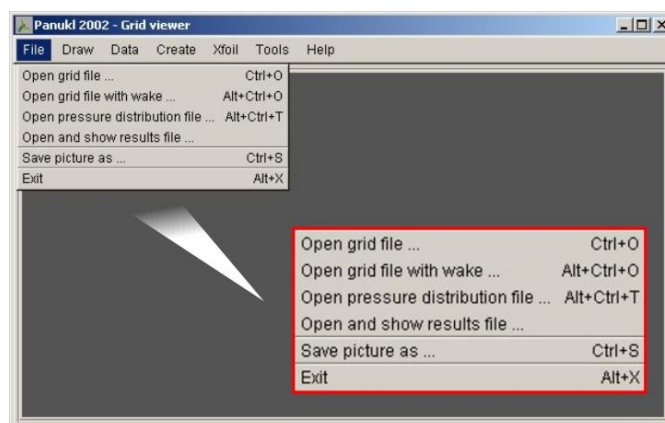
PANUKL, klikamy na ikonkę sposobu instalacji może



Rys. 28 – Główne okno interfejsu graficznego aplikacji

Rozmiar okna możemy zmieniać przy pomocy standardowych modyfikatorów dostępnych w danym systemie operacyjnym. Poszczególne opcje programu dostępne są z poziomu **MENU** programu zarządzającego.

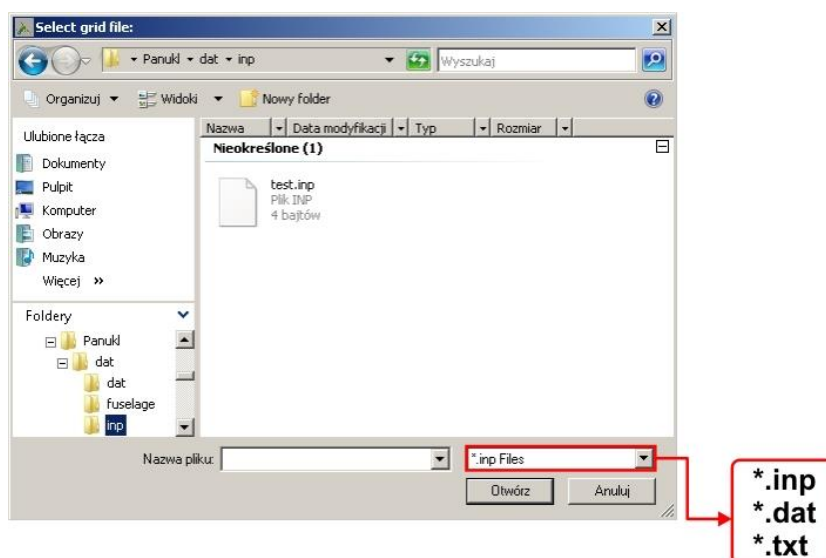
3.1.1. Opis funkcjonalności Menu – FILE



Rys. 29 – Menu – FILE

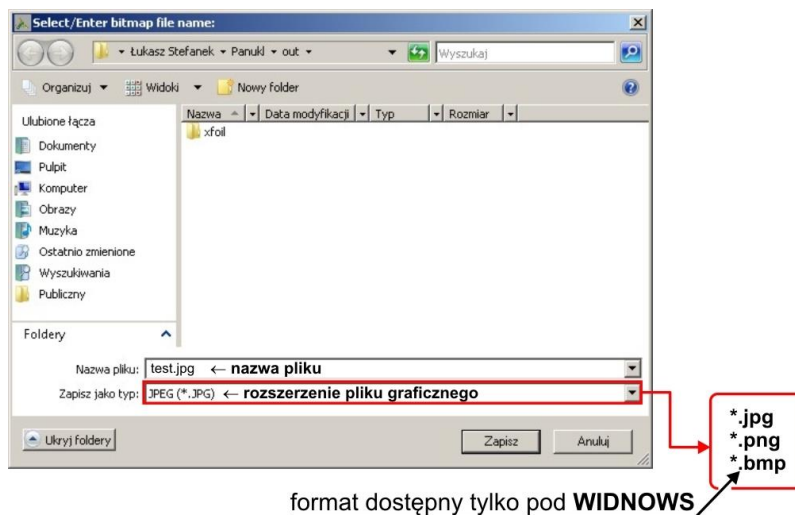
Opis dostępnych opcji Menu – FILE)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Open grid file [Ctrl+O]	Wczytanie z wybranej przez użytkownika lokalizacji, pliku *.inp , zawierającego siatkę (składającą się z czworokątnych paneli), opisującą geometrię obiektu będącego przedmiotem analizy, Rys. 30.
Open grid file with Wake [Alt+Ctrl+O]	Wczytanie z wybranej przez użytkownika lokalizacji, pliku *.dat , zawierającego siatkę wraz z wygenerowanym śladem wirowym, dla obiektu będącego przedmiotem analizy.
Open pressure distribution file [Alt+Ctrl+T]	Wczytanie z wybranej przez użytkownika lokalizacji, pliku *.txt , zawierającego wyniki obliczeń aerodynamicznych (dla poszczególnych paneli siatki) dla obiektu będącego przedmiotem analizy.
Open and show results file	Wyświetlenie w zewnętrznym oknie wyników (z wybranego przez użytkownika pliku *.out) , Rys. 32.
Save picture as [Ctrl+S]	Zapisanie w postaci obrazu JPEG , PNG lub BMP aktualnie wyświetlanej zawartości głównego okna graficznego programu PANUKL . Wyświetlone zostaje okno wyboru, Rys. 31.
Exit [Alt+X]	Zakończenie pracy z programem, zamknięcie aplikacji.

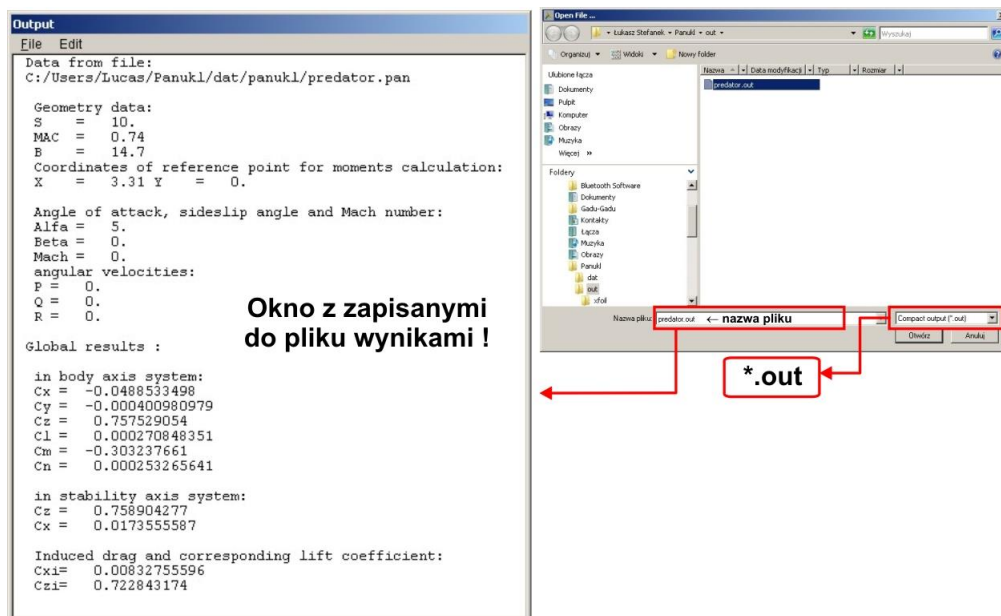


Rys. 30 – Przykładowe okno wyboru pliku

Niektóre okna wyboru plików z dysku mogą się różnić wyglądem w zależności od posiadanego systemu operacyjnego, wygląd okien nie wpływa w żaden sposób na działanie programu.

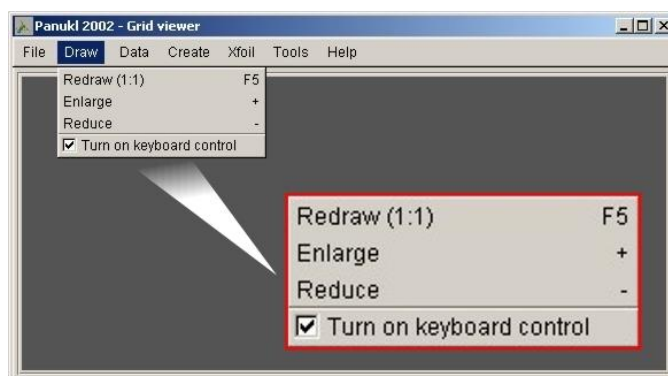


Rys. 31 – Okno zapisu plików graficznych



Rys. 32 – Okno z wyświetlonymi obliczonymi wynikami

3.1.2. Opis funkcjonalności Menu – DRAW



Rys. 33 – Menu – DRAW

Opis dostępnych opcji Menu – DRAW)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Redraw (1:1) [F5]	Odświeżenie widoku (w oknie graficznym), powrót do oryginalnej skali obiektu.
Enlarge [+]	Powiększenie widoku (w oknie graficznym).
Reduce [-]	Zmniejszenie widoku (w oknie graficznym).
Turn on keyboard control [check box]	Włączenie obsługi widoku (w oknie graficznym) z poziomu klawiatury, Rys. 33.



Rys. 34 – Obsługa widoku z poziomu klawiatury

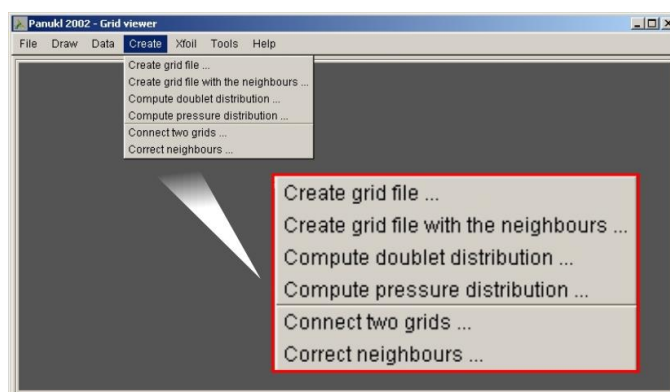
3.1.3. Opis funkcjonalności Menu – DATA



Rys. 35 – Menu - DATA

W menu **DATA** użytkownik odnajdzie najważniejsze podprogramy należące do pakietu **PANUKL**. Obecnie znajduje się tam podprogram **FUSELAGE DATA** ułatwiający tworzenie pliku z geometrią kadłuba [*nazwa.f*]. Opis podprogramu znajduje się w rozdziale 4.2.

3.1.4. Opis funkcjonalności Menu – CREATE

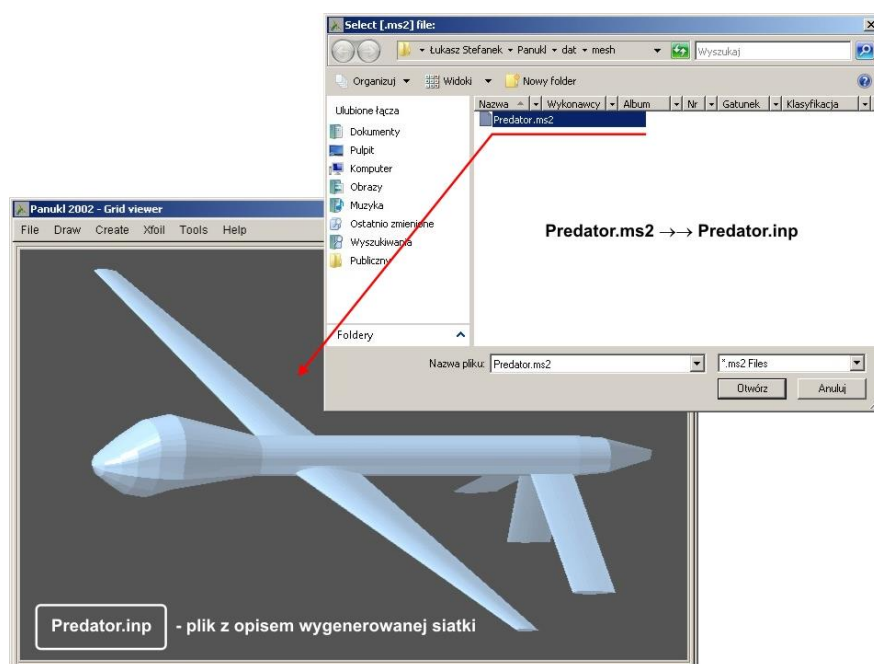


Rys. 36 – Menu – CREATE

W menu **CREATE** użytkownik odnajdzie najważniejsze funkcje pakietu **PANUKL**, które umożliwiają przeprowadzenie całkowitej sesji obliczeniowej dla danego zbioru danych wejściowych.

Opis dostępnych opcji Menu –CREATE)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Create grid file	Polecenie uruchamia program Mesh.exe , składnik pakietu PANUKL , który dla wybranego zbioru danych, zawierającego opis geometrii modelu (zbiór główny *.ms2 [X]) wygeneruje plik, zawierający siatkę *.inp, opisującą geometrię modelu. Siatka składa się z czworokątnych paneli, Rys. 37.



Rys. 37 – Tworzenie pliku siatki dla danego zbioru danych (modelu)

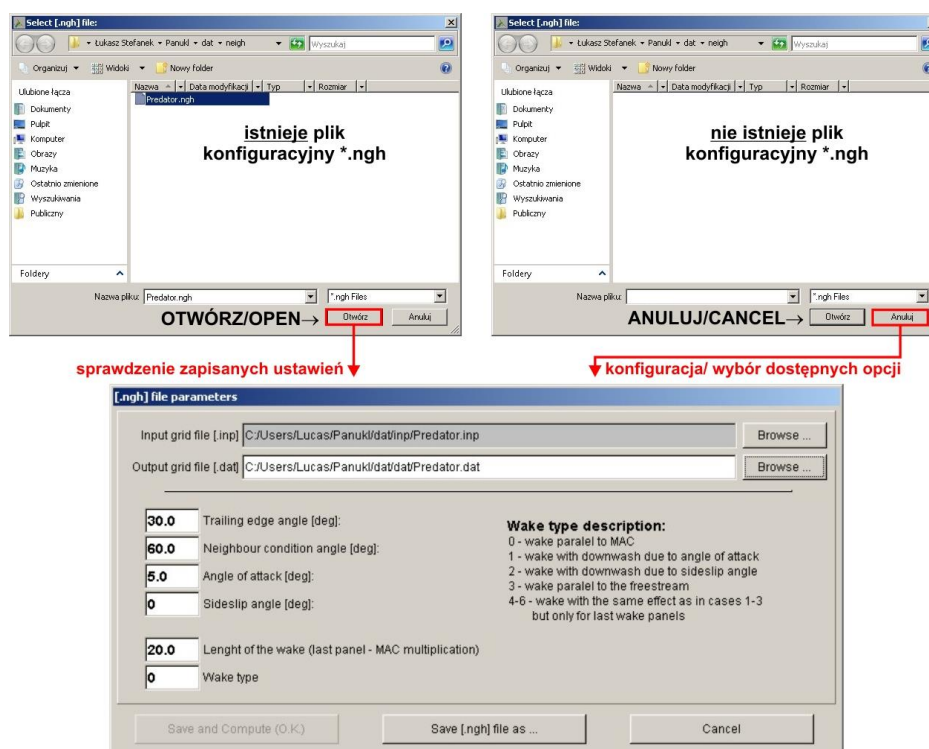
Funkcja/ Polecenie	Opis
Create grid file with the neighbours	Polecenie uruchamia program Neigh.exe, składnik pakietu PANUKL, który dla wybranego pliku zawierającego siatkę *.inp modelu, wygeneruje plik *.dat. W pliku wyjściowym *.dat zapisana zostaje siatka modelu wzbogacona o wygenerowany ślad wirowy oraz informacje o numerach „sąsiadów” poszczególnych paneli siatki.

Możliwość 1 – posiadamy zapisany na dysku plik konfiguracyjny *.ngh, Rys. 38

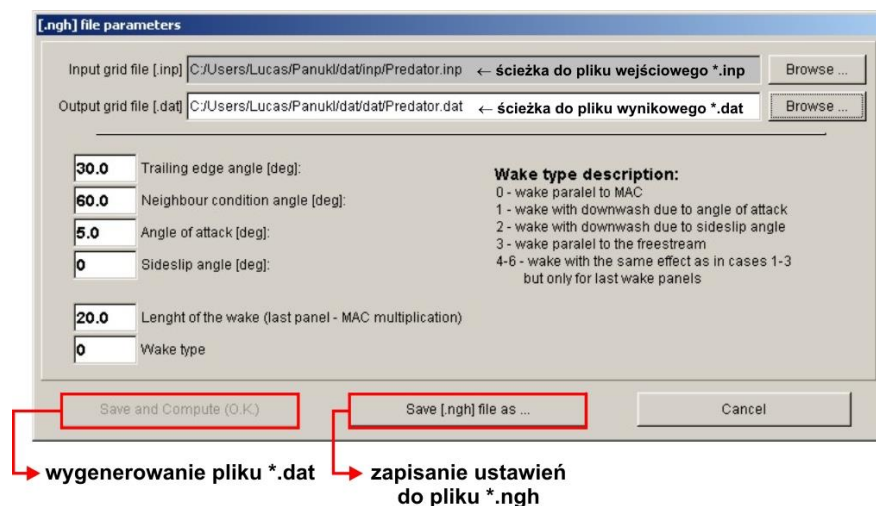
Po wywołaniu funkcji **Create grid file with the neighbours** zostaje wyświetlone okno w którym program prosi o wskazanie przez użytkownika pliku konfiguracyjnego *.ngh – plik zawiera zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. Wybrany plik *.ngh otwieramy klikając przycisk **OTWÓRZ/OPEN**. Pojawia się okno Rys. 38 w którym widoczne są zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. W celu wygenerowania pliku *.dat klikamy przycisk **Save and Compute (ok)**.

Możliwość 2 – nie posiadamy pliku konfiguracyjnego *.ngh, Rys. 38

Po wywołaniu funkcji **Create grid file with the neighbours** zostaje wyświetlone okno w którym program prosi o wskazanie pliku konfiguracyjnego *.ngh – klikając przycisk **ANULUJ/CANCEL** przechodzimy bezpośrednio do okna Rys. 39 w którym użytkownik może wybrać opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. W celu zapisania wybranych opcji do pliku *.ngh klikamy przycisk **Save [*ngh] file as**, wygenerowanie pliku *.dat zatwierdzamy klikając przycisk **Save and Compute (ok)**.

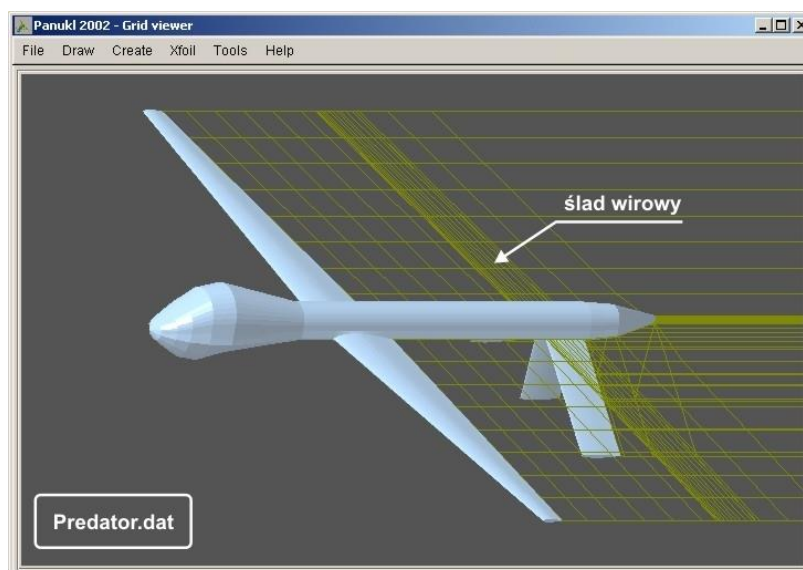


Rys. 38 – Tworzenie pliku(zbioru) *.dat



Rys. 39 – Okno konfiguracyjne – tworzenie pliku(zbioru) *.dat

Ustawienie	Opis
Length of the wake (MAC multiplication)	Długość śladu wirowego podana jako krotność średniej cięciwy aerodynamicznej.
Wake type description	Sposób tworzenia śladu wirowego: 0 – ślad równoległy do średniej cięciwy aerodynamicznej 1 – ślad odchylony zgodnie z kątem natarcia α 2 – ślad odchylony zgodnie z kątem bocznego ślizgu β 3 – ślad równoległy do kierunku przepływu niezaburzonego 4 – ślad odchylony (tylko dla ostatnich paneli) zgodnie z kątem natarcia α 5 – ślad odchylony (tylko dla ostatnich paneli) zgodnie z kątem bocznego ślizgu β 6 – ślad równoległy (tylko dla ostatnich paneli) do kierunku przepływu niezaburzonego
Trailing edge angle [deg]	Kąt ostrza. Jeżeli kąt pomiędzy panelami na krawędzi spływu jest mniejszy lub równy podanej wartości to z tak zdefiniowanej krawędzi będzie poprowadzone pasmo śladu wirowego.
Neighbour condition angle [deg]	Wartość kąta warunkująca zerowanie „sąsiadów”. Jeśli kąt pomiędzy dwoma sąsiadującymi panelami siatki będzie większy od podanej wartości, panele te nie będą traktowane jako sąsiadujące.
Angle of attack [deg]	Kąt natarcia (uwzględniany przy tworzeniu śladu wirowego).
Sideslip angle [deg]	Kąt bocznego ślizgu (uwzględniany przy tworzeniu śladu wirowego).



Rys. 40 – Przykładowy plik: siatka + ślad wirowy „Predator.dat”

Funkcja/ Polecenie	Opis
Compute doublet distribution	Polecenie uruchamia program Panukl.exe, składnik pakietu PANUKL, który dla wybranego pliku danych *.dat , wygeneruje plik *.pan. W pliku wyjściowym *.pan zapisany zostaje wynikowy rozkład potencjału prędkości .

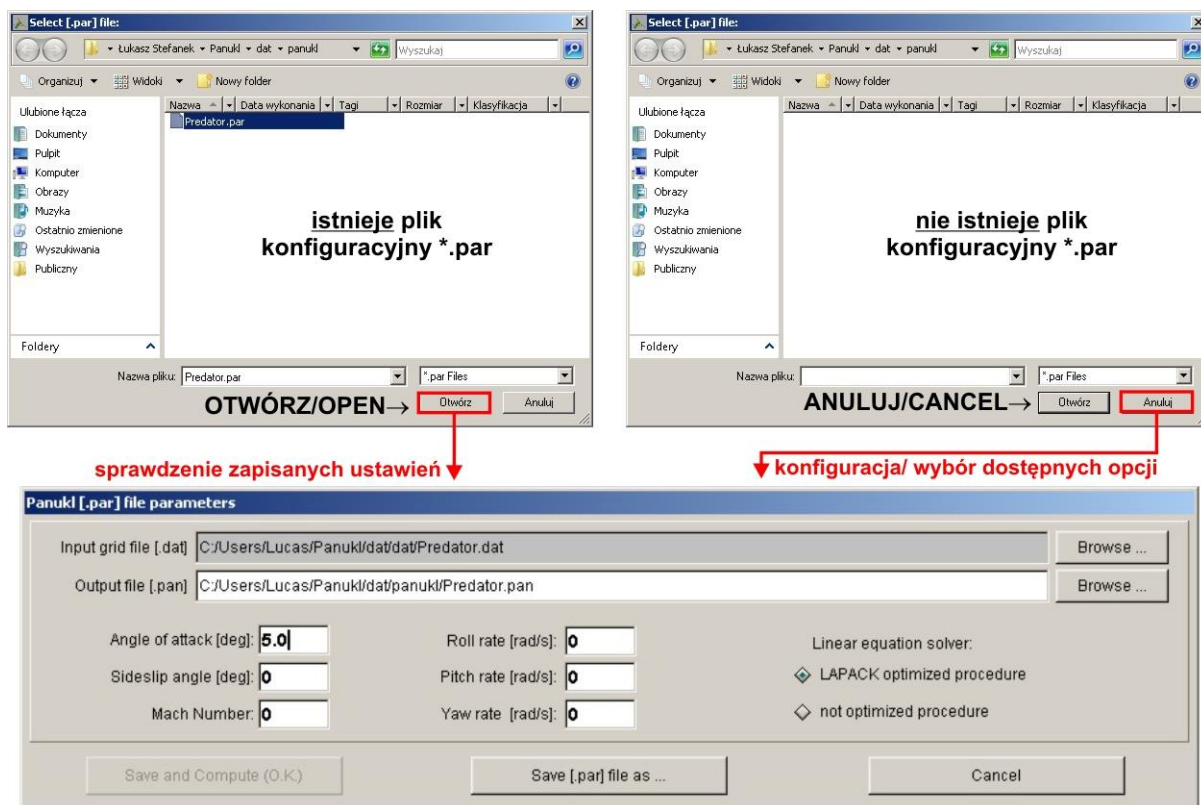
Możliwość 1 – posiadamy zapisany na dysku plik konfiguracyjny *.par, Rys. 41

Po wywołaniu funkcji **Compute doublet distribution** zostaje wyświetlone okno, w którym program prosi o wskazanie przez użytkownika pliku konfiguracyjnego ***.par** – plik zawiera zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku ***.pan**. Wybrany plik ***.par** otwieramy klikając przycisk **OTWÓRZ/OPEN**. Pojawia się okno Rys. 41, w którym widoczne są zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku ***.pan**. W celu wygenerowania pliku ***.pan** klikamy przycisk **Save and Compute (ok)**.

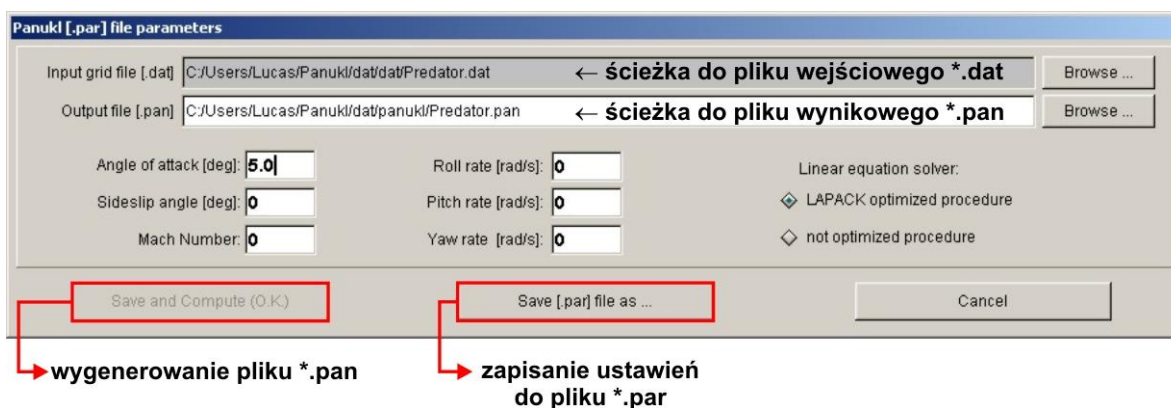
Możliwość 2 – nie posiadamy pliku konfiguracyjnego *.par, Rys. 41

Po wywołaniu funkcji **Compute doublet distribution** zostaje wyświetlone okno, w którym program prosi o wskazanie pliku konfiguracyjnego ***.par** – klikając przycisk **ANULUJ/CANCEL** przechodzimy bezpośrednio do okna Rys. 42, w którym użytkownik może wybrać opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku ***.pan**. W celu zapisania wybranych opcji do pliku ***.par** klikamy przycisk **Save [*.par] file as**, wygenerowanie pliku ***.pan** zatwierdzamy klikając przycisk **Save and Compute (ok)**.

Program **Panukl.exe** oblicza współczynniki wpływu i rozwiązuje układ równań dając w wyniku rozkład potencjału prędkości. Moduł ten ma największe wymagania sprzętowe. Czas trwania obliczeń może być znaczny i zależy w przybliżeniu od trzeciej potęgi liczby paneli.



Rys. 41 – Tworzenie pliku(zbioru) *.pan



Rys. 42 – Okno konfiguracyjne – tworzenie pliku(zbioru) *.pan

Ustawienie	Opis
Linear equation solver	Wybór procedury rozwiązującej układ równań : - LAPACK optimized procedure (domyślna) - not optimized procedure (procedura licząca dłużej ale może być dokładniejsza)
Angle of attack [deg]	Kąt natarcia [deg], mierzony jako kąt pomiędzy kierunkiem prędkości niezaburzonej a kierunkiem osi OX .

Sideslip angle [deg]	Kąt boczny opływu [deg].
Mach Number	Liczba Macha .
Roll rate [rad/s]	P - Prędkość kątowna przechylenia [rad/s]
Pitch rate [rad/s]	Q - Prędkość kątowna pochylenia [rad/s]
Yaw rate [rad/s]	R - Prędkość kątowna odchylenia [rad/s]

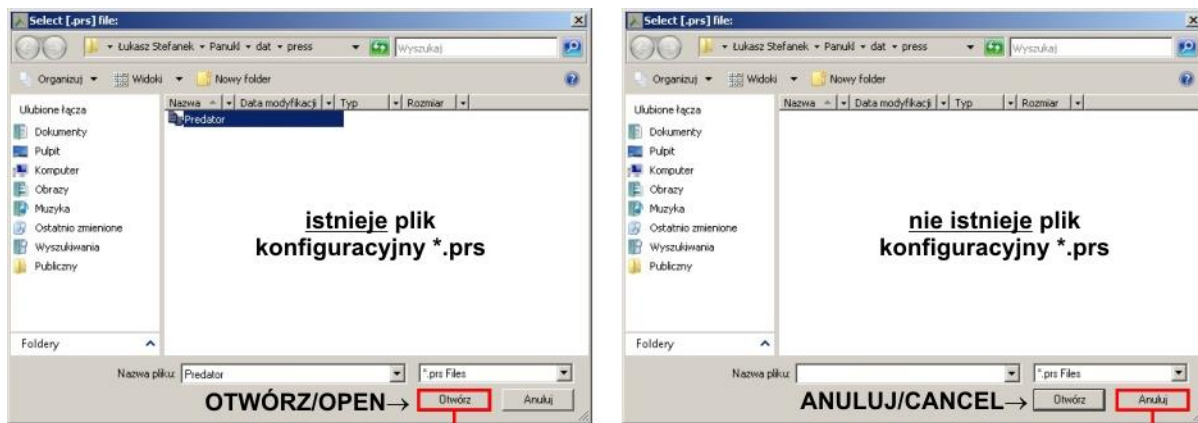
Funkcja/ Polecenie	Opis
Compute pressure distribution	Polecenie uruchamia program Press.exe, składnik pakietu PANUKL, który dla wybranego pliku danych *.pan , wygeneruje następujące pliki: *.out, *.txt, *.eps. W pliku wyjściowym *.out zapisane zostają wyniki obliczeń całkowitych współczynników aerodynamicznych . W pliku wyjściowym *.txt zapisane zostają wyniki obliczeń dotyczące składowych prędkości, osobliwości, ciśnień itp. dla poszczególnych paneli . W pliku wyjściowym *.eps zapisane zostają wyniki obliczeń kąta odchylenia strug (zbiór tworzony opcjonalnie).

Możliwość 1 – posiadamy zapisany na dysku plik konfiguracyjny *.prs**, Rys. 43**

Po wywołaniu funkcji **Compute pressure distribution** zostaje wyświetlone okno, w którym program prosi o wskazanie przez użytkownika pliku konfiguracyjnego ***.prs** – plik zawiera zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia zbiorów wynikowych ***.out**, ***.txt**, ***.eps**. Wybrany plik ***.prs** otwieramy klikając przycisk **OTWÓRZ/OPEN**. Pojawia się okno Rys. 43, w którym widoczne są zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku ***.out**, ***.txt**, ***.eps**. W celu wygenerowania pliku ***.prs** klikamy przycisk **Save and Compute (ok)**.

Możliwość 2 – nie posiadamy pliku konfiguracyjnego *.prs**, Rys. 43**

Po wywołaniu funkcji **Compute pressure distribution** zostaje wyświetlone okno, w którym program prosi o wskazanie pliku konfiguracyjnego ***.prs** – klikając przycisk **ANULUJ/CANCEL** przechodzimy bezpośrednio do okna Rys. 44, w którym użytkownik może wybrać opcje dotyczące sposobu tworzenia zbiorów wynikowych ***.out**, ***.txt**, ***.eps**. W celu zapisania wybranych opcji do pliku ***.prs** klikamy przycisk **Save [*par] file as**, wygenerowanie zbiorów wynikowych ***.out**, ***.txt**, ***.eps** zatwierdzamy klikając przycisk **Save and Compute (ok)**.



sprawdzenie zapisanych ustawień

konfiguracja/ wybór dostępnych opcji

Press [.prs] file parameters

Input file [.pan]: Browse ...

Range of panel's indices used for pressure calculation: calculation method (0-8 see user manual)

X coordinate's range used for pressure calculation: averaging of the local coordinate system ☒

☐ X component of pressure taken into account for pitching moment calculation

Downwash calculation:

- ☒ None
- ☐ YZ plane
- ☐ (XZ) plane
- ☒ drag in the Trefz plane

Number of mesh points for downwash calculation longwise Y (X) axis:

Number of mesh points for downwash calculation longwise Z axis:

X (Y) coordinate of plane for downwash calculation:

Y (X) boundary coordiantes of downwash mesh:

Z boundary coordiantes of downwash mesh:

Compressible correction: ☒ None ☐ Prandtl-Glauert ☐ Karman-Tsien Mach Number:

Save and Compute (O.K.) Save [.prs] file as ... Cancel

Rys. 43 – Tworzenie zbiorów wynikowych: *.out, *.txt, *.eps

C:/Users/Lucas/Panukl/dat/press/Predator.prs

Input file [.pan]: ← ścieżka do pliku wejściowego *.pan Browse ...

Range of panel's indices used for pressure calculation: calculation method (0-8 see user manual)

X coordinate's range used for pressure calculation: averaging of the local coordinate system ☒

☐ X component of pressure taken into account for

Downwash calculation:

- ☒ None
- ☐ YZ plane
- ☐ (XZ) plane
- ☒ drag in the Trefz plane

Number of mesh points for downwash calculation longwise Y (X) axis:

Number of mesh points for downwash calculation longwise Z axis:

X (Y) coordinate of plane for downwash calculation:

Y (X) boundary coordiantes of downwash mesh:

Z boundary coordiantes of downwash mesh:

Compressible correction: ☒ None ☐ Prandtl-Glauert ☐ Karman-Tsien Mach Number:

Save and Compute (O.K.) Save [.prs] file as ... Cancel

wygenerowanie plików: *.out, *.txt, *.eps (opcjonalnie)

zapisanie ustawień do pliku *.prs

Rys. 44 – Okno konfiguracyjne – tworzenie zbiorów wynikowych: *.out, *.txt, *.eps

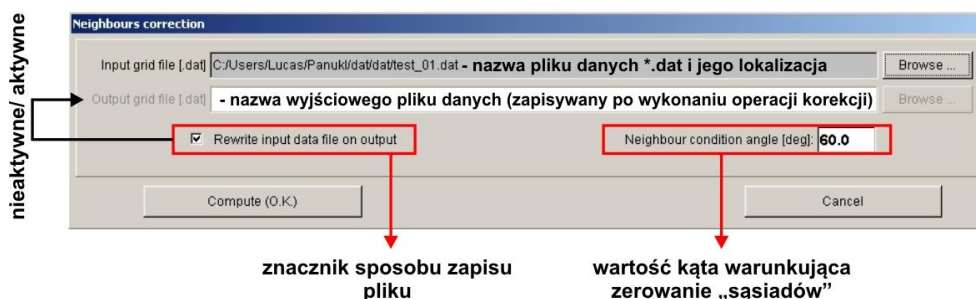
Ustawienie	Opis
Range of panel's indices used for pressure calculation	Wartości oznaczające numery paneli, pierwszy i ostatni, które będą uwzględniane przy wyznaczaniu globalnych współczynników aerodynamicznych.
X coordinate's range used for pressure calculation	Wartość początkowa i końcowa współrzędnej X dla przedziału, który będzie uwzględniony przy wyznaczaniu globalnych współczynników aerodynamicznych.
X component of pressure taken into account for pitching moment calculation	Zaznaczenie pola spowoduje uwzględnienie, składowej X -owej ciśnienia przy obliczaniu globalnych wartości momentu pochylającego.
Calculation metod (0-8)	Wybór metody różniczkowania rozkładu potencjału (Stosowane są 4 metody podstawowe i ich średnie. Podstawowe metody polegają na wyznaczeniu wielomianu na podstawie znanych wartości potencjału na danym panelu i jego 8 sąsiadach): 0 – średnia z dwóch, spośród czterech niżej wymienionych metod, 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: $\varphi(x,y)=Dxy+Ex^2+Fy^2+Gx+Hy+I,$ 5 – metody 1, 2 i 3, 6 – metody 1, 2 i 4, 7 – metody 1, 3 i 4, 8 – (domyślna) metody 2, 3 i 4.
Averaging of local coordinate system	Likwidacja możliwych do wystąpienia błędów podczas różniczkowania potencjału, wynikających z niekorzystnego „numerycznie” położenia lokalnego związanego z panelem układu współrzędnych.

Downwash calculation:	Wyznaczenie kąta odchylenia strug za płatem:	
	None	– kąt odchylenia strug nie jest wyznaczany (wynikowy plik *.eps nie zostaje zapisany),
	YZ plane	– kąt odchylenia strug wyznaczany zostaje w płaszczyźnie OYZ ,
	XZ plane	– kąt odchylenia strug wyznaczany zostaje w płaszczyźnie OXZ .
Number of mesh points for downwash calculation longwise Y (X) axis:	Liczba punktów wzdłuż osi Y (lub X – jeśli XZ plane), w których będzie obliczony kąt odchylenia strug.	
Number of mesh points for downwash calculation longwise Z axis:	Liczba punktów wzdłuż osi Z , w których będzie obliczony kąt odchylenia strug.	
X (Y) coordinate of plane for downwash calculation:	Współrzędna X (lub Y – jeśli XZ plane) wyznaczająca położenie płaszczyzny, w której będzie liczony kąt odchylenia strug.	
Y (X) boundary coordinates of downwash mesh:	Początkowa i końcowa wartość współrzędnej Y (lub X – jeśli XZ plane), ograniczające prostokątny obszar w którym będzie liczony kąt odchylenia strug.	
Z boundary coordinates of downwash mesh:	Początkowa i końcowa wartość współrzędnej Z , ograniczające prostokątny obszar, w którym będzie liczony kąt odchylenia strug.	
Drag In the Trefz plane	Wyznaczenie oporu w płaszczyźnie TREFZA .	

Compressible correction:	Uwzględnienie poprawki dotyczącej ściśliwości dla zadanej liczby Macha :	
	None	– brak poprawki,
	Prandtl-Glauert	– poprawka Prandtla-Glauerta ,
	Karman-Tsien	– poprawka Karmana-Tsiena .

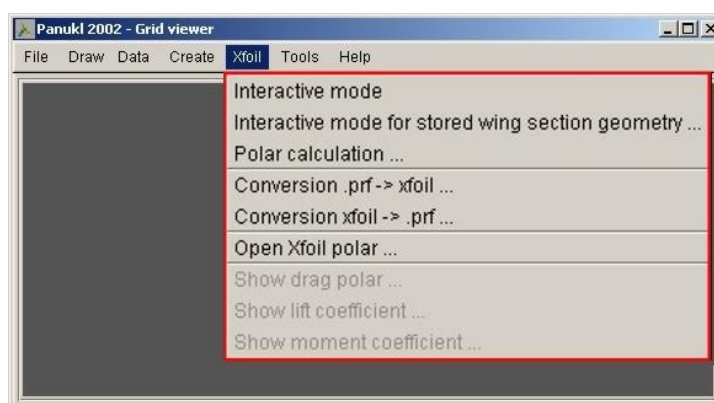
Funkcja/ Polecenie	Opis
Connect two grids	Polecenie uruchamia okno konfiguracyjne programu, który służy do łączeniem siatek modeli, [4.1].

Funkcja/ Polecenie	Opis
Correct neighbours	Polecenie powoduje wywołanie funkcji (pojawia się okno programu, Rys. 45), która służy do korekcji „sąsiadów” dla wygenerowanego już pliku danych *.dat . Zobacz również [4.2].



Rys. 45 – Okno konfiguracyjne – Correct Neighbours

3.1.5. Opis funkcjonalności Menu – XFOIL

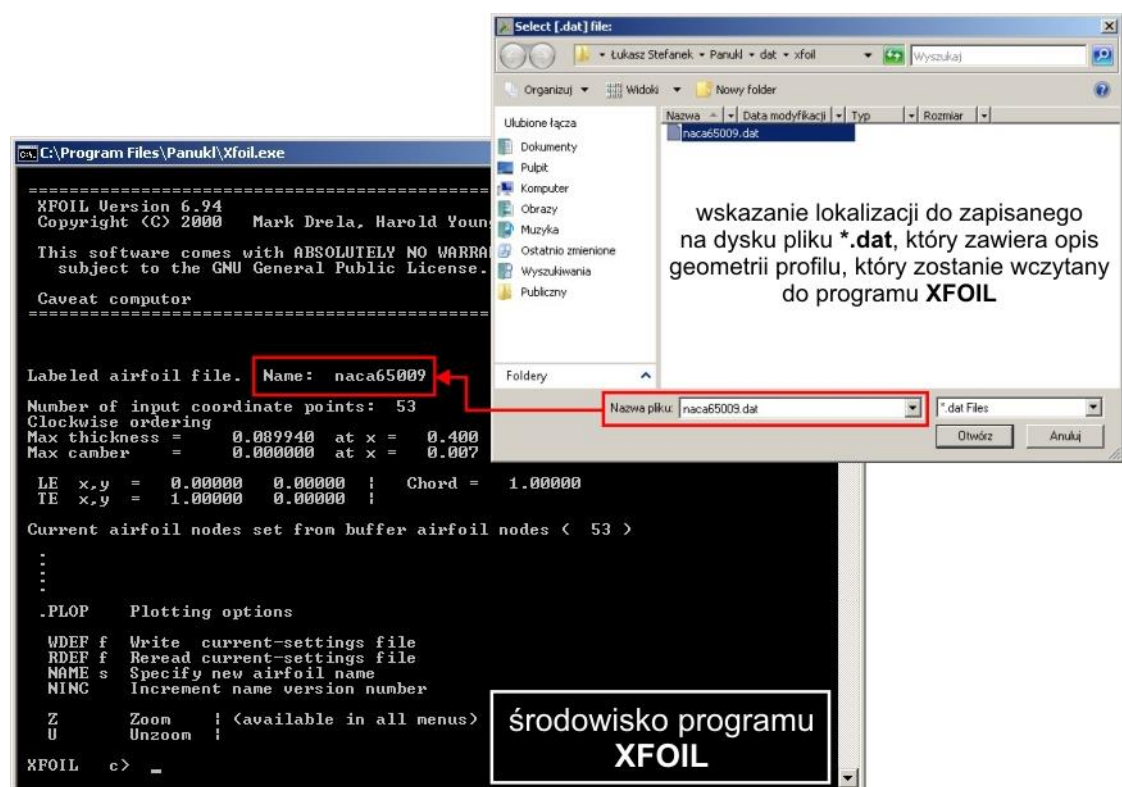


Rys. 46 – Menu – XFOIL

W menu **XFOIL** użytkownik znajdzie najważniejsze funkcje, które mają na celu ułatwienie analizy aerodynamicznej wykorzystywanych profili, przy użyciu zewnętrznego programu **XFOIL**. W celu prawidłowego wykorzystania i interpretacji otrzymanych wyników wymagana jest podstawowa znajomość programu **XFOIL**.

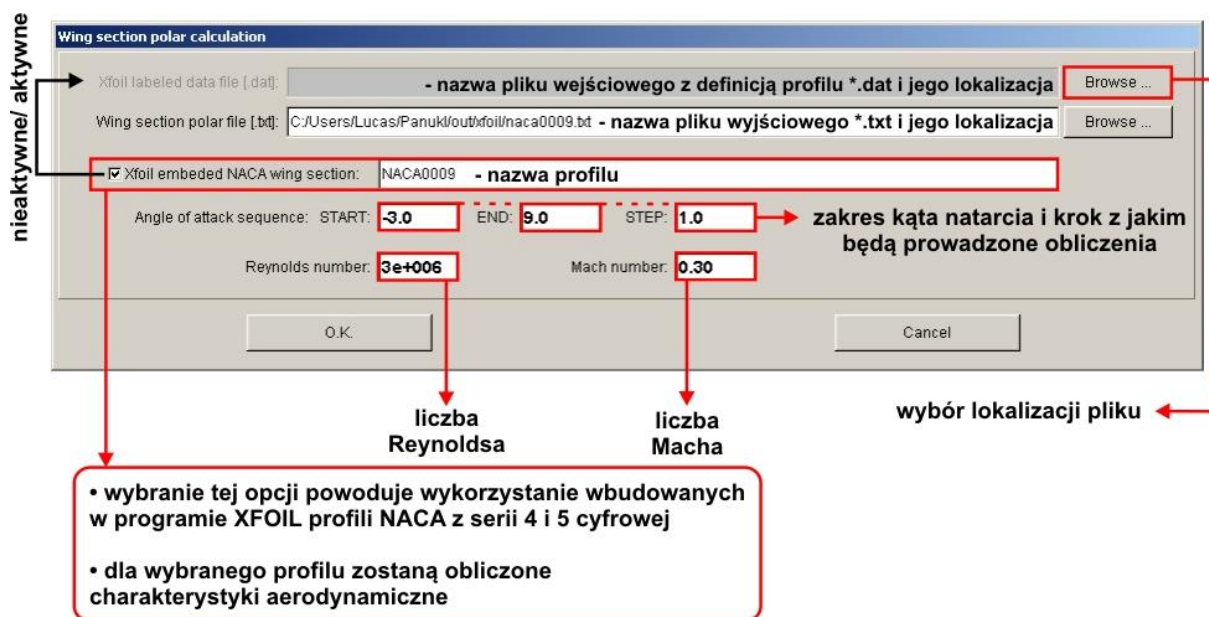
Opis dostępnych opcji Menu –XFOIL)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Interactive mode	Polecenie uruchamia zewnętrzny program XFOIL (jeśli został wcześniej zainstalowany [2.1]). Wywołane zostaje standardowe okno programu, Rys. 47, program XFOIL jest gotowy do pracy.
Interactive mode for stored wing section geometry	Uruchomienie zewnętrznego programu XFOIL dla wybranego pliku *.dat , Rys. 47 zawierającego opis geometrii profilu, który będzie poddany analizie aerodynamicznej.



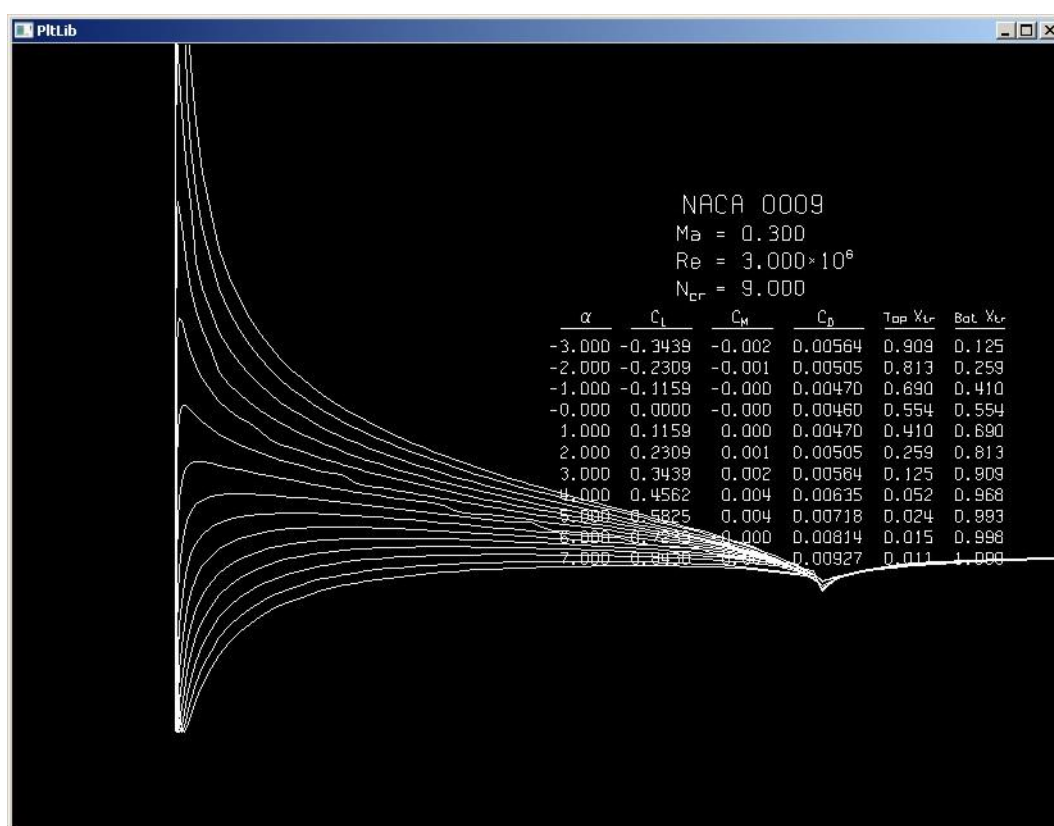
Rys. 47 – Zewnętrzne okno programu XFOIL wraz z oknem wyboru pliku *.dat profilu

Funkcja/ Polecenie	Opis
Polar calculation	Wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych: CL-siły nośnej , CD-oporu , CM-momentu , w funkcji kąta natarcia Alpha dla danej liczby Reynoldsa i liczby Macha dla wybranego przez użytkownika profilu (opis geometrii - plik *.dat). Obliczenia charakterystyk wykonane przy wykorzystaniu zewnętrznego programu XFOIL . Wyniki obliczeń – charakterystyki aerodynamiczne zapisane w pliku tekstowym *.txt , Rys. 48.
Open XFOIL polar	Wczytanie z wybranej lokalizacji na dysku pliku z zapisanymi charakterystykami aerodynamicznymi profilu, Rys. 50. Po wczytaniu pliku z danymi *.txt, aktywne stają się poniższe polecenia:
Show Drag polar	Wyświetlenie okna z charakterystyką CD-oporu , Rys. 51.
Show Lift coefficient	Wyświetlenie okna z charakterystyką CL-siły nośnej , Rys. 51.
Show Moment coefficient	Wyświetlenie okna z charakterystyką CM-momentu , Rys. 51.

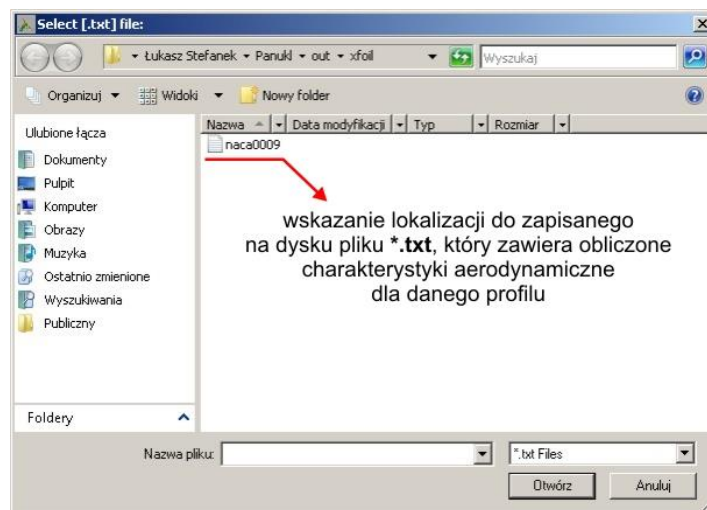


Rys. 48 – Okno sterujące – wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych dla profilu

W przypadku obliczeń aerodynamicznych przy użyciu programu **XFOIL** użytkownik powinien zwrócić uwagę na to czy obliczenia zbiegają się a otrzymane wyniki „są prawidłowe” z punktu widzenia prowadzonej analizy.

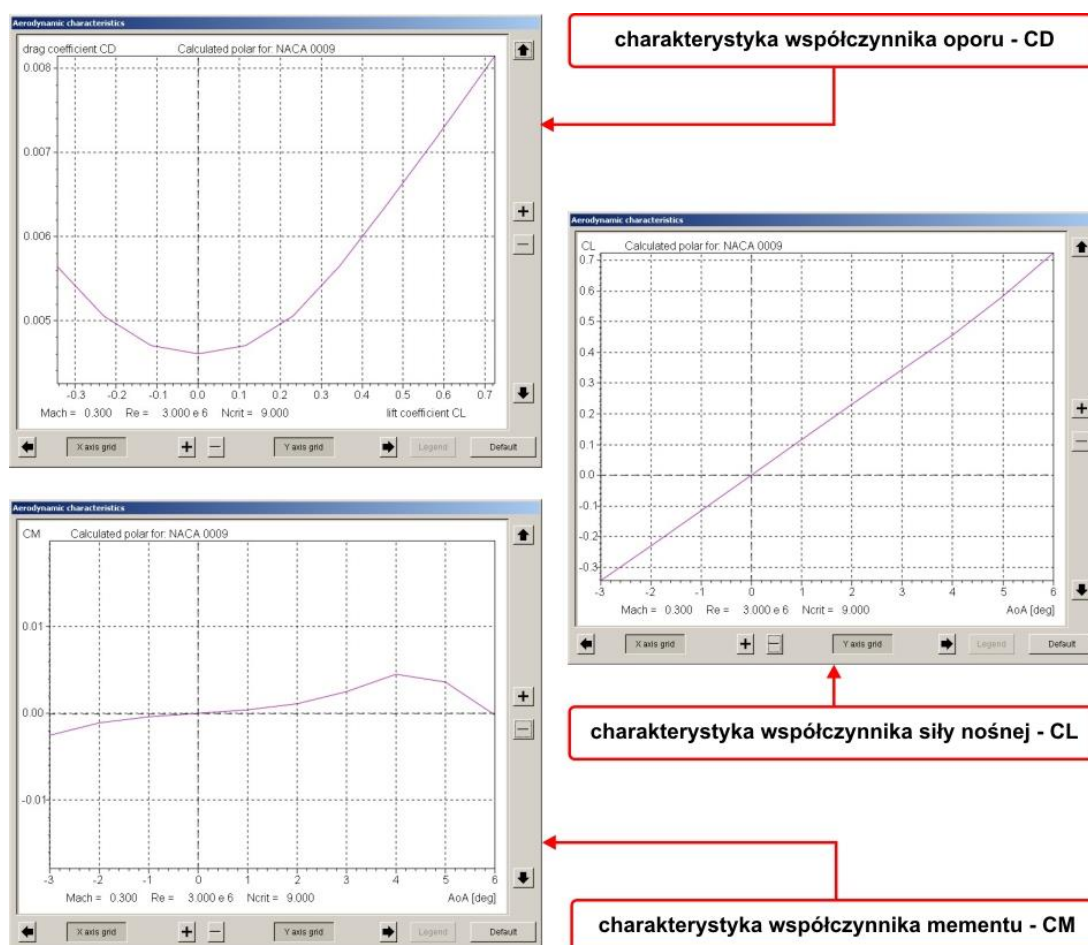


Rys. 49 – Okno programu XFOIL – obliczenia charakterystyk aerodynamicznych profilu



Rys. 50 – Okno wyboru pliku, w którym zapisane zostały obliczone charakterystyki aerodynamiczne dla danego profilu

Dopiero po wczytaniu pliku z danymi dotyczącymi charakterystyk profilu ***.txt**, aktywne stają się polecenia: **Show Drag polar**, **Show Lift coefficient**, **Show Moment coefficient**.



Rys. 51 – Przykładowe charakterystyki aerodynamiczne profilu CL, CD, CM w funkcji kąta natarcia

Funkcja/ Polecenie	Opis
Conversion *.prf to XFOIL	Opcja umożliwiająca konwersję pliku *.prf zawierającego definicję geometrii profilu w formacie akceptowanym przez program PANUKL do formatu *.dat akceptowanego przez program XFOIL , Rys. 52.
Conversion XFOIL to *.prf	Opcja umożliwiająca konwersję pliku *.dat zawierającego definicję geometrii profilu w formacie akceptowanym przez program XFOIL do formatu *.prf akceptowanego przez program PANUKL , Rys. 52.

konwersja *.PRF - PANUKL do *.DAT - XFOIL

Wing section data conversion (PANUKL -> XFOIL)

Panukl wing section file [.prf]: C:/Users/Lucas/Panukl/dat/profile/naca65009.prf - ścieżka do pliku *.prf Browse ...

Xfoil labeled data file [.dat]: C:/Users/Lucas/Panukl/dat/xfoil/naca65009.dat - ścieżka do pliku *.dat Browse ...

Wing section name: NACA65009 - nazwa profilu (należy wpisać)

O.K. Cancel

konwersja *.DAT - XFOIL do *.PRF - PANUKL

Wing section data conversion (XFOIL -> PANUKL)

Xfoil labeled data file [.dat]: C:/Users/Lucas/Panukl/dat/xfoil/naca65009.dat - ścieżka do pliku *.dat Browse ...

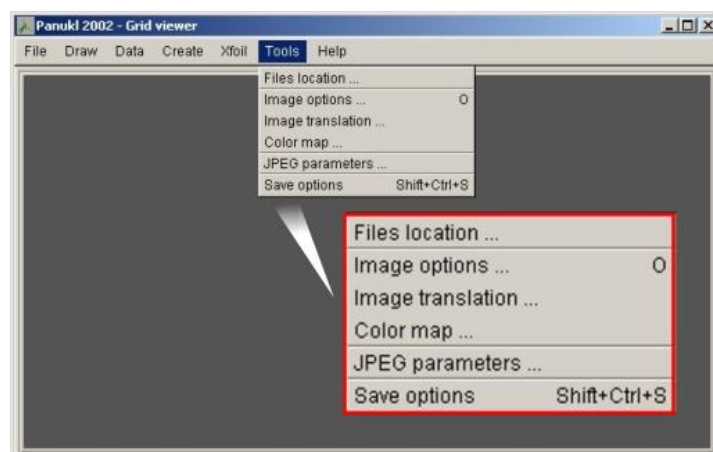
Panukl wing section file [.prf]: C:/Users/Lucas/Panukl/dat/profile/naca65009.prf - ścieżka do pliku *.prf Browse ...

Wing section name: naca65009 - nazwa konwertowanego profilu (wczytana z pliku *.dat)

O.K. Cancel

Rys. 52 – Konwersja plików z geometrią profili

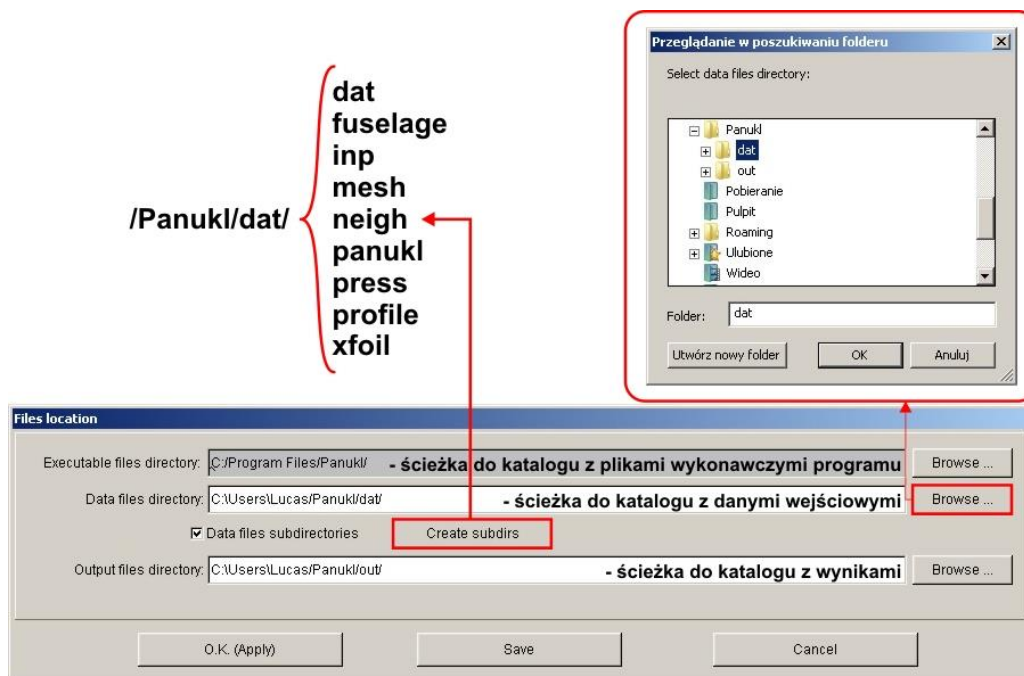
3.1.6. Opis funkcjonalności Menu – TOOLS



Rys. 53 – Menu – TOOLS

Opis dostępnych opcji Menu –TOOLS)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Files location	Wyświetlenie okna, w którym użytkownik może zmienić ustawienia dotyczące lokalizacji i nazwy folderów w których są przechowywane dane wejściowe i otrzymane wyniki, Rys. 54.



Rys. 54 – Określenie lokalizacji plików zawierających dane wejściowe i wyniki

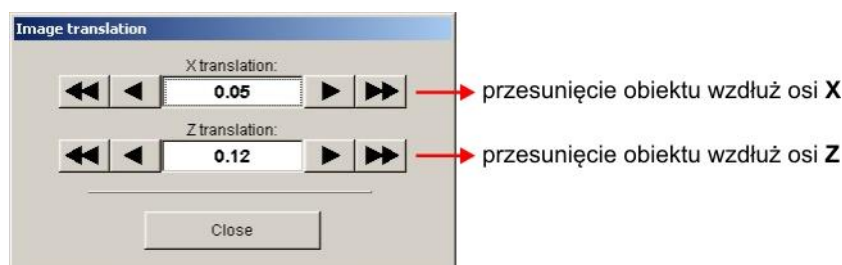
Użytkownik może automatycznie stworzyć strukturę katalogów na pliki danych i wyniki wymaganych przez program, poprzez kliknięcie przycisku **CREATE SUBDIRS**. W celu zapisania ustawień klikamy przycisk **SAVE**.

Funkcja/ Polecenie	Opis
Image options [O]	Wyświetlenie okna zawierającego opcje dotyczące sposobu wyświetlania modelu w oknie graficznym, Rys. 55.



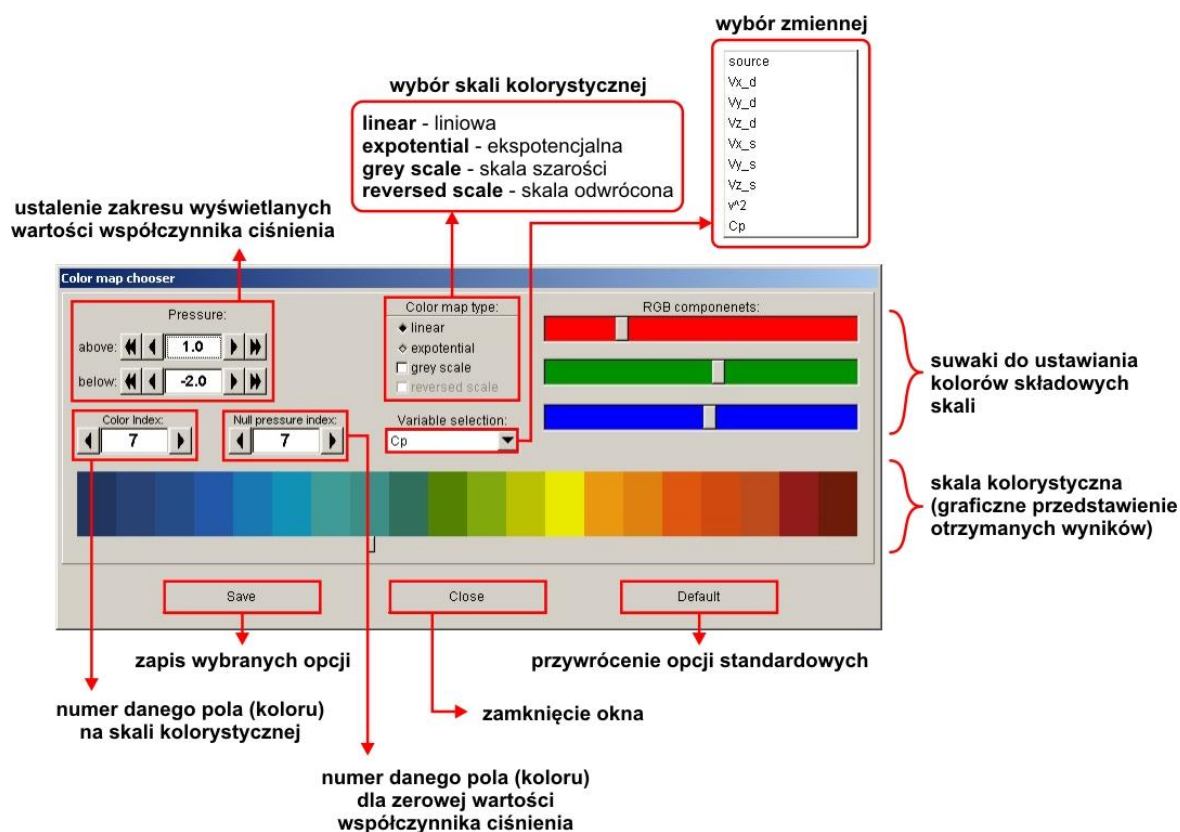
Rys. 55 – Okno wyboru opcji dotyczących sposobu wyświetlania modelu

Funkcja/ Polecenie	Opis
Image translation	Wyświetlenie okna zawierającego panel sterujący przesunięciem modelu w oknie graficznym Rys. 56.



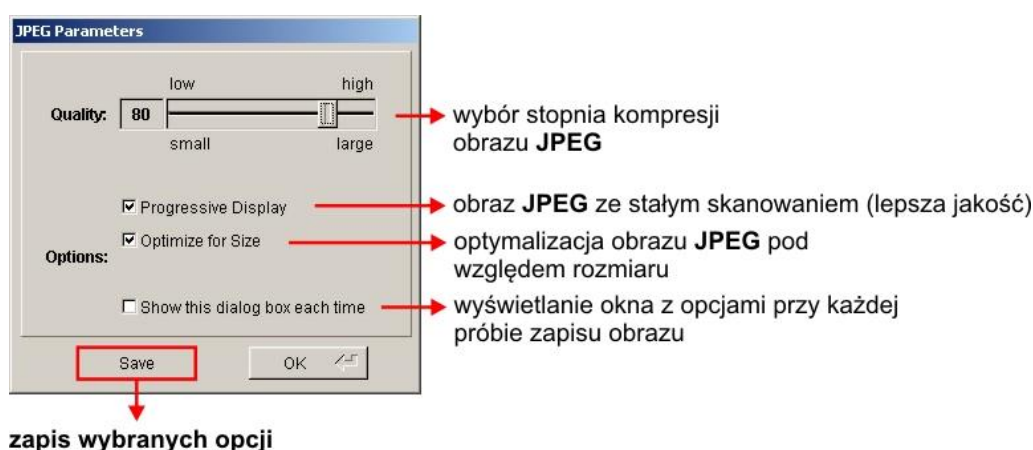
Rys. 56 – Okno wyboru opcji dotyczących przesunięcia modelu w oknie graficznym

Funkcja/ Polecenie	Opis
Color map	Wyświetlenie okna, w którym użytkownik może zmieniać i ustawiać sposób, w jaki będą prezentowane otrzymane wyniki dotyczące rozkładów np. współczynnika ciśnienia, prędkości, itp., Rys. 57.



Rys. 57 – Okno wyboru opcji dotyczących graficznej reprezentacji wyników

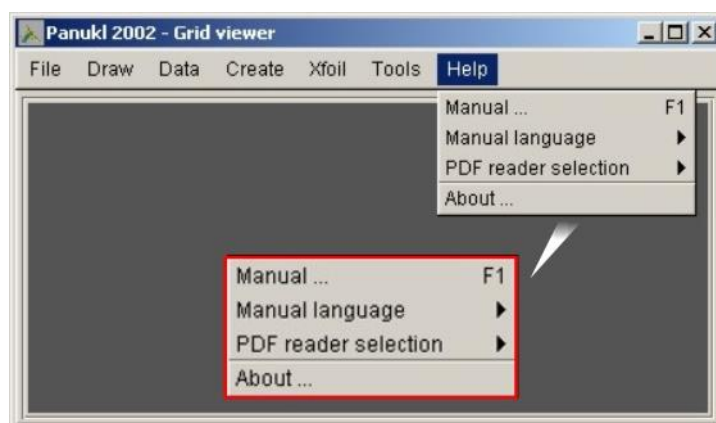
Funkcja/ Polecenie	Opis
JPEG parameters	Wyświetlenie okna, w którym użytkownik może zmieniać i ustawiać opcje dotyczące sposobu zapisu obrazów przechwytywanych z głównego okna graficznego programu, Rys. 58.



Rys. 58 – Okno wyboru opcji dotyczących zapisu plików JPEG – „zrzuty ekranu”

Funkcja/ Polecenie	Opis
Save options [Shift+Ctrl+S]	Zapisywanie bieżących ustawień programu PANUKL.

3.1.7. Opis funkcjonalności Menu – HELP



Rys. 59 – Menu – HELP

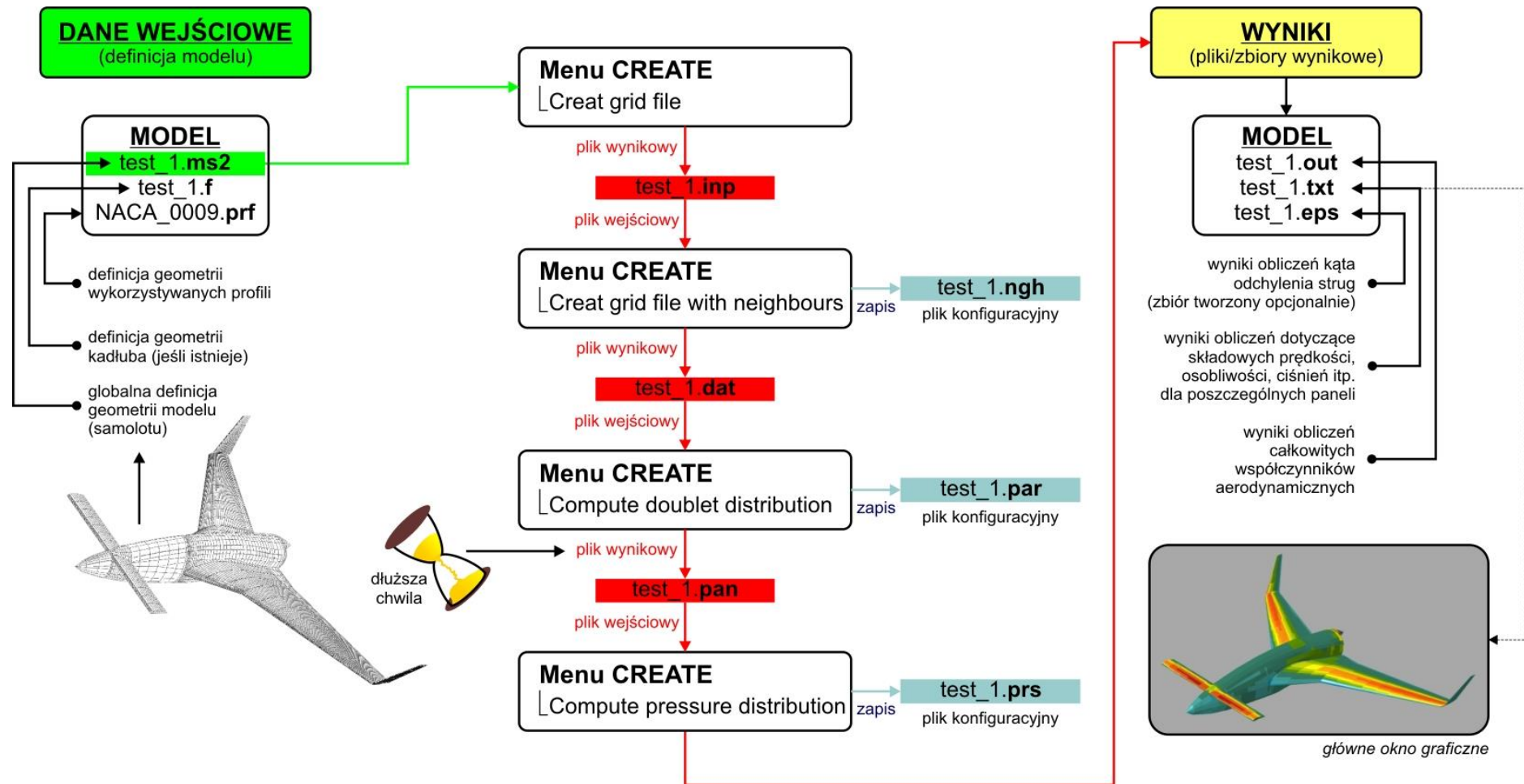
Opis dostępnych opcji Menu –HELP)

Funkcja/ Polecenie	Opis
Manual (F1)	Wyświetlenie pliku pomocy na temat programu PANUKL .
Manual language	Wybór języka pliku pomocy (dostępny: PL i ENG)
PDF reader selection	Wybór programu do obsługi i wyświetlania pliku pomocy.
About	Wyświetlenie okna w którym użytkownik może znaleźć informacje na temat programu PANUKL , Rys. 59.

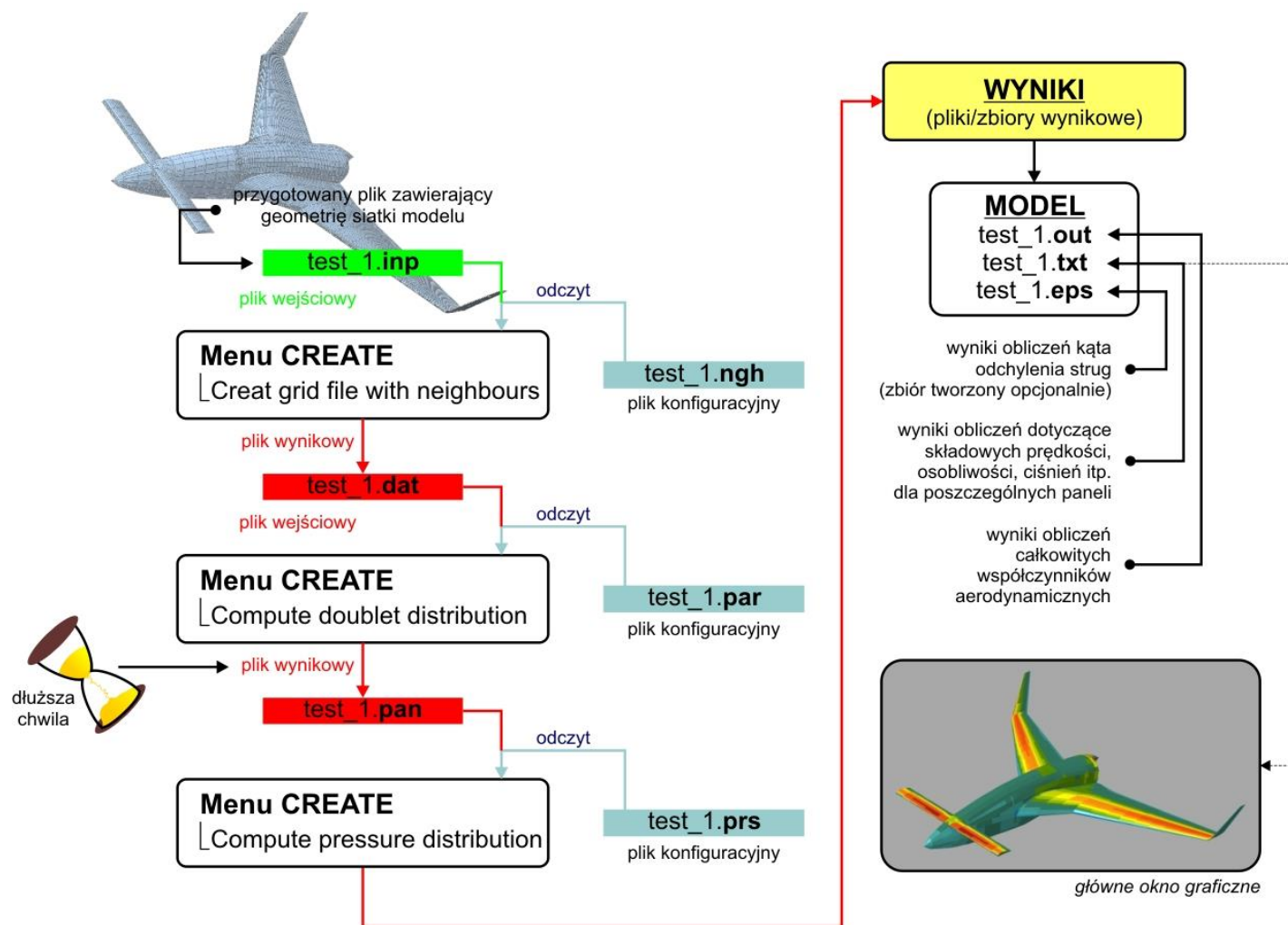


Rys. 60 – Okno informacyjne o programie PANUKL

3.2. Procedura obliczeniowa krok po kroku – możliwe scenariusze

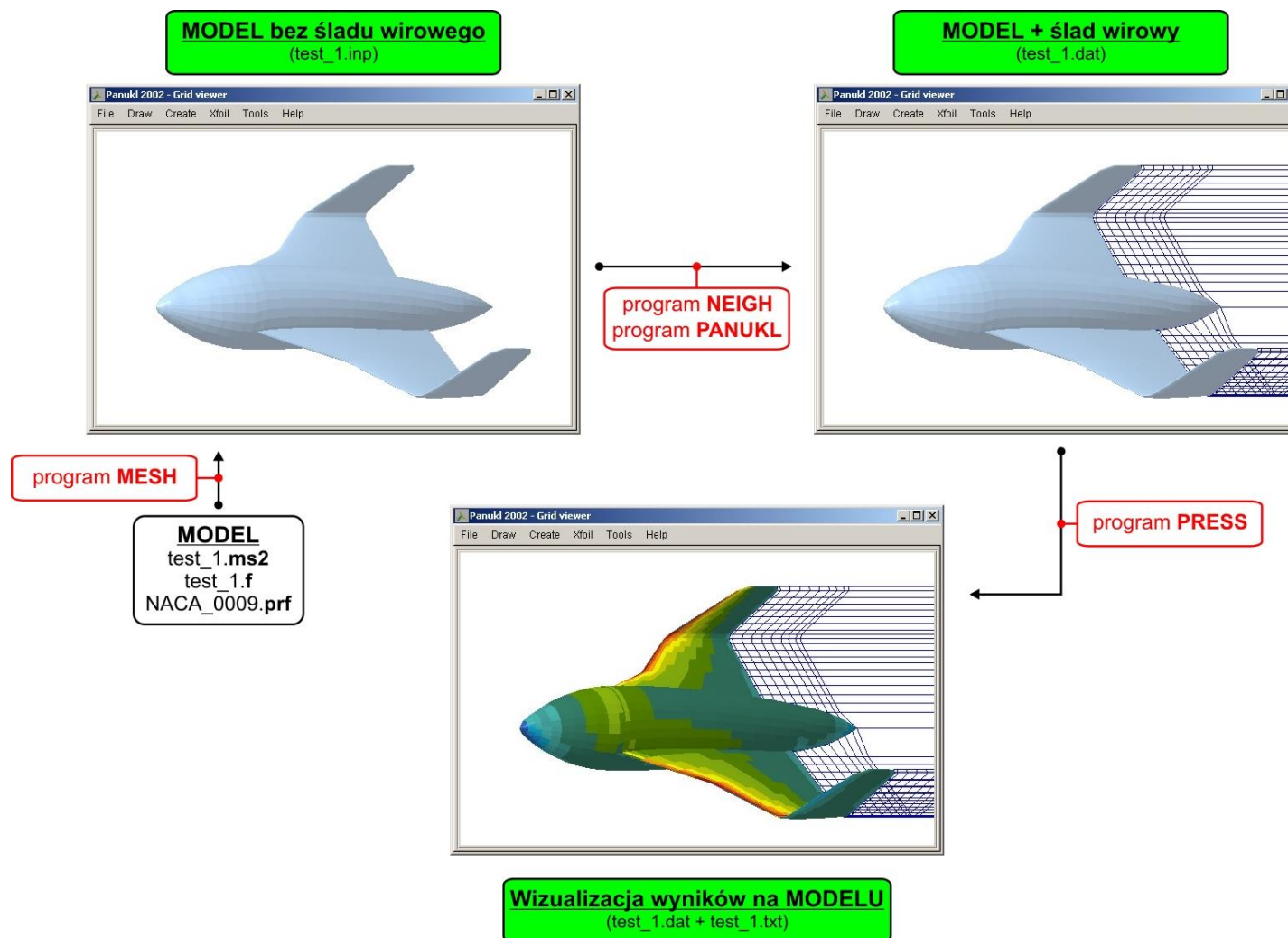


Rys. 61 – Scenariusz 1 – podstawowa procedura obliczeniowa



Rys. 62 – Scenariusz 2 – uproszczona procedura obliczeniowa (przy założeniu, że użytkownik posiada wygenerowany plik z geometrią i śladem oraz zapisane na dysku pliki konfiguracyjne)

3.3. Przepływ informacji pomiędzy programami w trakcie prowadzenia obliczeń

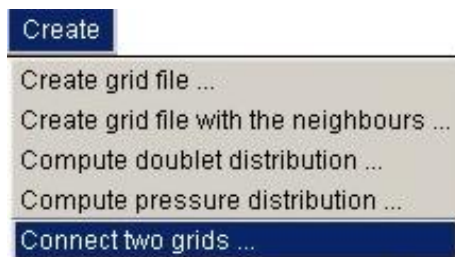


Rys. 63 – Przepływ informacji pomiędzy programami MESH, NEIGH, PANUKL i PRESS

4. Dodatki i uzupełnienia

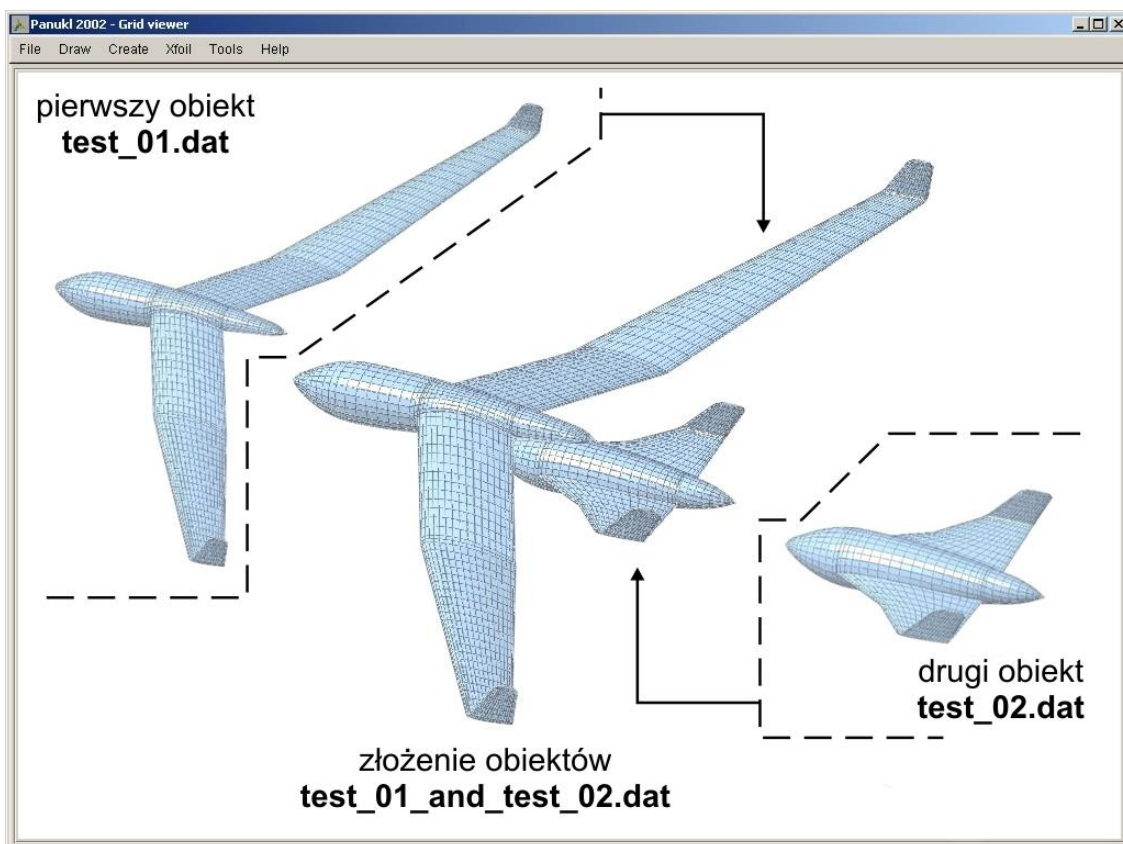
4.1. Funkcja łączenia siatek modeli

Wybierając z menu **CREATE** programu **PANUKL** opcję **CONNECT TWO GRIDS** Rys. 64 uruchamiamy narzędzie do łączenia zapisanych już na dysku siatek z wygenerowanym śladem wirowym [*nazwa.dat*].



Rys. 64 – 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.

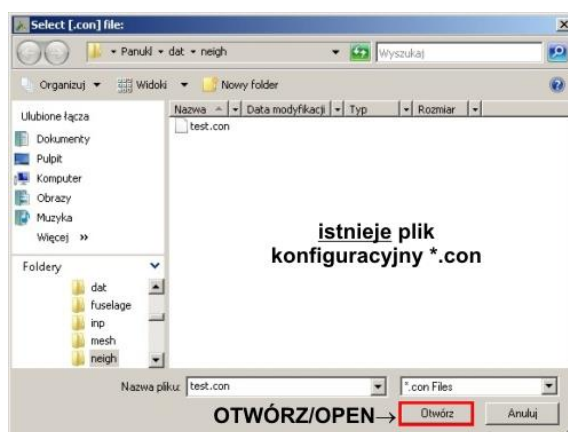


Rys. 65 - Sposób działania funkcji do łączenia siatek

Sposób działania

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

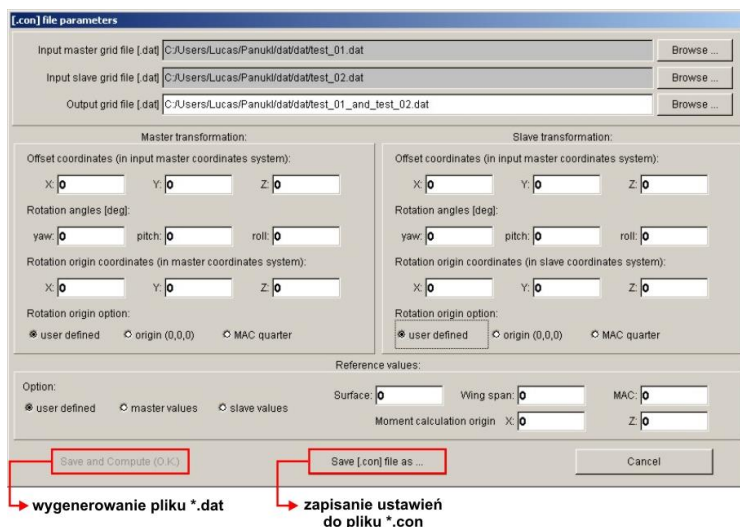
Po wywołaniu funkcji **CONNECT TWO GRIDS** zostaje wyświetlone okno Rys. 66, w którym program prosi o wskazanie przez użytkownika pliku konfiguracyjnego *.con – plik zawiera zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat (nowego pliku, który będzie zawierał złożenie wybranych przez użytkownika siatek). Wybrany plik *.con otwieramy klikając przycisk **OTWÓRZ/OPEN**. Pojawia się okno Rys. 67, w którym widoczne są zapisane opcje dotyczące sposobu tworzenia pliku *.dat. W celu wygenerowania pliku *.dat klikamy przycisk **Save and Compute (ok)**.



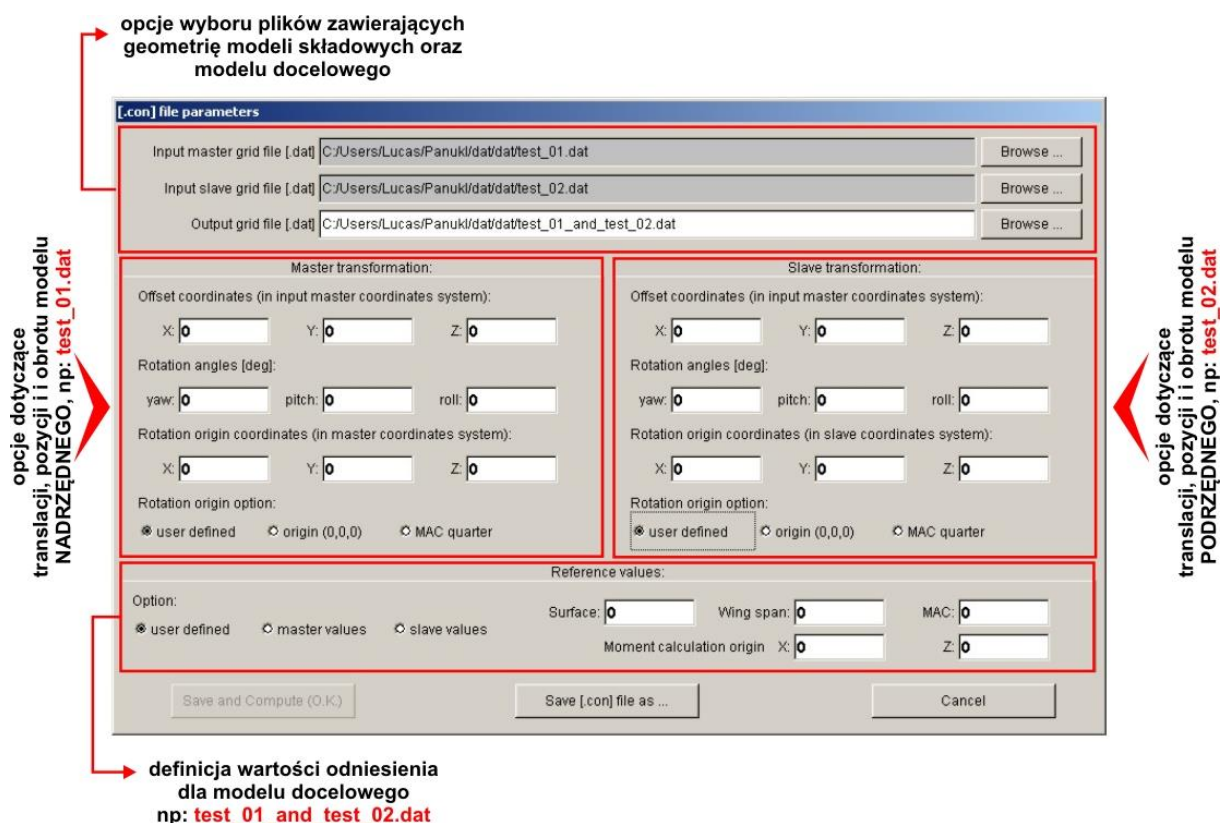
Rys. 66 – Okno wyboru pliku konfiguracyjnego *.con

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. 68, 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. 67 – Główne okno konfiguracyjne dotyczące funkcji łączenia siatek modeli



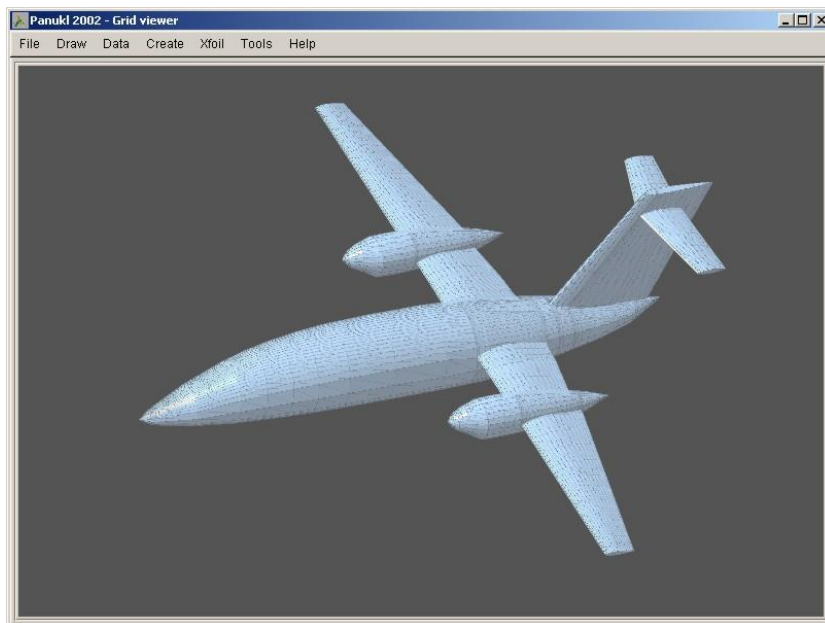
Rys. 68 – Główne opcje funkcji do łączenia siatek modeli

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]	Obracanie obiektu po przez podanie odpowiednich wartości kątów [deg], względem punktu zdefiniowanego względem: User defined – punkt zdefiniowany przez użytkownika, Origin (0,0,0) – początek układu współrzędnych dla danego obiektu (określony w trakcie definiowania obiektu składowego), MAC quarter – biegun obrotu (zwykle ¼ SCA) dla danego obiektu.
Reference values	Określenie wartości odniesienia: powierzchni, rozpiętości, SCA dla obiektu będącego złożeniem obiektów składowych, dostępne opcje: User defined – wartości odniesienia zdefiniowane przez użytkownika, Master values – wartości odniesienia takie same jak dla obiektu nadrzędnego, Slave values – wartości odniesienia takie same jak dla obiektu podrzędnego.

4.2. 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** [4.1].

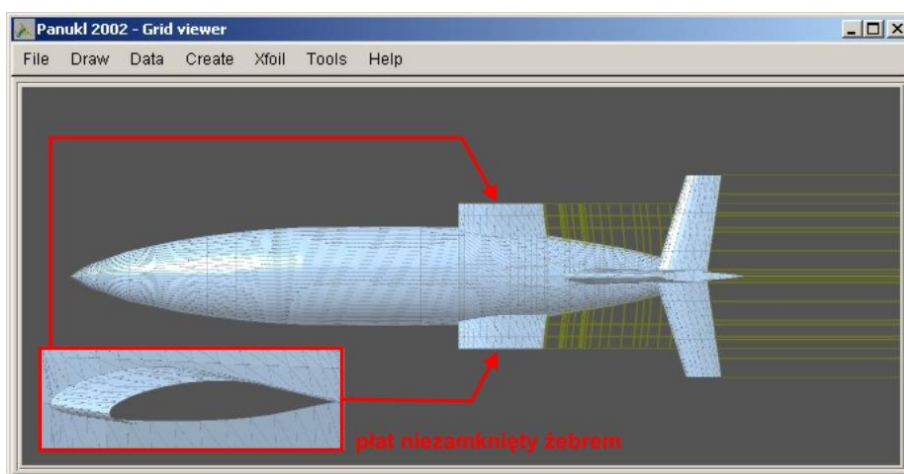
Poniżej przedstawiono przykładowy schemat tworzenia rozbudowanej siatki w oparciu o odpowiednio przygotowane pliki z geometrią ***.dat**.



Rys. 69 – Przykład rozbudowanej siatki w programie PANUKL

Sposób postępowania

Krok 1

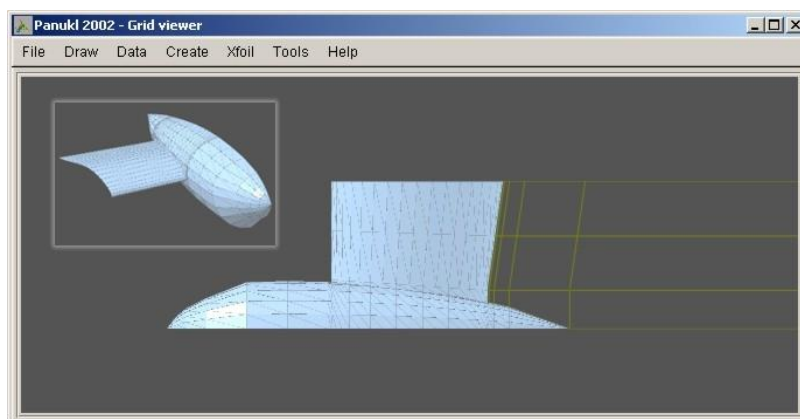


Rys. 70 – Plik *.dat – pierwsza część siatki (kadłub, płat i usterzenie)

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. 70.

Krok 2

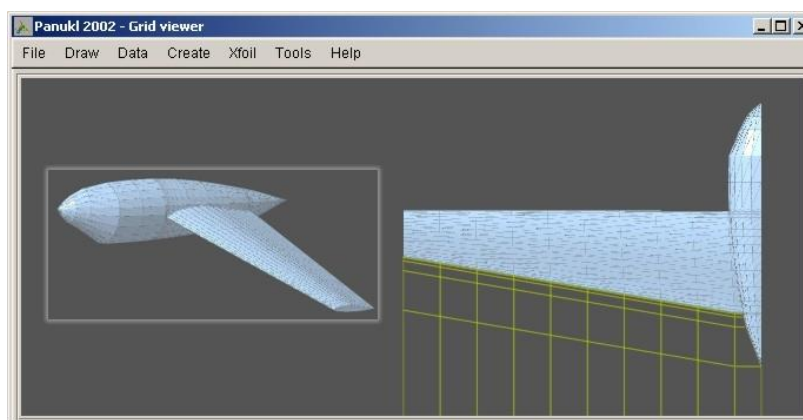


Rys. 71 – Plik *.dat – kolejny element siatki (płat i gondola – lewa strona)

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** [1.3.1] „**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.

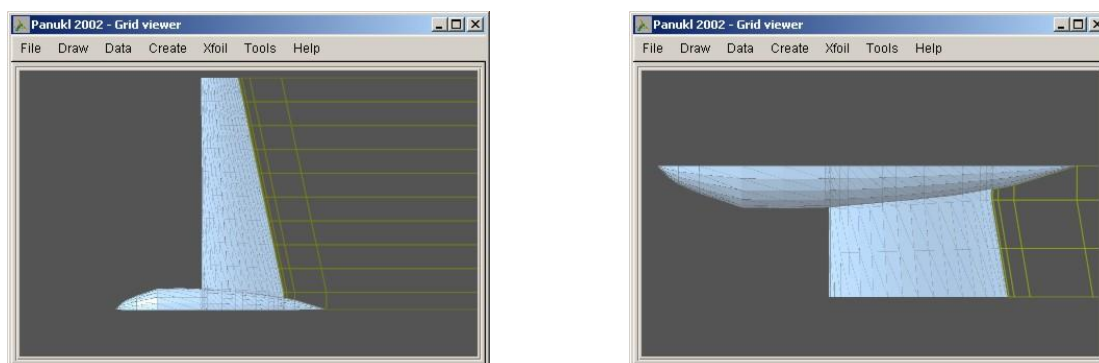
Krok 3



Rys. 72 – 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 !



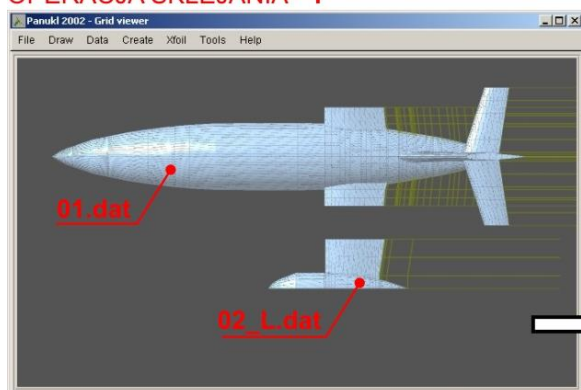
Rys. 73 – Elementy siatki (prawa strona)

Krok 4

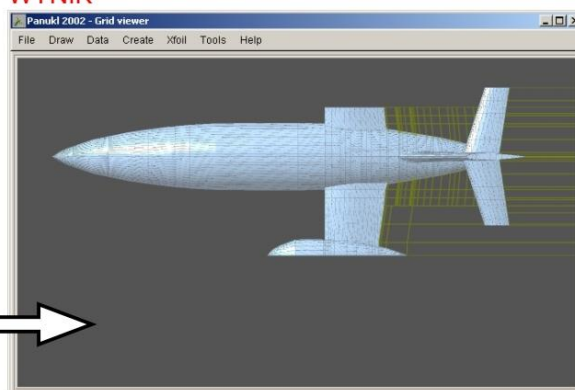
Gdy posiadamy już tak przygotowane elementy składowe naszej siatki, łączymy je w całość. Wykorzystujemy do tego funkcję programu **PANUKL – CONNECT TWO GRIDS** [4.1]. W celu prawidłowego połączenia siatek składowych musimy znać ich dokładne położenie przestrzenne.

Poniższe rysunki przedstawiają przykładową kolejność łączenia siatek:

OPERACJA SKLEJANIA - 1

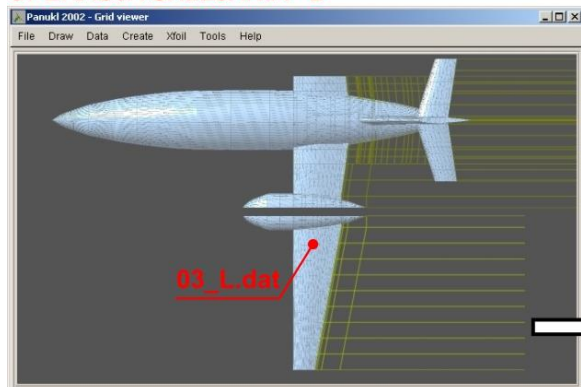


WYNIK

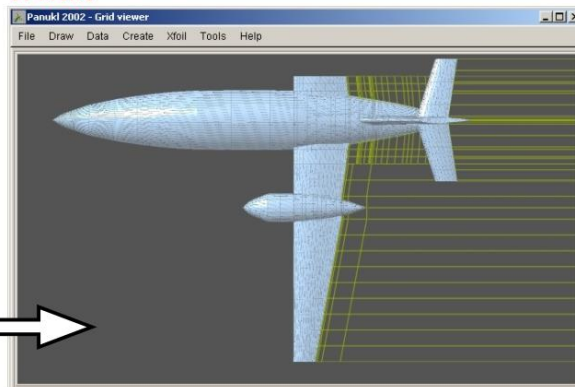


Rys. 74 – Operacja sklejania 1

OPERACJA SKLEJANIA - 2

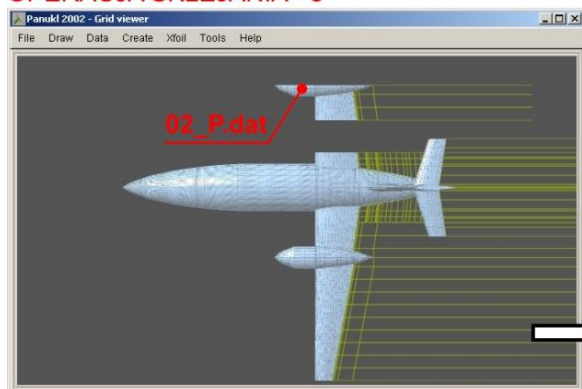


WYNIK

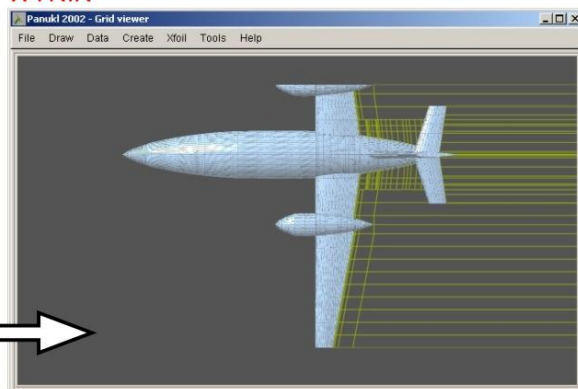


Rys. 75 – Operacja sklejania 2

OPERACJA SKLEJANIA - 3

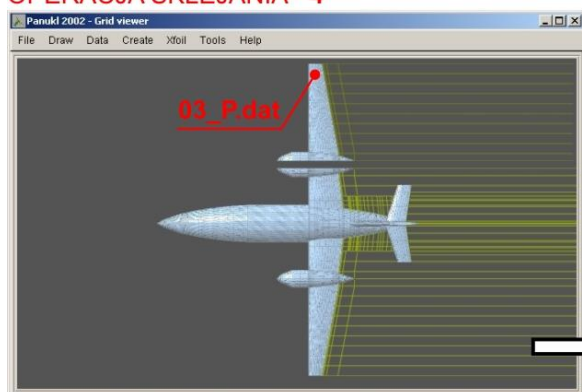


WYNIK

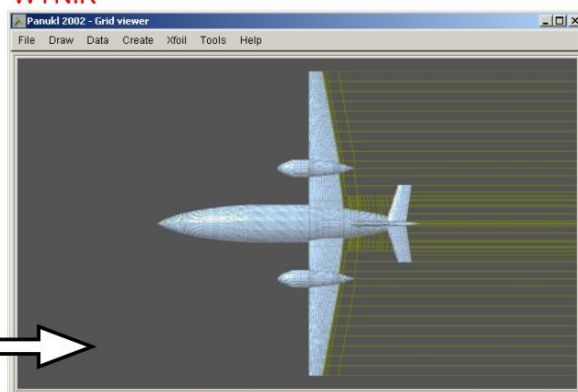


Rys. 76 – Operacja sklejania 3

OPERACJA SKLEJANIA - 4



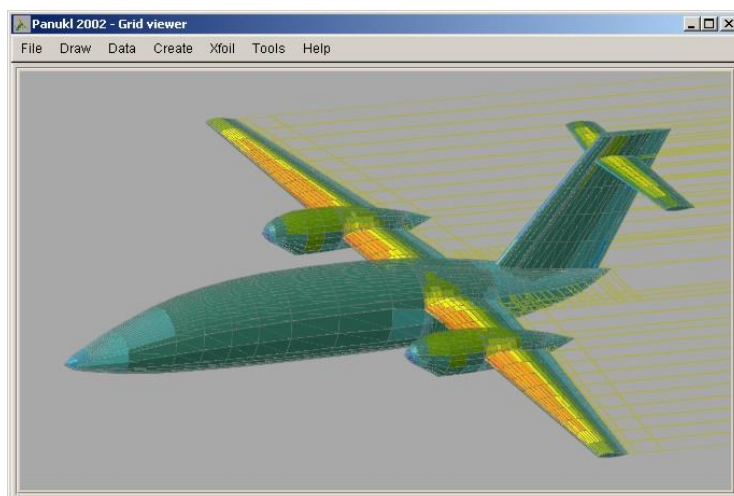
WYNIK



Rys. 77 – Operacja sklejania 4

Krok 5

Po przeprowadzeniu ostatniej operacji sklejania należy wygenerowaną siatkę sprawdzić. W tym celu wykorzystujemy funkcję programu – **CORRECT NEIGHBOURS** [3.1.4] (sprawdzenie „sąsiadów”).



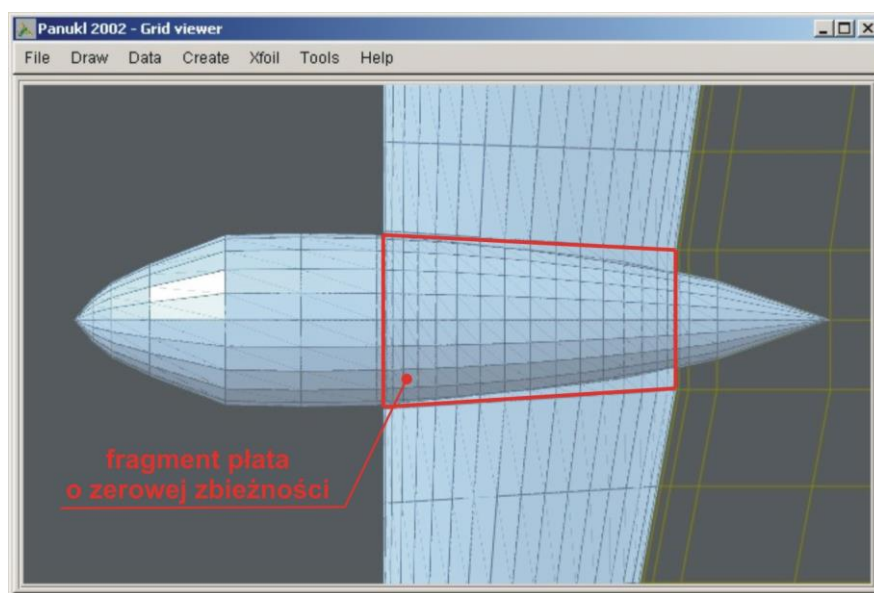
Rys. 78 – Wygenerowana siatka + zobrazowane wyniki

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. 79 – Upraszczanie siatki - łatwiejsze wykonanie przejścia skrzydło–gondola.

4.3. Opis zewnętrznego podprogramu do generacji pliku geometrii kadłuba – FUSELAGE DATA

Program FUSELAGE DATA

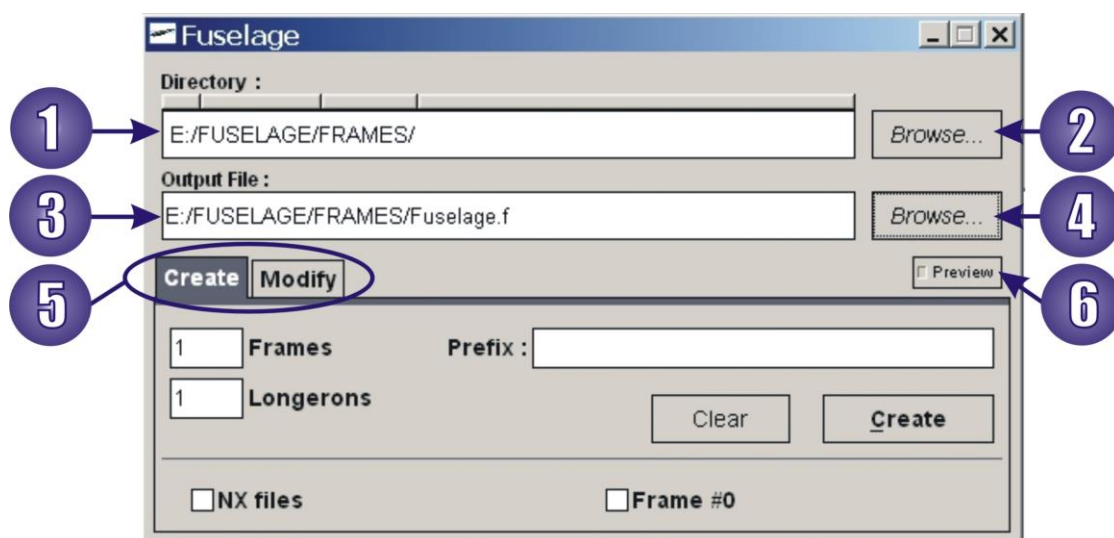
Program **FUSELAGE DATA** został stworzony w celu usprawnienia procesu tworzenia plików **[nazwa.f]** zawierających definicję kadłuba samolotu. Pliki te używane są przez pakiet **PANUKL**. Program **FUSELAGE DATA** zwany dalej zewnętrznym podprogramem umożliwia:

- 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]**.

Główna część programu FUSELAGE DATA



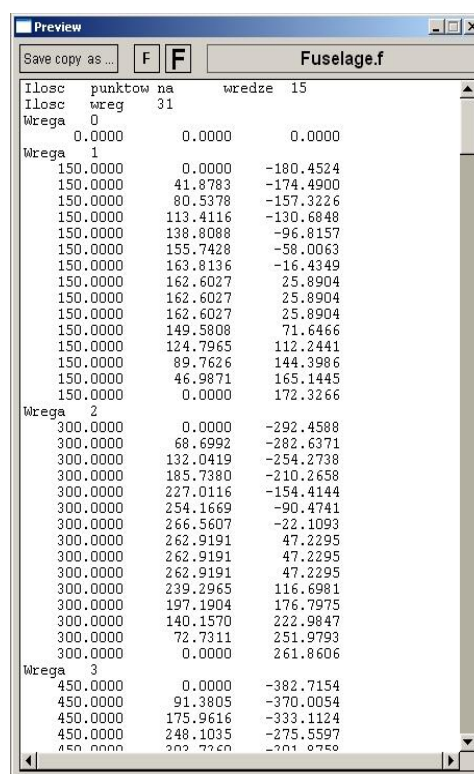
Rys. 80 – Główne okno programu zewnętrznego FUSELAGE

W głównej części programu można określić:

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

❸ 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 ❹. Nie jest wymagane, by plik ten znajdował się w katalogu ❶. W przypadku tworzenia geometrii kadłuba istnienie pliku nie jest wymagane.

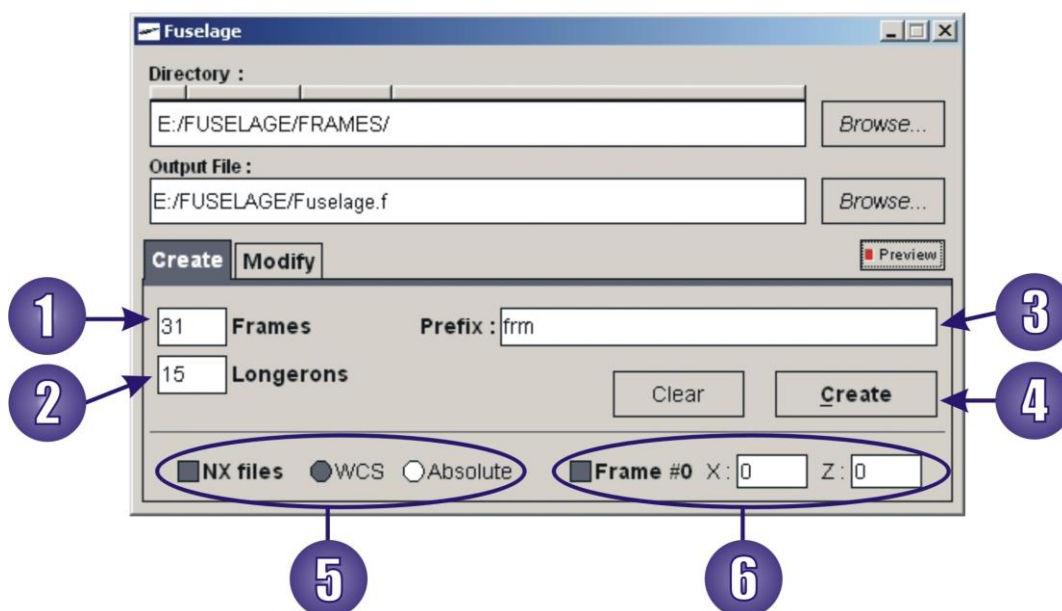
❺ Zakładki wyboru trybu pracy: tworzenia **CREATE** lub modyfikacji **MODIFY**. ❻ Przycisk okna podglądu utworzonego lub modyfikowanego pliku.



Ilosc	punktow	na	wredze	15
Ilosc	wreg	31		
Wrega	0	0.0000	0.0000	
Wrega	1	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	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	0.0000	-382.7154	
450.0000		91.3805	-370.0054	
450.0000		175.9616	-333.1124	
450.0000		248.1035	-275.5597	
450.0000		300.7320	-201.8750	

Rys. 81 – Okno podglądu pliku z zapisaną geometrią kadłuba

Tryb tworzenia w programie FUSELAGE DATA



Rys. 82 – Tryb tworzenia w programie FUSELAGE

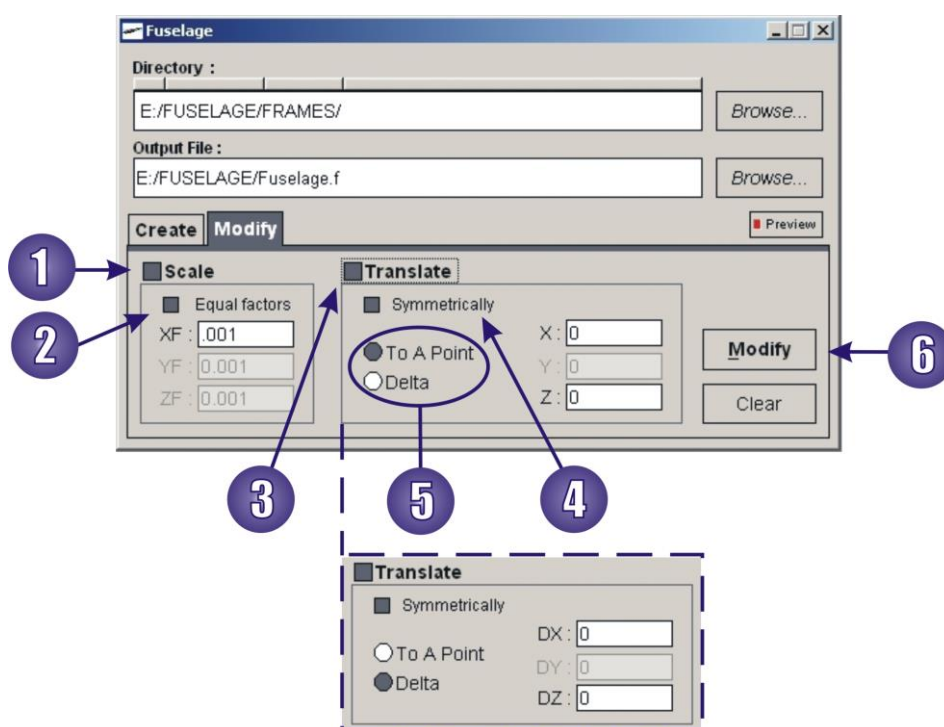
W trybie tym można stworzyć plik z geometrią kadłuba akceptowany przez program PANUKL:

- 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.

Tryb modyfikacji w programie FUSELAGE DATA



Rys. 83 – 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.

4.4. Eksport geometrii 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.

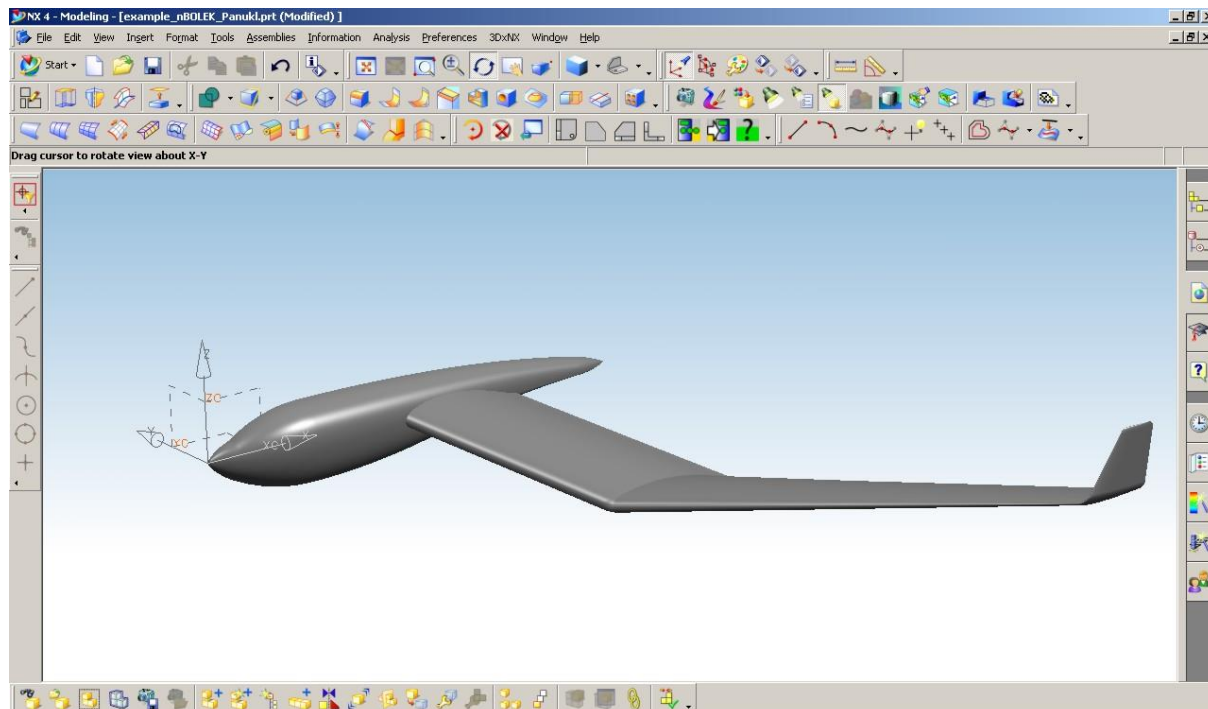
W dalszej części dokumentu, na dość prostym przykładzie przedstawiono sposób przygotowania plików z geometrią wręg kadłuba w systemie **UNIGRAPHICS NX**. Na ich podstawie można łatwo wygenerować plik z definicją kadłuba samolotu **[nazwa.f]**, wykorzystywany w programie **PANUKL**. Założeniem autorów 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.

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.

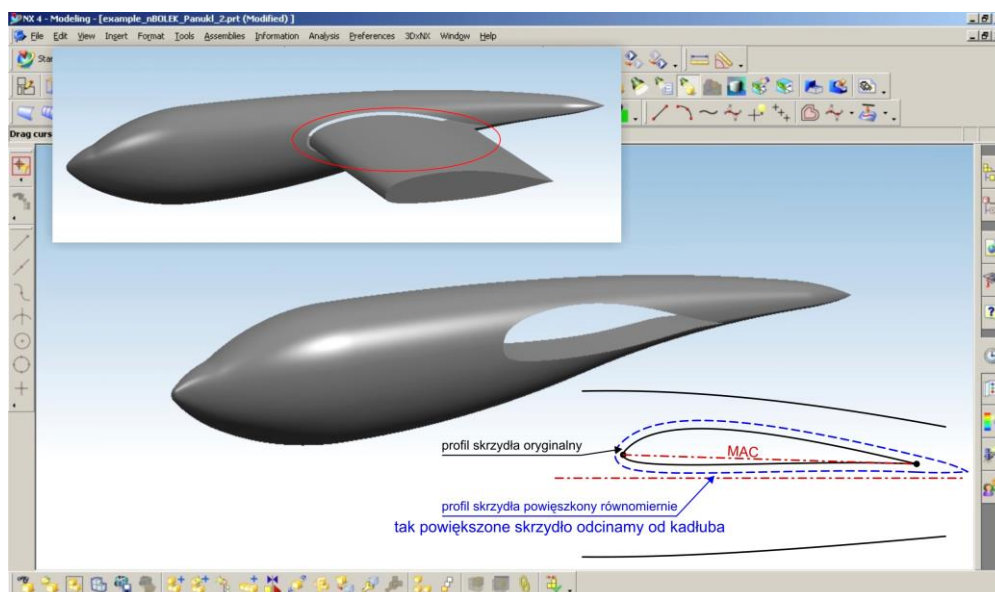
Procedura postępowania

- 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.



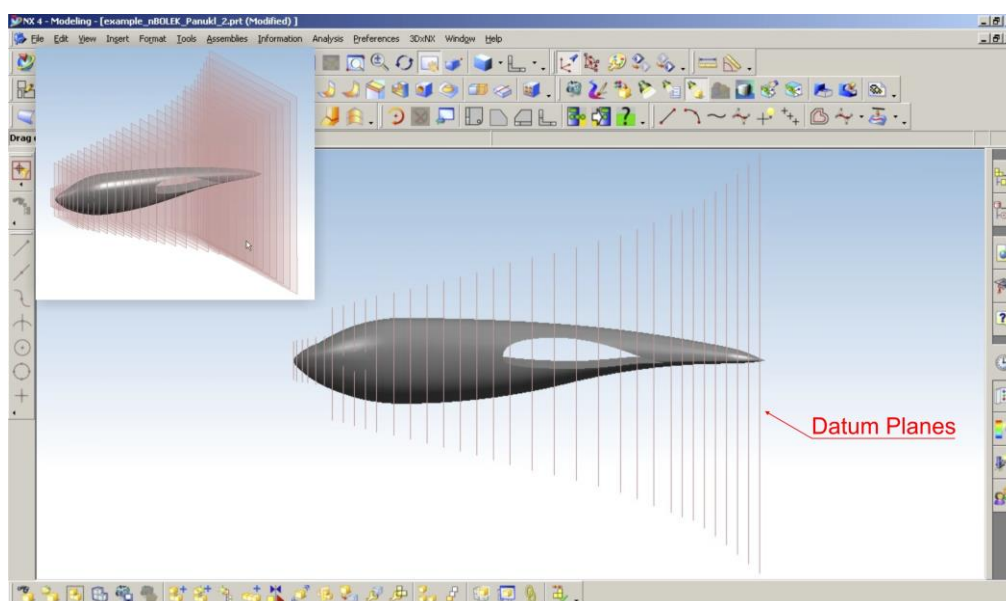
Rys. 84 – Połówka modelu kadłuba z widocznym globalnym układem współrzędnych w programie UG NX4

- 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.



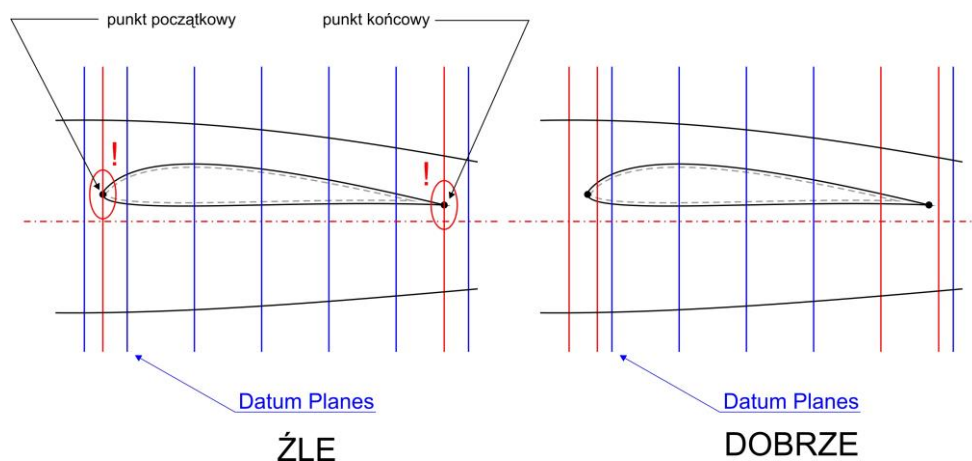
Rys. 85 – Połówka modelu kadłuba z wyciętym powiększonym skrzydłem w programie UG NX4

- 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.



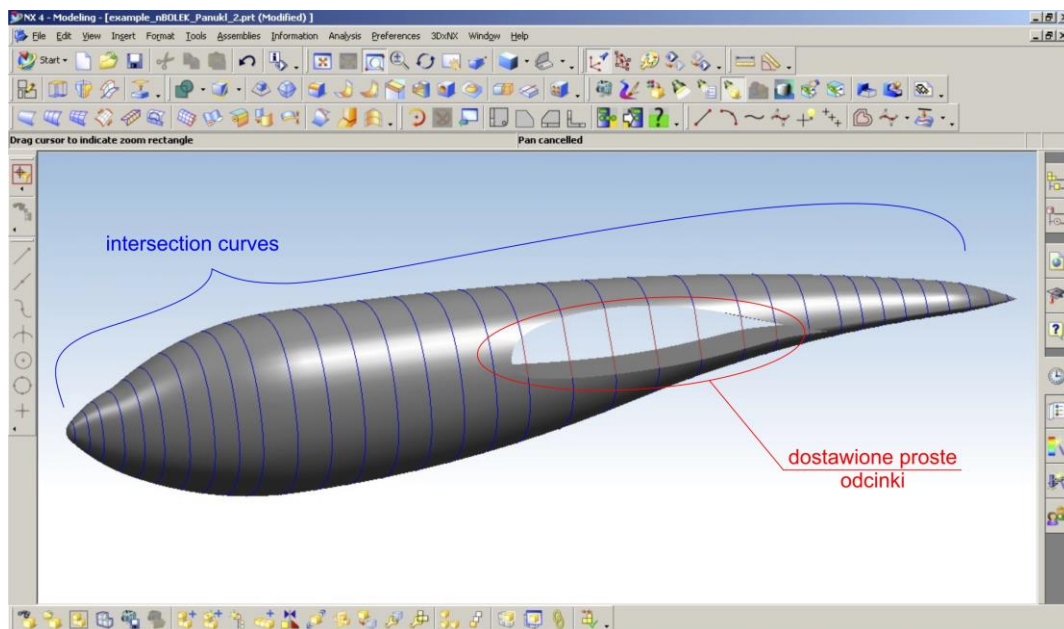
Rys. 86 – Połówka modelu kadłuba z umieszczonymi płaszczyznami DATUM PLANES w programie UG NX4

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 spływie profilu skrzydła) powiększonego i oryginalnego profilu przykadłubowego skrzydła. Jest to istotne z punktu widzenia tworzenia geometrii.



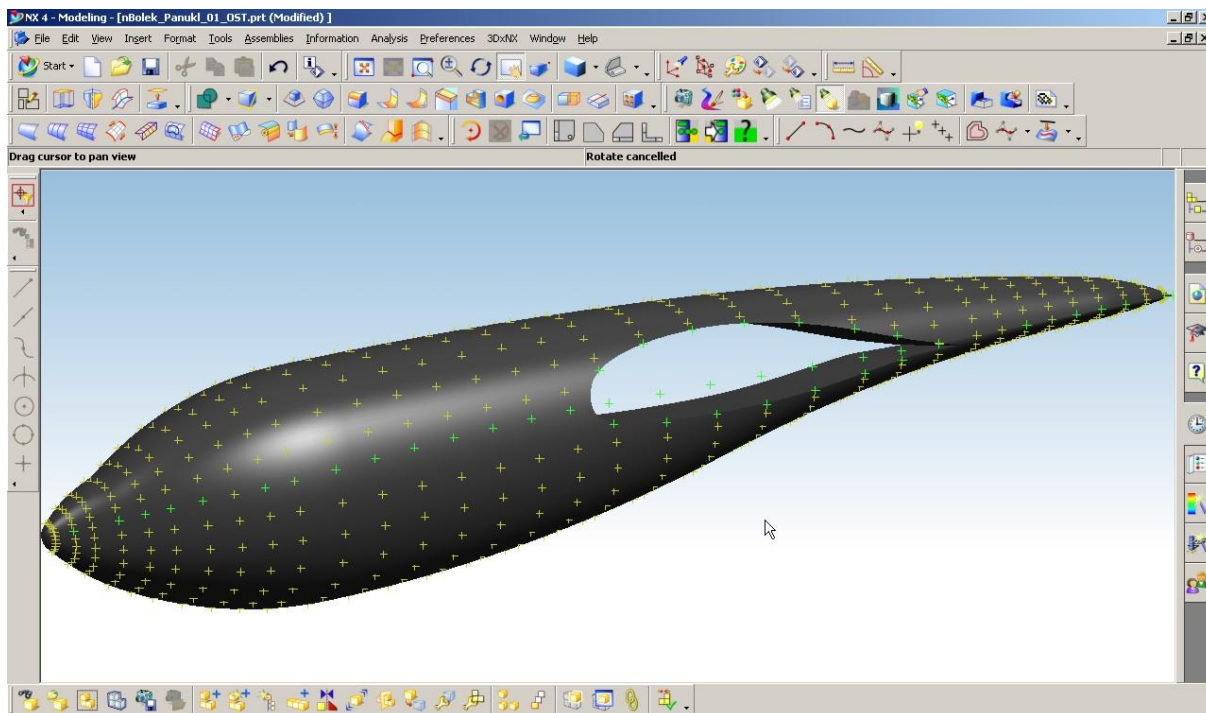
Rys. 87 – Sposób umiejscowienia kluczowych płaszczyzn DATUM PLANES, UG NX4

- 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.



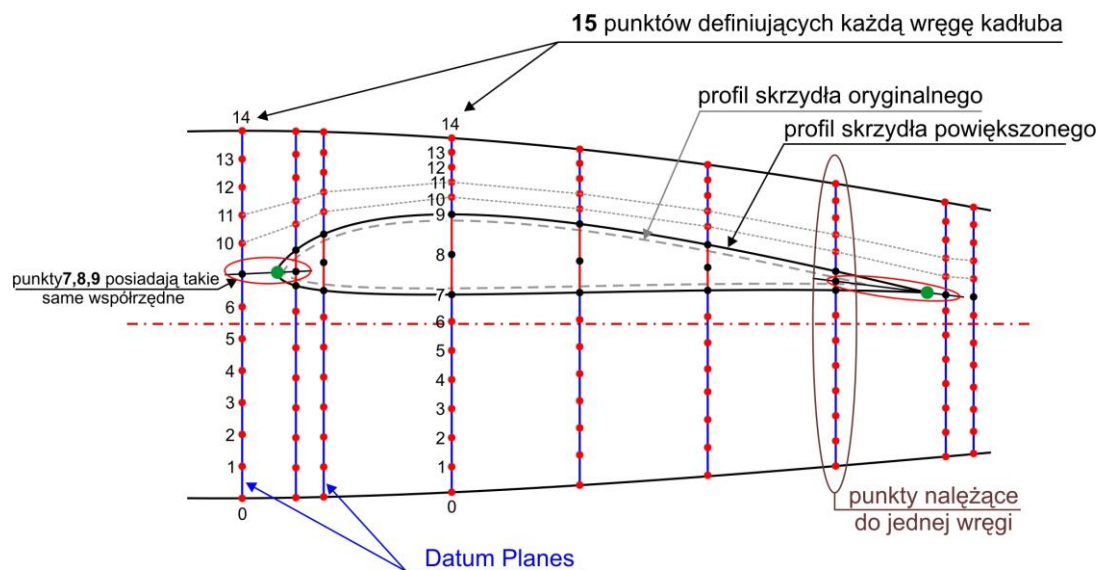
Rys. 88 – Krzywe obrazujące przyszłe wręgi kadłuba, UG NX4

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



Rys. 89 – 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**).

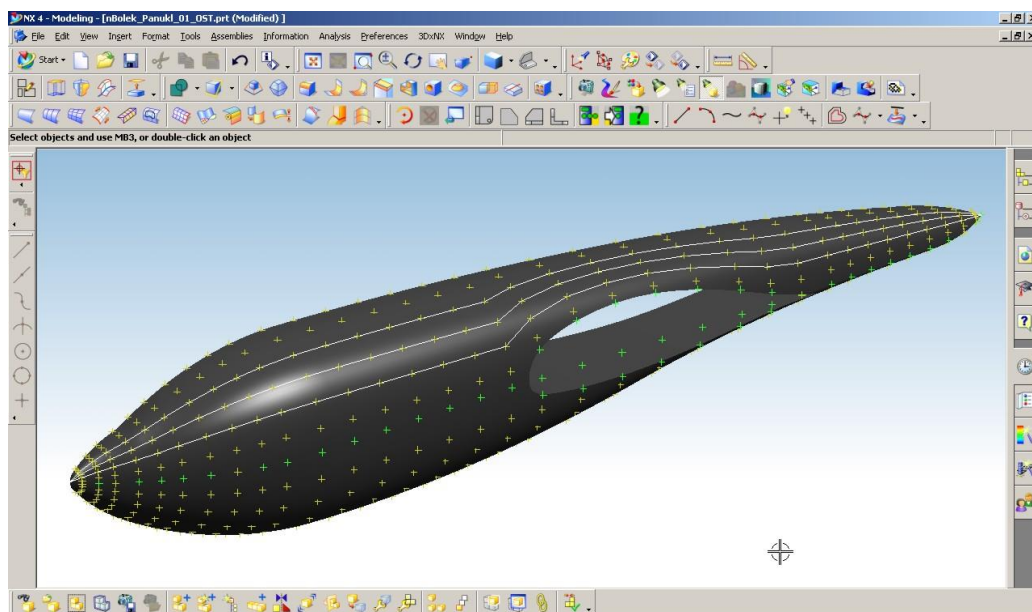


- ograniczone czerwoną elipsą punkty należące do różnych wręg, muszą leżeć na tej samej płaszczyźnie i przechodzić przez punkty: początkowy i końcowy profilu przy-kadłubowego skrzydła (punkty zaznaczone na zielono);

8 - podłużnica określa noskę profilu skrzydła dla podanego przykładu;

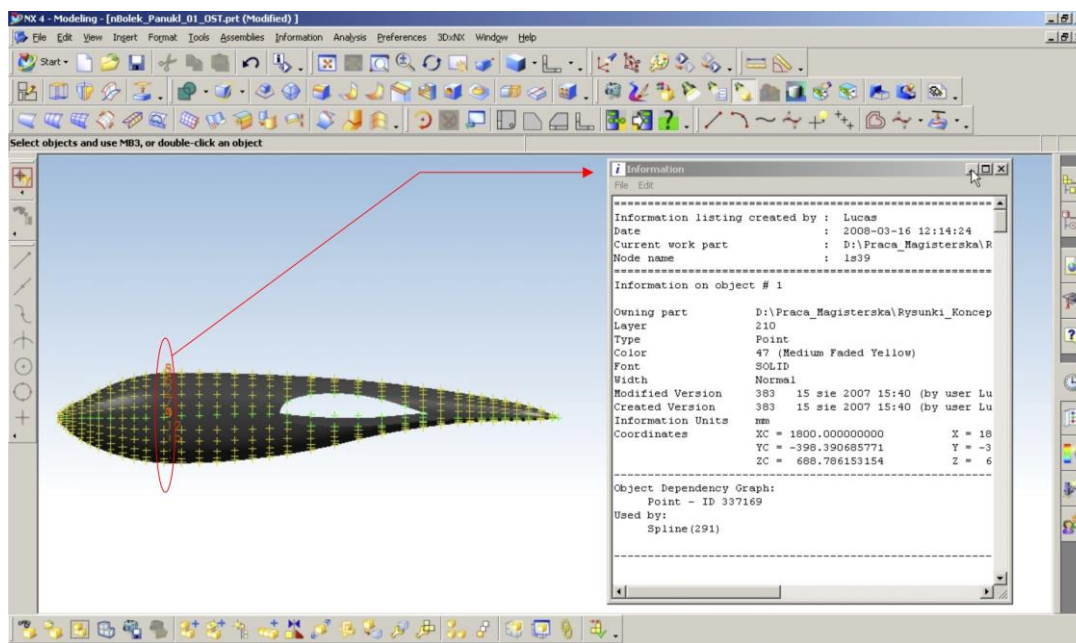
Rys. 90 – Przykładowe rozmieszczenie punktów definiujących wręgi kadłuba w części obejmującej skrzydło

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. 91 – 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. 92 – Eksport współrzędnych punktów z UG NX4

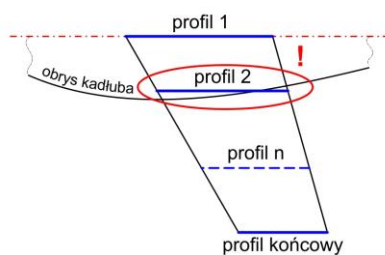
Warto zauważyć, że im więcej punktów, tym lepiej odwzorowany model kadłuba, ale czas obliczeń w programie **PANUKL** wzrasta z powodu dużej liczby wygenerowanych paneli.

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

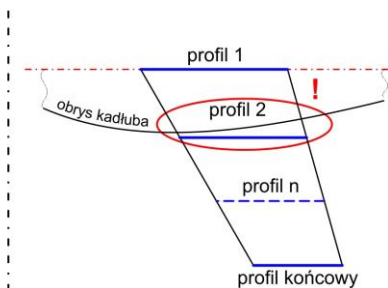
Dodatkowe uwagi:

- 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. Na następnej stronie przedstawiono prawidłowe rozwiązania.

Widok z góry



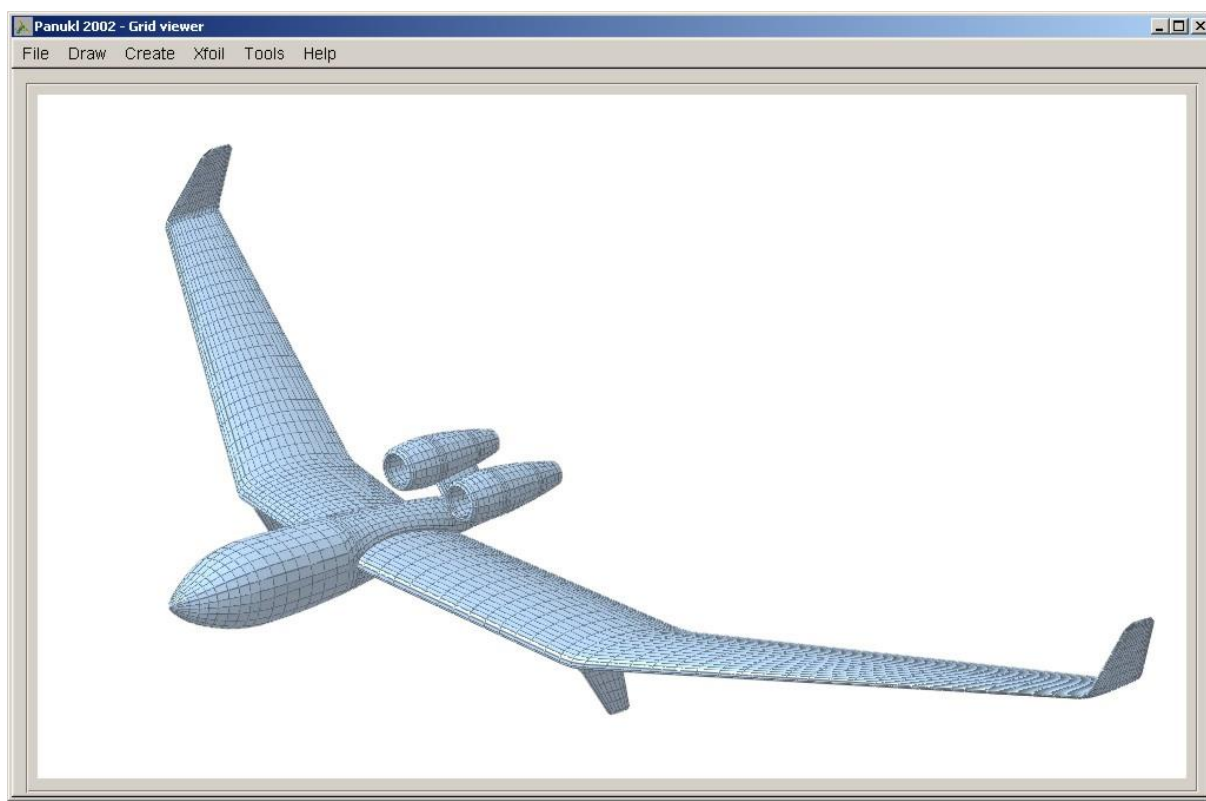
ŹŁE



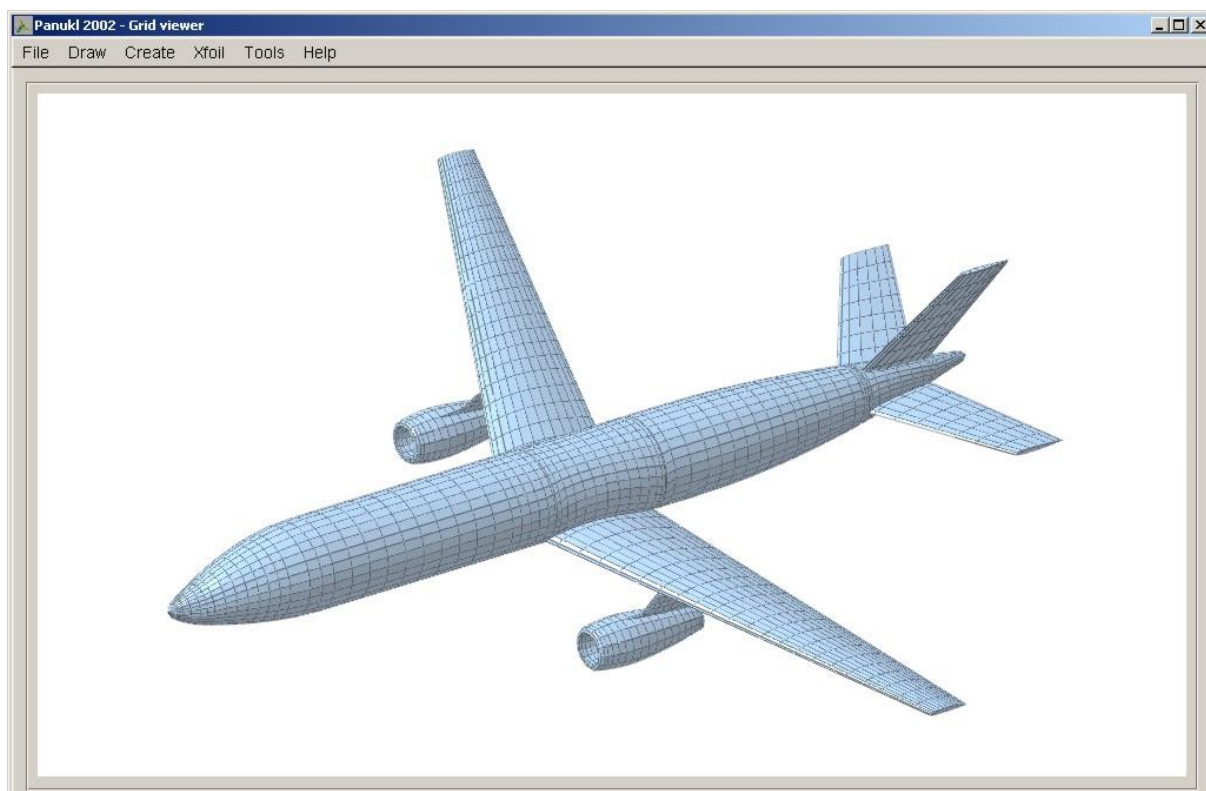
DOBRE

Rys. 93 - Definicja dwóch pierwszych profili płata w programie PANUKL

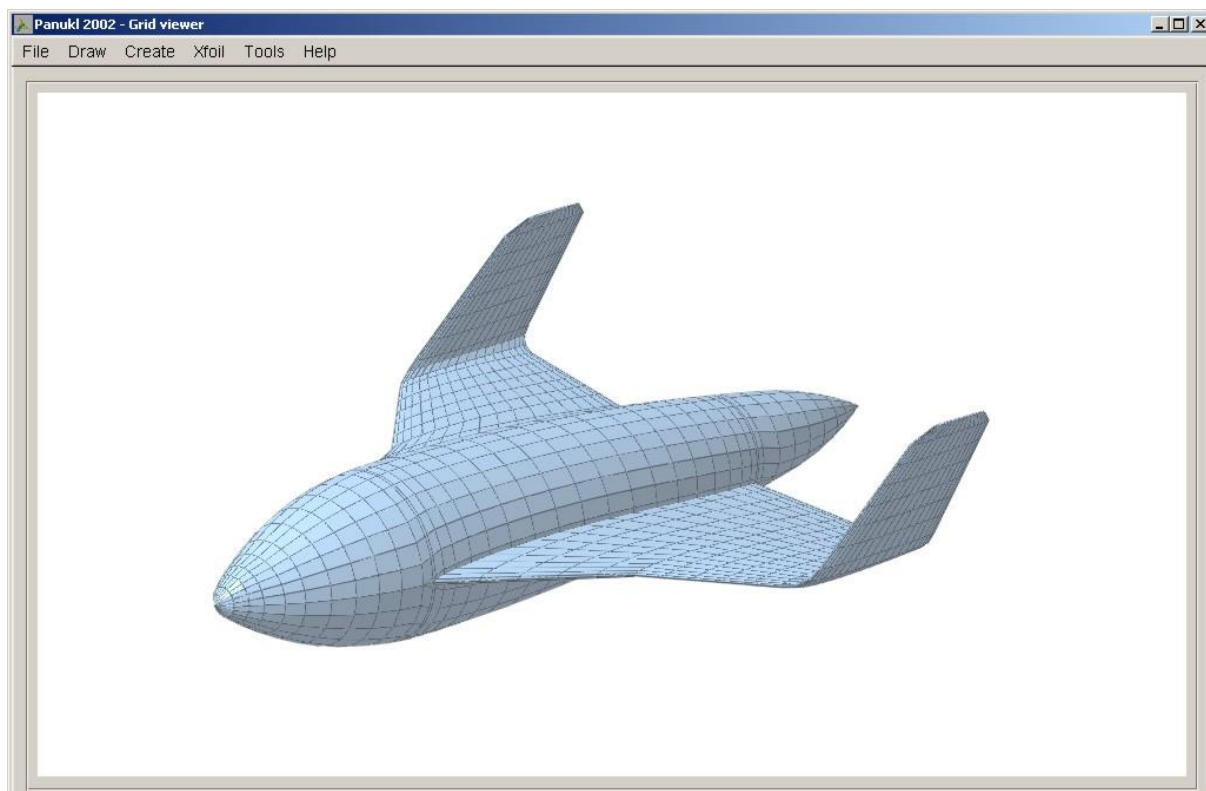
Poniżej przedstawiono efekty pracy z wykorzystaniem powyższej procedury eksportu geometrii:



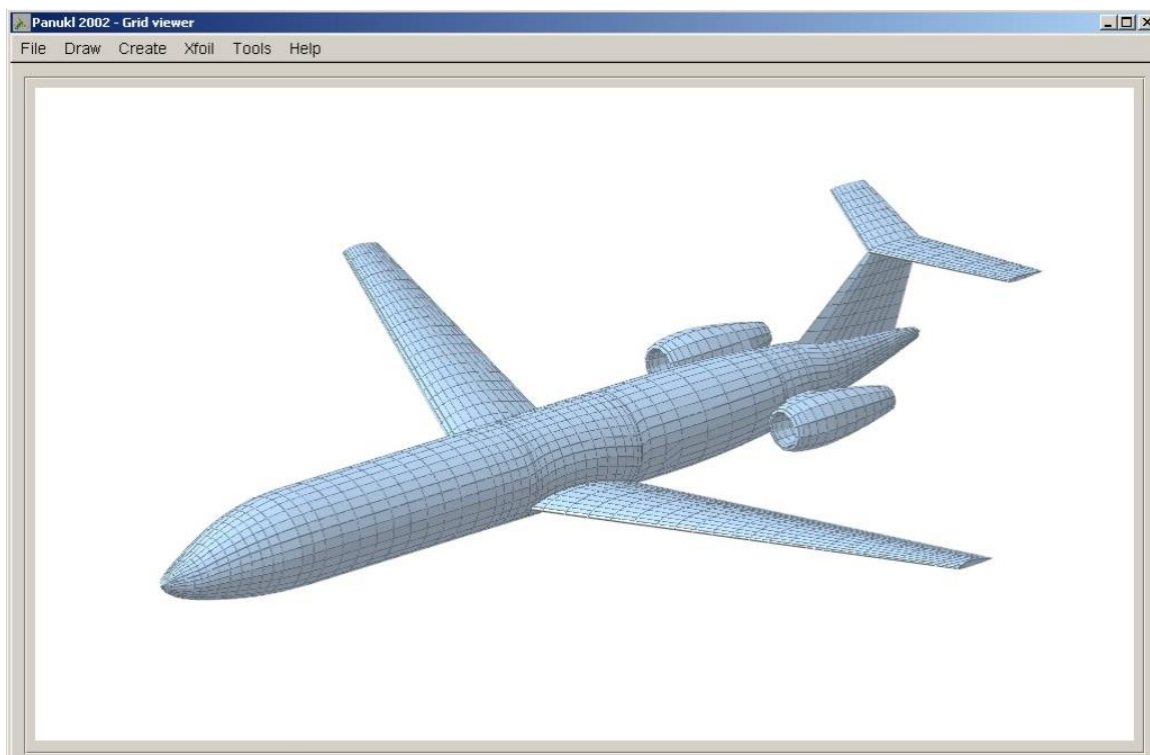
Rys. 94 – Modele przygotowane z zastosowaniem przedstawionej procedury eksportu geometrii na potrzeby programu PANUKL



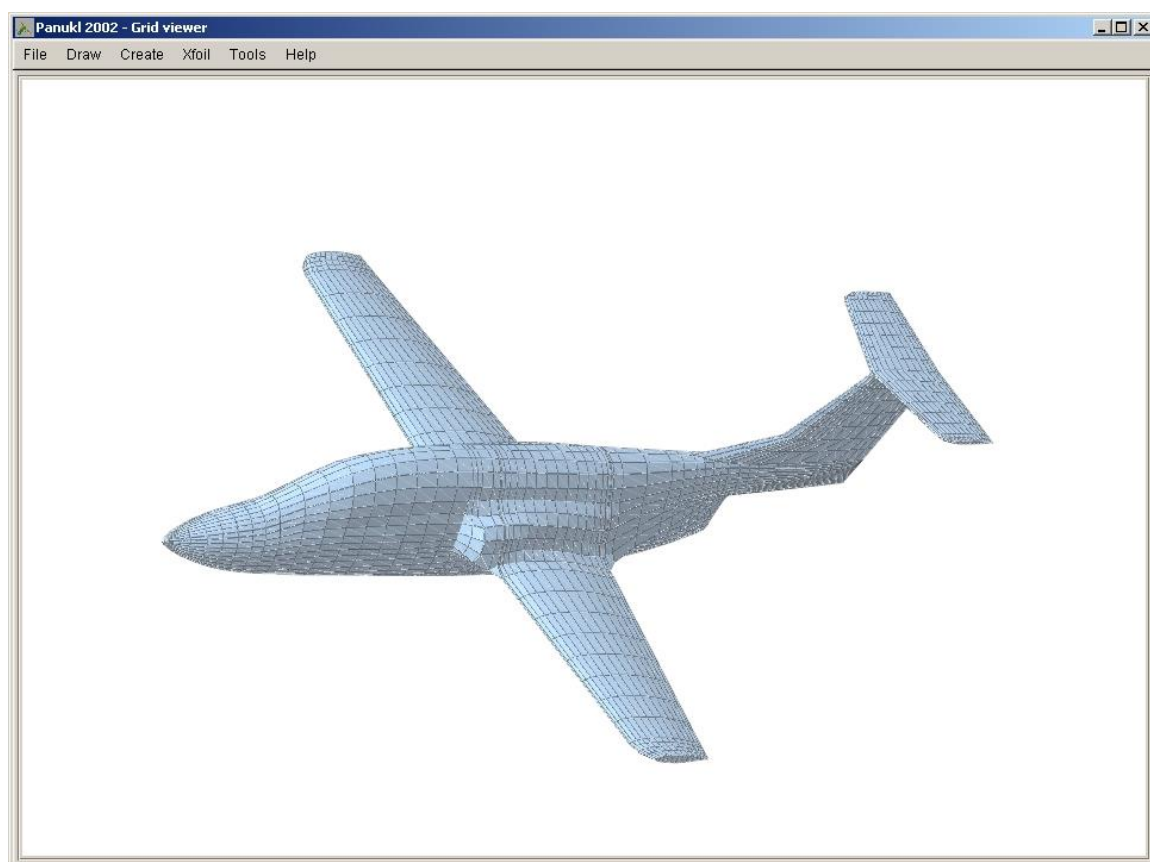
Rys. 95 – Modele przygotowane z zastosowaniem przedstawionej procedury eksportu geometrii na potrzeby programu PANUKL



Rys. 96 – Modele przygotowane z zastosowaniem przedstawionej procedury eksportu geometrii na potrzeby programu PANUKL



Rys. 97 – Modele przygotowane z zastosowaniem przedstawionej procedury eksportu geometrii na potrzeby programu PANUKL



Rys. 98 – Modele przygotowane z zastosowaniem przedstawionej procedury eksportu geometrii na potrzeby programu PANUKL

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