AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

[redacted]

Egz. nr ...

Mjr nawig. dr inż. Piotr MAKOWSKI
Mjr dr inż. Andrzej GRZELKA

OKREŚLANIE PROMIENI TAKTYCZNYCH SAMOLOTÓW MYŚLIWSKO BOMBOWYCH I MYŚLIWSKICH METODAMI SYMULACJI KOMPUTEROWEJ

"PROMIEŃ"

Cz. I

SAMOLOTY MYŚLIWSKO-BOMBOWE

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/2833
05-002833-001-0

63907

WARSZAWA 1995

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

[redacted]

Egz. nr ...

Mjr nawig. dr inż. Piotr MAKOWSKI
Mjr dr inż. Andrzej GRZELKA

OKREŚLANIE PROMIENI TAKTYCZNYCH SAMOLOTÓW MYŚLIWSKO BOMBOWYCH I MYŚLIWSKICH METODAMI SYMULACJI KOMPUTEROWEJ

"PROMIEŃ"

Cz. I

SAMOLOTY MYŚLIWSKO-BOMBOWE

63907

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/2833
05-002833-001-0

WARSZAWA 1995

A K A D E M I A O B R O N Y N A R O D O W E J

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

[redacted]

Egz. nr .....

BIBLIOTEKA GŁÓWNA-ARCHIWUM
Nr ewid. 63907
II
Akademii Obrony Narodowej

OKREŚLANIE PROMIENI TAKTYCZNYCH SAMOLOTÓW MYSLIWSKO BOMBOWYCH I MYŚLIWSKICH METODAMI SYMULACJI KOMPUTEROWEJ

" PROMIEŃ "

Cz. I.

SAMOLOTY MYŚLIWSKO-BOMBOWE

Zespół autorski:

mjr nawig. dr inż. Piotr MAKOWSKI

mjr dr inż Andrzej GRZELKA

Konsultacja naukowa:

prof. dr hab. inż. Stefan ANTCZAK

BIBLIOTEKA GŁÓWNA
Nr ewid. 5/1933
Działu Zbiorów Dawnych - Akademii ON

WARSZAWA 1995

SPIS TREŚCI

str.

WSTĘP 3

1. ANALIZA CZYNNIKÓW WPŁYWAJĄCYCH NA TAKTYCZNY PROMIEŃ DZIAŁANIA SAMOLOTÓW Su-22M4 5

2. MODEL MATEMATYCZNY TYPOWEGO LOTU BOJOWEGO SAMOLOTU Su-22M4 11

3. OGÓLNY ALGORYTM REALIZACJI OBLICZEŃ PROMIENIA TAKTYCZNEGO DLA SAMOLOTU Su-22M4 35

4. OPIS UŻYTKOWANIA MODUŁU PROGRAMOWEGO -"PROMIEŃ" I PRZYKŁAD OBLICZEŃ 109

BIBLIOGRAFIA 114

ZAŁĄCZNIK

1. WYBRANE WYDRUKI TREŚCI ZOBRAZOWANYCH NA EKRANIE MONITORA PODCZAS UŻYTKOWANIA PROGRAMU "PROMIEŃ" 115

WSTĘP

Jednym z najważniejszych wskaźników możliwości przestrzennych lotnictwa uderzeniowego jest taktyczy promień działania (Rt).

"Taktyczny promień działania [km] jest to maksymalna odległość, którą może przelecieć samolot od lotniska do obiektu działania, z wykonaniem postawionych zadań i powrotem na własne lotnisko z uwzględnieniem nakazanych warunków i profilu lotu, manewru podczas ataku celu i pokonania obrony przeciwlotniczej z pełnym lub nakazanym napełnieniem instalacji paliwowej." [1].

Obliczenia promieni taktycznych wykonuje się na szczeblach operacyjnych dowodzenia lotnictwem myśliwsko-bombowym (LMB) podczas planowania działań bojowych najczęściejw celu wstępnego określenia możliwości przestrzennych LMB. Poznanie tych możliwości jest konieczne do oszacowania, które z obiektów pola walki mogą być zwalczane przez własne jednostki LMB, w określonych wariantach ładunku bojowego. Realizacja tych obliczeń polega na sporządzeniu modelu lotu bojowego zgodnego z decyzją dowódcy i rozliczenia zużycia paliwa na poszczególnych etapach lotu zgodnie z obowiązującymi metodykami prowadzenia kalkulacji inżynieryjno-nawigacyjnych.

Przedsięwzięcie to jest jednym z zasadniczych zadań zabezpieczenia nawigatorskiego działań bojowych omawianego lotnictwa w okresie planowania działań. Jak wykazały obserwacje wielu ćwiczeń dowódczo-sztabowych prowadzonych w jednostkach WLOP i w Akademii Obrony Narodowej, obecnie, dla oceny tego wskaźnika, używa się szeregu uogólnionych kalkulacji, zestawionych w formie tabel lub wykresówdla pewnych tylko wariantów uzbrojenia i znacznie uproszczonych modeli lotu (np. lot ze stałą prędkością i wysokością dolotu do celu i powrotu). Z kolei analiza literatury

przedmiotu wykazała, że tylko dla takich modeli możliwe jest rozwiązanie problemu obliczenia Rt konwencjonalnymi metodami prowadzenia kalkulacji (przez które autorzy rozumieją ciąg skończonych obliczeń prowadzonych według znanych zależności). Dla przykładu, powszechnie stosowaną, niemalże klasyczną zależnością, dotyczącą określania Rt, przytaczaną w większości pozycji z dziedziny nawigacji jest:

$$Rt=0.5\left(\frac{Qlp}{Ck}+Swzn+Szn\right); \qquad (1)$$

gdzie:

Qlp- masa paliwa dysponowanego na lot poziomy [kg];

Swzn, Szn -drogi wznoszenia i zniżania [km] ;

Ck - średnie kilometrowe zużycie paliwa [kg/km];

Jeżeli lot do celu i powrót jest na różnych wysokościach to Rt na podstawie zależności (1) nie można obliczać. Wówczas należy ułożyć układ równań przebytych dróg i zużycia paliwa s.11, [2].

Dla bardziej skomplikowanych modeli lotu uwzględniających pokonanie rubieży styczności bojowej wojsk (RSBW) stopień trudności problemu wzrasta znacznie.

Powstają więc pytania:

1. Czy powszechnie stosowane metody określania promienia taktycznego samolotów LMB oddają z wystarczającą dokładnością definicyjną istotę tego wskaźnika możliwości przestrzennych?

2. Jakie czynniki wywierają znaczący wpływ na wartość promienia taktycznego?

3. Jaka powinna być metoda określania promienia taktycznego?

Wokół tych problemów koncentrowały się wysiłki zespołu autorskiego niniejszego opracowania.

Negatywna odpowiedź na pytanie pierwsze została uzasadniona w toku badań symulacyjnych nad komputerowym modelem samolotu Su-22M4 opracowanym przez zespół autorski wcześniej (procedura "PLAN" [3]) wykorzystywanym obecnie w jednostkach Korpusu Lotniczego). Za wystarczającą dokładność prowadzenia kalkulacji Rt uznano rezultat obliczeń obarczony błędem metody rzędu 3 - 4 kilometrów wychodząc z założenia, że dowódca powinien otrzymywać kalkulacjie możliwie rzetelne. Przyjęte wartości błędu są około trzykrotnie mniejsze od przyjmowanego z reguły marginesu bezpieczeństwa[1/] przez dowódców w czasie realizacji realnych lotów o łącznej długości trasy bliskiej zasięgowi praktycznemu samolotu.

Omawiany komputerowy model samolotu (grupy samolotów), obok analizy szeregu ćwiczebnych planów lotów bojowych okazał się również pomocny w rozwiązywaniu problemu drugiego. Proponowane, merytoryczne rozwiązanie tego problemu zamieszczono w rozdziale pierwszym.

Odpowiedź na zasadniczy problem opracowania (pytanie trzecie) została zawarta w rozdziałach drugim i trzecim.

Potwierdziło się także przypuszczenie, że duże prawdopodobieństwo popełnienia błędów przypadkowych i znaczna pracochłonność podczas wykonywania kalkulacji dotyczących

---

[1/] Obowiązkiem dowódcy podejmującego decyzję o realizacji realnego lotu jest ocena możliwości jego wykonania. W tym celu prowadzi się kalkulacje inżynieryjno-nawigacyjne. Wyniki tych kalkulacji z zasady zaniżają możliwości przestrzenne samolotów. Ponadto zaobserwowano prawidłowość zaniżania tych możliwości przez decydentów. Jest to omawiany "margines bezpieczeństwa". Autorzy nie podejmują dyskusji co do zasadności jego przyjmowania, gdyż to leży w sferze odpowiedzialności i kompetencji dowódców. Chodzi nam natomiast o to by omawiany margines był przyjmowany od wartości obliczonych rzetelnie. Przyjmując szacunkowo trzykrotnie mniejszą wartość błędu metody obliczeń, zgodnie z teorią rachunku błędów, udział błędu metody w ewentualnym zaniżeniu możliwości przestrzennych, rozumianych jako sumaryczny średni kwadratowy błąd, będzie rzędu 10%.

określania Rt powinny być pokonywane poprzez tworzenie stosownego oprogramowania komputerowego. Jak wykazały analizy zależności matematycznych, opisyjących lot samolotu myśliwsko-bombowego podczas realizacji typowych zadań bojowych, w aspekcie zużycia paliwa, opracowanie algebraicznej metody określania Rt staje się niezwykle skomplikowane. Zespół autorski proponuje zatem do celów praktycznych określania Rt wykorzystać metodę symulacyjną opartą na badaniu zachowania komputerowego modelu samolotu Su-22M4 opracowanego do tego celu.

Pomyślne rozwiązanie tego problemu poprzez wprowadzenie do eksploatacji procedur programowych, których użytkowanie byłoby możliwe na wszystkich szczeblach dowodzenia lotnictwem niewątpliwie ułatwiłoby proces planowania działań. Ponadto zapewniłoby niewątpliwie jednoznaczność ocen własnych możliwości przestrzennych na każdym szczeblu dowodzeni.

Kolejną próbą (obok pozycji [3], dotyczącej problematyki obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych) wyjścia na przeciw oczekiwaniom służby nawigatorskiej w zakresie wspomagania komputerowego realizacji zadań zabezpieczenia nawigatorskiego działań bojowych LMB jest niniejsze opracowanie, którego rezultatem jest przykład praktycznego rozwiązania omawianych zagadnień - procedura programowa "PROMIEŃ".

Autorzy opracowania, mając na uwadze wzrastające zainteresowanie problematyką programowania komputerowego, zamieszczają w oprocowaniu wiele elementów kodu źródłowego omawianej procedury programowej co może uczynić pozycję atrakcyjniejszą dla grona odbiorców zapoznanych z językiem programowania "TURBOPASCAL".

1. ANALIZA CZYNNIKÓW WPŁYWAJĄCYCH NA TAKTYCZNY PROMIEŃ DZIAŁANIA SAMOLOTÓW Su-22M4

Przedmiotem rozważań opracowania są możliwości przestrzenne wykonania zadania bojowego przez grupę samolotów Su-22M4 podczas realizacji zadań rozpoznania lub zwalczania obiektów naziemnych, a konkretnie wskaźnik możliwości przestrzennych lotnictwa - promień taktyczny - zdefiniowany we wstępie. Wybór samolotu Su-22M4 jako podstawy rozważań podyktowany był faktem, że jest to zasadniczy typ samolotu będący na uzbrojeniu lotnictwa myśliwsko-bombowego WLOP. Ponadto w pozycjach [3] i [4] wykazano potrzebę poszukiwania rozwiązań z zakresu algorytmizacji obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych odpowiadających konkretnym typom samolotów.

Taktyczny promień działania samolotu (grupy samolotów) w ogólnym przypadku zależy od typu samolotu, wariantu napełnienia instalacji paliwowej i wariantu uzbrojenia oraz sposobu realizacji lotu bojowego - zadania. Zasadniczą wadą istniejących metodyk określania Rt jest to, że są one niejako "oderwane" od sposobu realizacji lotu bojowego (zależność 1).

Czynników natury operacyjnej i taktycznych wpływających na wybór sposobu realizacji lotu bojowego przez LMB jest wiele i trudno jest wymienić wszystkie. Jako główne wymienia się:
rodzaj obiektu uderzenia, jego położenie, pożądany stopień rażenia (zniszczenie, obezwładnienie, dezorganizacja), możliwości pokonania systemu OP przeciwnika, bazowanie własnego lotnictwa i stan zaopatrzenia w lotnicze środki rażenia, a także możliwości wykorzystania systemów nawigacyjnych czy poziom wyszkolenia personelu latającego, determinują one również sposób wykonania

zadania bojowego.

W sposobie tym powinny być określone między innymi takie elementy jak skład grupy, wariant ładunku bojowego, sposób formowania ugrupowania bojowego, warunki dolotu do obiektu uderzenia, sposób ataku, warunki powrotu na nakazane lotnisko lądowania i sposób lądowania. Warunkiem koniecznym realizacji zadania bojowego przez grupę samolotów LMB według założonego scenariusza jest zatem korzystny bilans paliwa po wykonaniu zadania, **a dla lotu na odległość Rt pozostałość paliwa po wylądowaniu powinna być ściśle określona - równa np. zapasowi paliwa na dodatkowy krąg nad lotniskiem**. Stąd dużego znaczenia nabiera to czy określony w wyniku kalkulacji Rt odzwierciedla rzeczywisty scenariusz lotu czy też jest jego miernym przybliżeniem. Obecnie wykonuje się je w oparciu o stosowne dla danego typu statku powietrznego instrukcje obliczania zasięgu i długotrwałości lotu. Wymaga to posługiwania się szeregiem zależności algebraicznych i graficznych według ściśle określonych algorytmów (kluczy). Analiza tych zależności pozwala jednoznacznie określić, które z dających się przewidzieć czynników mają znaczący wpływ na **Rt** mających wykonać zadanie statków powietrznych.

Zasadnicze czynniki determinujące przestrzenne możliwości wykonania zadania bojowego przez lotnicrtwo-myśliwsko bombowe to:

1) typ samolotu wyznaczonego do wykonania zadania;
2) skład grupy potrzebnej do wykonania zadania;
3) wymagany w danej sytuacji operacyjno-taktycznej profil trasy dolotu do obiektu uderzenia i trasy powrotnej oraz warunki lotu po trasie, w tym także sposób formowania i rozformowania ugrupowania bojowego, sposób lądowania i wykonania ataku;

4) odległość rubieży styczności bojowej wojsk od lotniska bazowania (RSBW).

5) wariant napełnienia instalacji paliwowej (w tym gęstość paliwa) ;

6) **bieżące zużycie paliwa podczas lotu na poszczególnych jego etapach.**

Ad.1) Wpływ typu samolotu myśliwsko-bombowego na możliwości przestrzenne wykonania zadania bojowego jest oczywisty. Zależność ta generuje potrzebę posługiwania właściwymi dla danego typu statku powietrznego metodykami (instrukcjami) obliczania zasięgu i długotrwałości lotu - dla Su-22M4 jest to pozycja [1].

Ad. 2) Lot w ugrupowaniu wpływa na zwiększenie rozchodu paliwa. Przyjmuje się, że lot w szku powoduje zwiększone zużycie paliwa o około:

3% dla klucza;

7% dla eskadry.[1/]

Można zatem wnioskować, że możliwości przestrzenne wykonania zadań bojowych podczas lotu w ugrupowaniu będą maleć w tych samych proporcjach jak wzrasta zużycie paliwa w stosunku do lotu pojedyńczego statku powietrznego.

Ad. 3) Przebieg profilu lotu (liczba manewrów prędkością, etapów wznoszenia i zniżania i wysokości utrzymywane na odcinkach lotu poziomego) ma decydujący wpływ na możliwości przestrzenne wykonania zadania bojowego). Ad.4) Odległość lotniska od RSBW określa pewne parametry profilu lotu. Z reguły pokonanie RSBW wymaga utrzymywania ekstremalnych warunków lotu podczas, których

---

1/"Metodyka obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych lotu oraz zestaw wykresów dla samolotów bojowych" s.82; Lot. 1928/79. Poznań 1980.

zużycie paliwa jest stosunkowo duże, - w zależności od położenia RSBW znaczna część paliwa może zostać wypracowana wcześniej lub później. Masa samolotu może zatem ulec znaczącej zmianie w zależności od położenia RSBW wcześniej lub później co nie jest bez znaczenia dla zużycia paliwa na pozostałych etapach lotu (ad.6).

Ad. 5) Wariant napełnienia instalacji paliwowej (możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych paliwa, zrzucanych lub nie zrzucanych po wypracowaniu paliwa) wpływa na możliwości przestrzenne wykonania zadania bojowego. Na przykład podwieszenie na samolocie Su-22M4 4xPZB-800l powoduje wzrost zapasu paliwa o 73.3%, a zasięg lotu na wysokości 9000m podczas lotu z prędkością maksymalnego zasięgu wzrasta o 55.6%. Wynika stąd, że warmiant napełnienia paliwem jest czynnikiem koniecznym do uwzględnieniania podczas określania promienia taktycznego.

Ad. 6) Bieżące zużycie paliwa na poszczególnych etapach lotu jest obok czynników wymienionych wyżej, czynnikiem decydującym o możliwościach przestrzennych omawianego lotnictwa. Zależy ono od:
-warunków lotu (wznoszenie, zniżanie, manewr, lot poziomy z określoną prędkością i wysokością lotu);
-temperatury otaczającego powietrza;
-bieżącej masy samolotu podczas lotu;
-właściwości aerodynamicznych podwieszeń zewnętrznych;
-kąta skosu skrzydła;
-prędkości i kierunku wiatru względem bieżącego kursu samolotu.

Powyższe czynniki są uwzględniane w algorytmie sporządzania obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych w pozycji "SAMOLOT Su22M4 Z SILNIKIEM AŁ-21F3, Instrukcja obliczania zasięgu i długotrwałości lotu", WLOP 83/92,POZNAŃ 1992. [1]. Świadczy to o potrzebie ich

uwzględniania podczas kalkulacji przy użyciu programów komputerowych.

Prędkość lotu ma znaczący wpływ na możliwości przestrzenne LMB. Dla przykładu różnica prędkości o 10% w stosunku do prędkości maksymalnego zasięgu podczas lotu Su-22M4 na wysokości 200m (bez podwieszeń ze skosem skrzydła 45) powoduje wzrost zużycia paliwa o 10%. Dla większych odchleń wzrost ten jest znacznie większy ze względu na silnie nieliniowy charakter zależności opisujących zjawisko.

Wysokość lotu znacznie wpływa na możliwości przestrzenne, Im większa wysokość lotu tym możliwości te są większe. Możliwości LMB wyposażonego w samoloty Su-22M4 podczas wykonywania lotów bojowych na średnich i dużych wysokościach mogą szacunkowo wzrosnąć o około 100% i więcej w stosunku do możliwości podczas wykonywania lotów na małych wysokościach.

Temperatura otaczającego powietrza podczas lotu na stałych wysokościach przy stałych prędkościach (przyrządowych lub Macha) nie wpływa praktycznie na zużycie paliwa (a więc i na możliwości przestrzenne). Wpływ temperatury należy uwzględniać podczas wznoszenia szczególnie do wysokości średnich i dużych. Wzrost temperatury o około 20 stopni C ponad temperaturę standardową może spowodować wzrost około 20% zużycia paliwa podczas wznoszenia do omawianych wysokości. Ponieważ wykonywanie lotów bojowych na samolocie Su-22M4 podczas zwalczania celów naziemnych jest wykonywane z zasady na prędkościach poddźwiękowych (bez włączania zakresu pracy silnika:"dopalanie") wpływ temperatury na zużycie paliwa podczas rozpędzania jak i sam proces rozpędzania w pierwszym przybliżeniu można pominąć.

Bieżąca masa samolotu ma duży wpływ na zasięg i

długotrwałość lotu (w tym na Rt). Na przykład, podczas lotu poziomego z prędkością maksymalnego zasięgu wpływ masy (m_1 i m_2) na kilometrowe zużycie paliwa (ck_1 i ck_2) można w przybliżeniu określić w oparciu o zależność (2):

(dla wysokości barycznych mniejszych niż 1000m)

$$ck_2=ck_1 * [1+0.1(m_2/m_1-1)]; \qquad (2)$$

Podczas lotu z prędkościami odbiegającymi od prędkości maksymalnego zasięgu wpływ masy na zużycie paliwa jest większy i silnie nieliniowy jak wykazuje analiza stosownych wykresów literatury przedmiotu [1]. Zmiana masy samolotu o 3000kg na wysokości H=500m powoduje zmianę kilometrowego zużycia paliwa ck o 2% a na H=8000m o około 16%.

Właściwości aerodynamiczne podwieszeń odwzorowany jest w kalkulacjach inżynieryjno-nawigacyjnych lotu tzw. współczynnikiem oporów czołowych (WOC). Współczyniki te przyjmują ściśle określone wartości charakterystyczne dla danego typu uzbrojenia i miejsca podwieszenia (skrzydło, kadłub). Pdlegają one z zasady algebraicznemu sumowaniu. Wartości ich i sposób określania sumarycznego WOC dla samolotu w danym wariancie uzbrojenia zawarte są w pozycji [1] od s.21 do s.23.

Podwieszenia zewnętrzne w większym stopniu powodują zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa w locie poziomym niż podczas wznoszenia. Ich wpływ na możliwości przestrzenne samolotów LMB wynikający z oporów aerodynamicznych jest większy niż wynikający ze wzrostu masy samolotu. Na przykład, zasięg przelotowy podczas lotu na pułapie z czterema zbiornikami podwieszanymi ze zrzuceniem ich po wypracowaniu jest o 16% większy niż bez ich zrzucenia.

Kąt skosu skrzydła podobnie jak opory aerodynamiczne podwieszeń znacznie wpływają na możliwości przestrzenne samolotów Su-22M4. Charakterystyki zużycia paliwa wykonane zostały w pozycji [1] oddzielnie dla kąta skosu 45 stopni i 63 stopnie. Nawet pobieżna analiza tych charakterystyk wykazuje kilkunastoprocentowe różnice w rozchodzie paliwa podczas lotu z różnymi kątami skosu skrzydła.

Prędkość i kierunek wiatru uwzględnia się poprzez wprowadzenie pojęcia wiatru ekwiwalentnego (zminna- Ue) s.16 i 46 [1]. Wiatr może poprawiać lub pogarszać możliwości przestrzene samolotów. Kilometrowe zużycie paliwa z uwzględnieniem wpływu wiatru ck_w oblicza się z zależności (3):

$$ck_w = ck*V/(V+Ue); \qquad (3)$$

gdzie: V - prędkość powietrzna samolotu [m/s];

Ue- prędkość wiatru ekwiwalentnego [m/s], (może mieć wartość ujemną);

Jak wynika z zależności (3) przy prędkosciach poddźwiękowych lotu i prędkosciach wiatru rzędu 15m/s zużycie paliwa może zmienić się o około 10% .

Przedstawione powyżej wnioski i wybrane argumenty obligują do uwzględnianiania podczas wykonywania obliczeń Rt wymienionych czynników.

2. MODEL MATEMATYCZNY TYPOWEGO LOTU BOJOWEGO SAMOLOTU Su-22M4

Za typowe zadanie bojowe dla samolotu Su-22M4 przyjęliśmy zadanie niszczenia obiektów naziennych (nawodnych). Podczas wykonywania tych zadań samoloty LMB wykonują loty w przedziale małych i bardzo małych wysokości, rzadko na wysokościach średnich. Stąd przyjęto w proponowanym modelu zakres wysokości modelowania ograniczony od dołu wysokością 50m, a od góry, alternatywnie H=mim{ Hpułapu, 10000m }, gdzie wysokość pułapu - - Hpułapu = f(m,WOC,kąt skosu). Prędkościowy zakres lotu ograniczono od dołu prędkością maksymalnego zasięgu Vmax = f(m,WOC,kąt skosu) a od góry V=0.95Ma. Założono że podczas lotu poziomego zakres pracy silnika "dopalanie" nie będzie stosowany. Wynika to z faktu, że każde włączenie dopalania w sposób znaczący ogranicza możliwości przestrzenne samolotu. Na małych wysokościach zużycie kilometrowe paliwa może wzrosnąć około 6 razy, a więc w kilka minut można zużyć cały zapas paliwa dysponowany na lot poziomy.

Biorąc pod uwagę wnioski z analiz typowych planów lotów na wykonanie zadań bojowych sporządzanych podczas ćwiczeń taktyczno-bojowych oraz badając współczesne poglądy dotyczące pokonywania systemu OP przeciwnika stwierdzono, że model matematyczny typowego lotu na wykonanie zadania bojowego dla samolotu Su-22 dla celów obliczeń Rt powinien składać się z modeli takich etapów jak:

1. Dla lotów na wysokościach małych (od 50m do 3000m)

- start i formowanie ugrupowania bojowego,
- wznoszenie (lub zniżanie),
- lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do rejonu RSBW,
- pokonanie RSBW (na wysokości 50m, z prędkością maksymalną dla dla danej masy i wsp. oporów czołowych przy zakresie pracy silnika "maksymalne obroty", ale nie większą niż 900km/h.
- wznoszenie,
- lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do obiektu uderzenia,
- atak,
- lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do RSBW od obiektu uderzenia,
- pokonanie RSBW (na wysokości 50m, z prędkością maksymalną dla danej masy i wsp. oporów czołowych przy zakresie pracy silnika "maksymalne obroty", ale nie większą niż 900km/h.
- wznoszenie,
- lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-lot od RSBW od lotniska
- lądowanie.

2. Dla lotów na wysokościach średnich (od 3000m do 10 000 m)

- **start i formowanie ugrupowania bojowego,**
- **wznoszenie (lub zniżanie),**
- **lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do rejonu RSBW,**
- **lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do obiektu uderzenia,**
- **atak,**
- **lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-dolot do RSBW od obiektu uderzenia,**
- **lot poziomy (według warunków ekonomicznych-maksymalnego zasięgu lub z nakazaną prędkością)-lot od RSBW od lotniska**
- **lądowanie.**

Na marginesie trzeba zaznaczyć, że rozpuszczenie ugrupowania bojowego zazwyczaj odbywa się na trasie powrotnej i uwzględnianie go jest niecelowe. Kołowanie przed startem określa się czasem pracy na ziemi i przyjmuje się wówczas zużycie paliwa 20kg/min.

Modele lotu na poszczególnych etapach powinny ponadto odwzorowywać wpływ istotnych czynników zgodnie z wnioskami przedstawionymi w rozdziale 1.

Graniczna wysokość podziału -3000m między profilem lotu na "małych wysokościach" a profilem lotu przyjętym dla "wysokości średnich" wynika z faktu, że podczas pokonywania systemu OP na wysokościach średnich (powyżej 3000m-5000m) w rejonie RSBW eliminuje się odziaływanie "głównej masy" środków OPL małego

zasięgu zdolnej do prowadzenia skutecznego ognia do wysokości średnich. Graficzna interpretacja obu profili przedstawiona jest w załączniku 2 (EKRAN-5 ...13).

2.1 Dane potrzebne do wykonania obliczeń (modeli)

2.1.1. Zapas paliwa - całkowity zapas paliwa na samolocie $m_{pal.c}$ oblicza się z zależności (4):

$$m_{pal.c}=(Q_{pal.gł.}+Q_{pal.PZP})* \text{ gamma}; \qquad (4)$$

gdzie:

$Q_{pal.gł}$-eksploatacyjna pojemność zbiorników głównej instalacji paliwowej [l];

$Q_{pal.PZP}$-eksploatacyjna pojemność zbiorników podwieszanych [l];

gamma - gęstość paliwa [kg/l];

2.1.2. Gwarantowany techniczny zapas paliwa m_t[kg] stanowi:

$$m_t=0.07* m_{pal.c}; \qquad (5)$$

Zapas ten powinien być uwzględniany w obliczeniach jako rezerwa na możliwe błędy charakterystyk zużycia paliwa, powstałe w wyniku tolerancji w regulacji silnika i agregatów instalacji, zmiany aerodynamiki samolotu podczas eksploatacji.

2.1.3. Zapas paliwa na lot w ugrupowaniu - 3% paliwa całkowitego dla klucza i 7% dla eskadry - współczynnik Ku={0 lub 0.03 lub 0.07;

2.1.4. Zapas nawigacyjny paliwa - 7 lub 10)% paliwa całkowitego (współczynnik Kn ={0.07 lub 0.1}).

2.1.5 Zapas taktyczny - na dodatkowe manewry - ustala dowódca. W algorytmie zapas taktyczny w postaci procentowego dodatkowego zużycia paliwa na danym etapie lotu - zminna Zt [liczba

niemianowana].

2.1.6 Przedstartowa masa samolotu $m_{pst.}$

$$m_{pst.} = 11360 + m_{pal.c} + m_{p.zew.}; \qquad (6)$$

gdzie:

$m_{p.zew.}$ - masa podwieszeń zewnętrznych [kg] (uzbrojenia, belek, wyrzutni, uchwytów, pustych zbiorników podwieszanych, s.19,20 [1])

2.1.7. Masa startowa $m_{st.}$

$$m_{st.} = m_{pst.} - 20*Tz; \qquad (7)$$

gdzie:

Tz - czas pracy na ziemi [min].

2.1.8. Sumaryczmaryczny WOC

$$WOC = 70 + WOC_{p.zew}; \qquad (8)$$

gdzie:

$WOC_{p.zew}$ - wsp. oporów czołowych podwieszeń zewnętrznych s.22 i 23 [1].

2.1.9. Dane dodatkowe dotyczące: masy i WOC zrzucanego uzbrojemia -(mu, WOCu), pojemności zbiorników podwieszanych (PZ) ich masy i WOC (mz, WOCz), minutowego zużycia paliwa podczas pracy nad celem (72kg/min) i lądowania (35kg/min) są danymi instrukcyjnymi.

2.1.10. Dane dotyczące parametrów zewnętrznych :

-średnia wysokość bezwzględna rejonu lotów (lotniska) -Hl [m];

-prędkości wiatru na poszczególnych wysokościach Vw [m/s];

-nawigacyjne kierunki wiatru na poszczególnych wysokościach (zmienna Kw);

-średnia temperatura w rejonie lotów [stC];

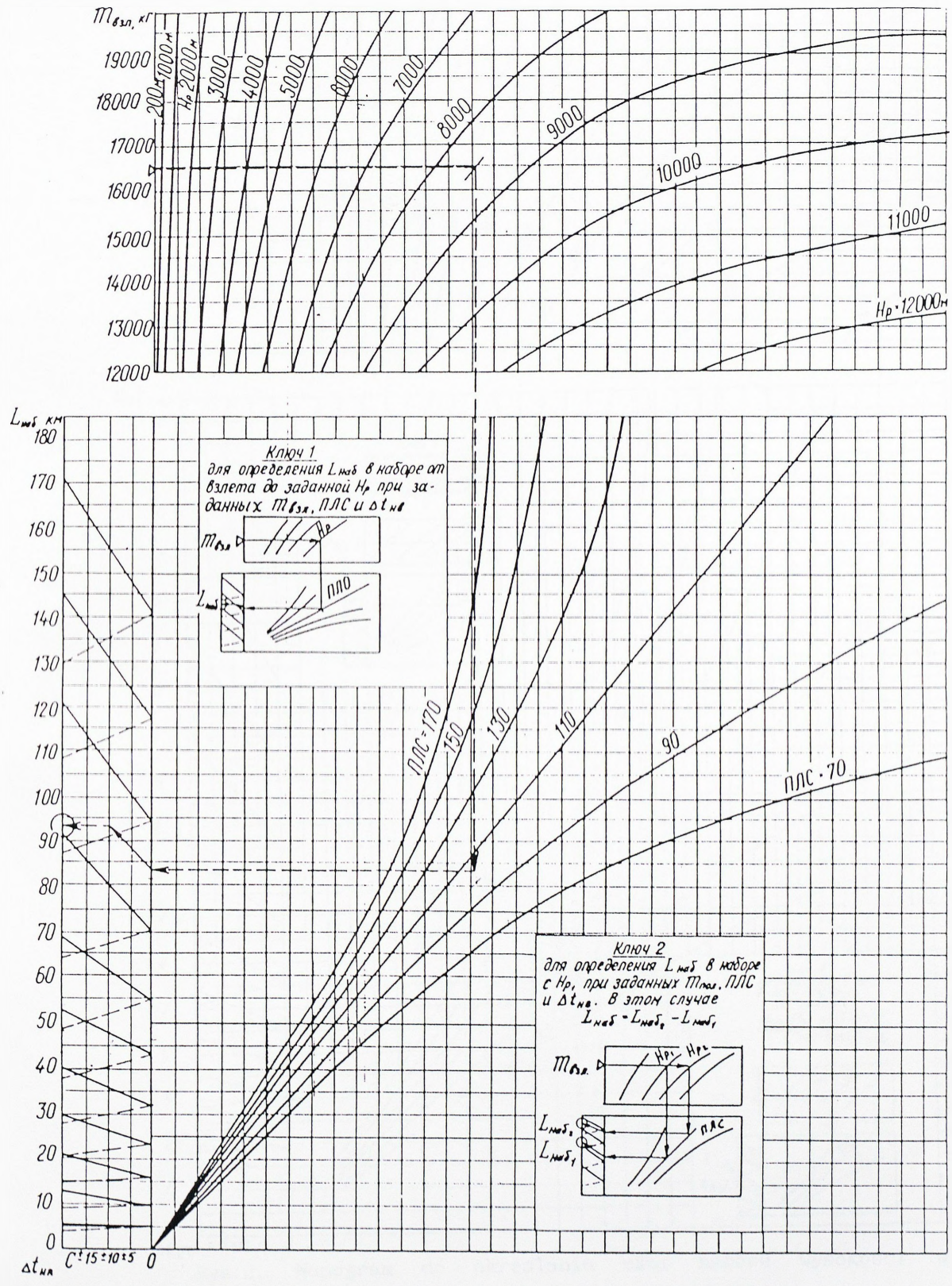
2.2. Charakterystyka startu i lotu wznoszącego

Określenie czasu, paliwa i drogi staru z naborem określonej wysokości H dokonuje się postępując zgodnie z "KLUCZEM 1" przedstawionym na rysunkach 1, 2 i 3 w odniesieniu do charakterystyk tam zawartych [1] s.47,48,49.

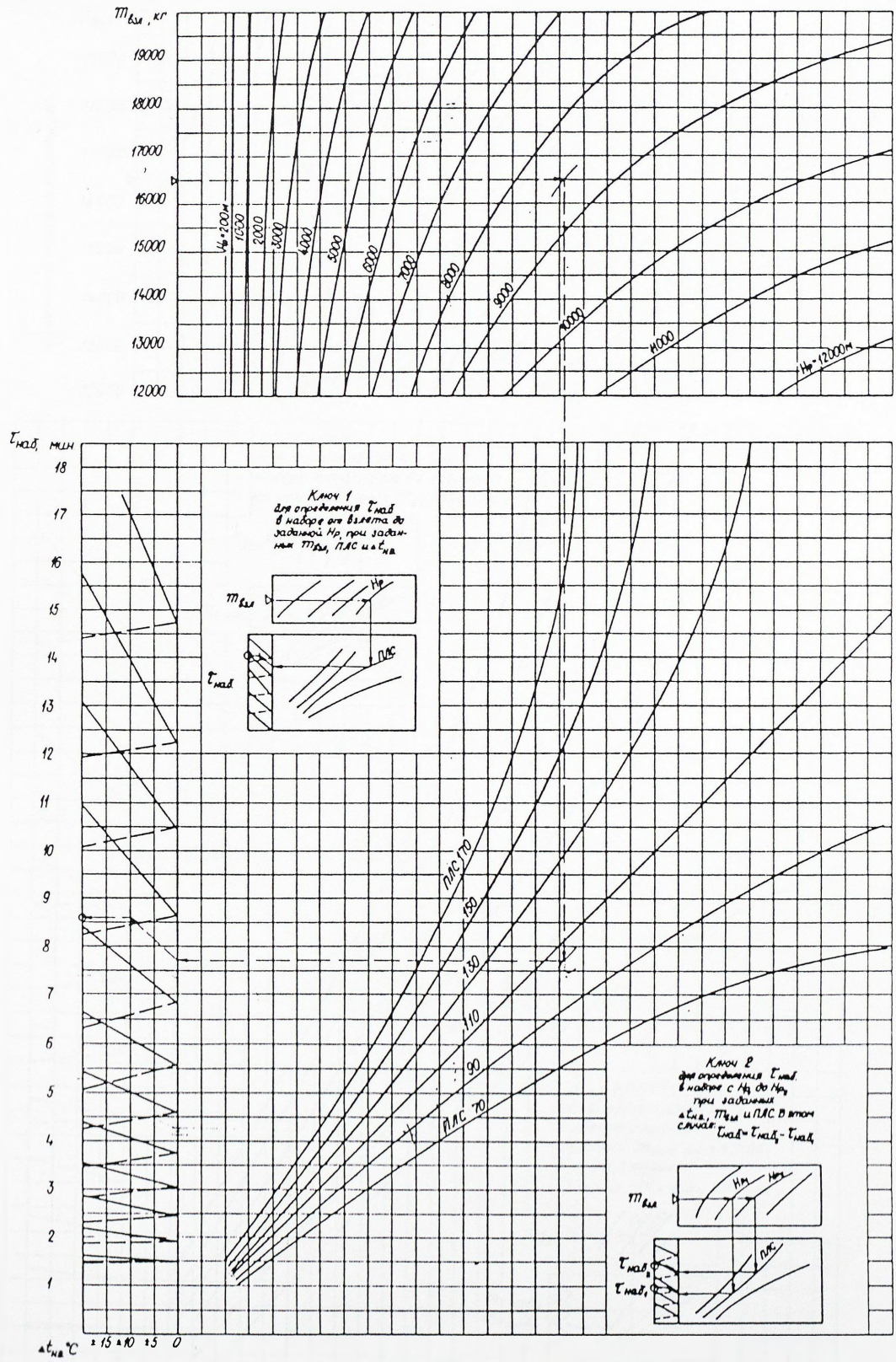
W procedurze programowej "PROMIEŃ" będącej przedmiotem opracowania charakterystyki przedstawione na rys. 1, 2 i 3 (,a także analogiczne odpowiadające kątowi skosu skrzydła 63 st.) zostały aproksymowane wielomianami wyższych stopni metodą Lagrange'a (przy pomocy specjalnie opracowanego do tych celów programu komputerowego). Ponadto dla zachowania ciągłości, dla parametrów wielomianów odpowiadających wartościom pośrednim między sąsiednimi charakterystykami dokonano również interpolacji.

Zrealizowanie procedur: **wzno45_1, wzno45_2, wzno45_3, wzno45_4** dla danych: mst, woc, H oraz temperatury jest równoważne kalkulacjom przeprowadzonym na charakterystykach z rys.1, 2 i 3 według "KLUCZA 1". Dokładne postacie wymienionych procedur zawiera rozdział 3.

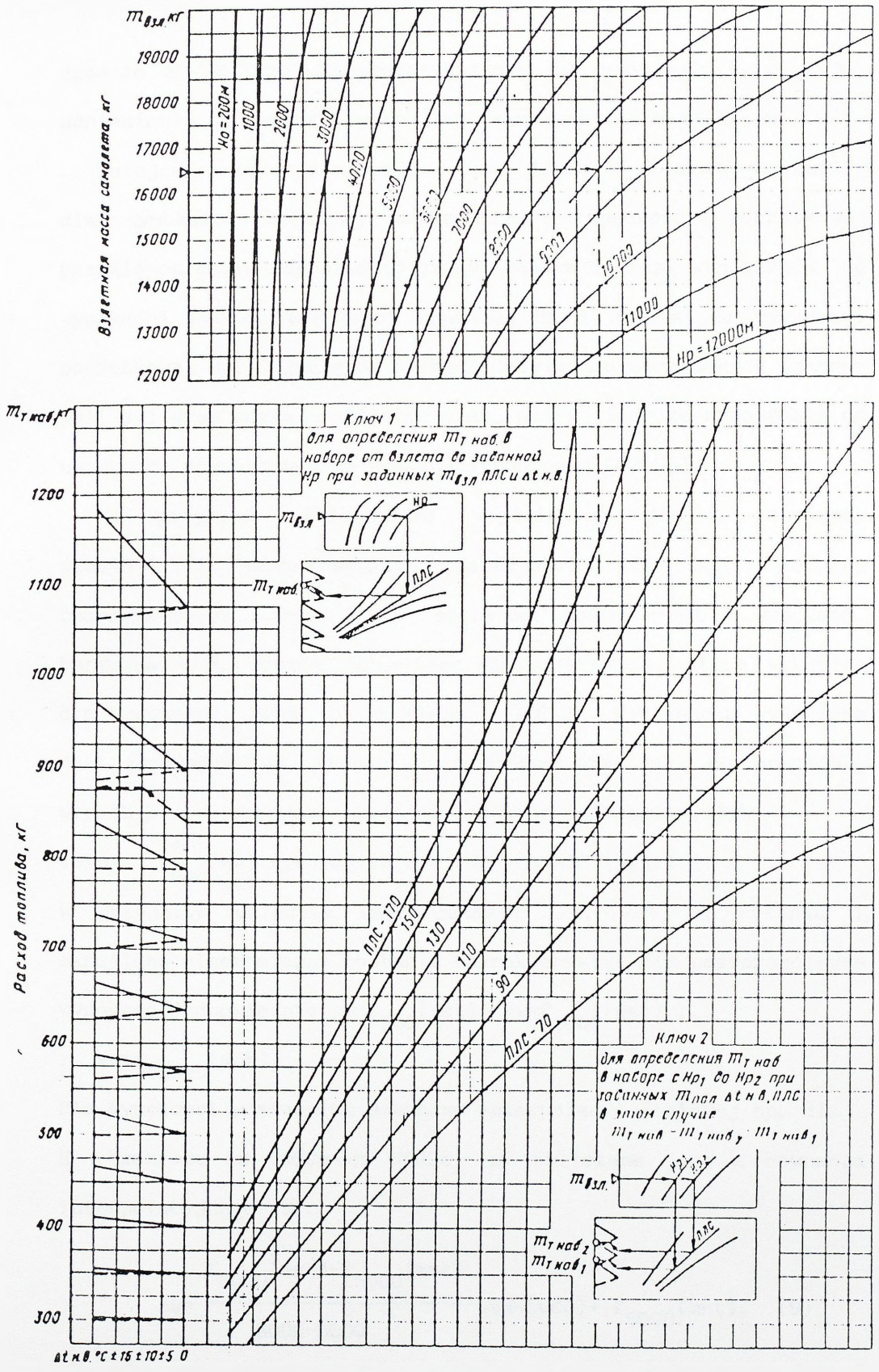
Dla kąta skosu-63 opracowano analogiczne procedury **wzno63_1, wzno63_2, wzno63_3, wzno63_4** Określenie czasu, paliwa i drogi wznoszenia podczas naboru wysokości od H_{bar1} do H_{bar2} dokonuje się postępując



Rys. 1. Nomogram do określania drogi w naborze wysokości w zależnosci od masy, współczynnika oporów czołowych - -WOC (ПЛС i temperatury otaczającego powietrza podczas lotu ze skosem skrzydła 45 stopni na maksymalnym reżymie pracy silnika.



Rys. 2. Nomogram do określania czas naboru wysokości w zależności od masy, współczynnika oporów czołowych - - WOC (ПЛС i temperatury otaczającego powietrza podczas lotu ze skosem skrzydła 45 stopni na maksymalnym reżymie pracy silnika.



Rys.3. Nomogram do określania zużycia paliwa w naborze wysokości w zależności od masy, współczynnika oporów czołowych - WOC (ПЛС i temperatury otaczającego powietrza podczas lotu ze skosem skrzydła 45 stopni na maksymalnym reżymie pracy silnika.

BIBLIOTEKA GŁÓWNA
Nr ewid.
Działu Zbiorów Jawnych - Akademii ON

zgodnie z "KLUCZEM 2" przedstawionym na rysunkach 1, 2 i 3 w odniesieniu do charakterystyk tam zawartych [1] s.47,48,49.

Kolejna realizacja procedur: wzno45_1, wzno45_2, wzno45_3, wzno45_4 dla wysokości końcowej wznoszenia i wysokości początkowej pozwala określić odpowiednio czasy, paliwa i drogi wznoszenia od wysokości H=0 do wysokości końcowej Hk i od H=0 do wysokości początkowej Hp. Odjęcie od siebie odpowiednio otrzymanych czasów, paliwa i dróg pozwala obliczyć czas, paliwo i drogę wznoszenia od wysokości początkowej do wysokości końcowej (Hk-Hp).

Na przykład wielkościami wejściowymi dla procedury wzno45_1 (odwzorowującej zależności pierwszej "rodziny charakterystyk z rys. 1.) są: masa samolotu-mst i wysokość baryczna - H, będąca parametrem charakterystyk, które wykonano dla wysokości: 200m, 1000m 2000m....12000m. Wielkością wyjściową jest parametr- xw, stanowiący wielkość wejściową do procedury wzno45_2 odwzorowującej kolejną rodzinę charakterystyk twzn $= f^{*}_{woc}(xw)$ wykonanych dla różnych WOC (rys.1.).

W przyjętym układzie współrzędnych (xw, mst) z rysunku 1 określono algebraiczne postacie charakterystyk dla poszczególnych wysokości odpowiednio $xw=f_{200}(mst)$, $xw=f_{1000}(mst)$ ... ...$xw=f_{12000}(mst)$.

Dla wysokości pośrednich dokonano interpolacji liniowej np. dla H z zakresu od 5000m do 6000m xw obliczane jest z równania interpolacyjnego (9):

$$xw = \frac{f_{6000}(mst)-f_{5000}(mst)}{6000-5000}\,(H-5000)+ f_{5000}(mst); \quad (9)$$

Pozostałe procedury odwzorowujące charakterystyki zawarte w pozycji [1] opracowano w sposób analogiczny.

W procedurze programowej "PROMIEŃ" etapy wznoszenia realizowane są w ten sposób, że dla różnicy wysokości Hk-Hp większych niż 1000m "wznoszenie" realizowane jest etapami, w których różnica wysokości nie przekracza 1000m, aż do osiągnięcia nakazanej wysokości. Po każdym etapie uaktualniane są dane wejściowe (masa samolotu, WOC w przypadku zrzutu zbiorników). Zapewnia to większą dokładność prowadzenia kalkulacji niż w przypadku gdy uaktualnianie masy następuje po zakończeniu całego etapu wznoszenia.

2.3. Charakterystyka formowania ugrupowaniania bojowego

Manewrowanie samolotów w celu sformowania ugrupowania bojowego do wykonania postawionego zadania nazywane jest w literaturze lotniczej zbiórką. Sposób wykonania zbiórki zależy od ilości zbierających się samolotów, warunków atmosferycznych, sytuacji nawigacyjno-taktycznej itp.
Podstawowymi sposobami formowania ugrupowań bojowych stosowanymi w lotnictwie myśliwsko-bombowym będzie zbiórka metodą dopędzania lub metodą zakrętu o 180^{o}.

a) Parametry zbiórki metodą dopędzania

1. Czas startu grupy jest zależny od ilości samolotów w grupie "n" oraz od przerwy czasowej między startującymi samolotami Δt_{st}. Przerwy między startującymi samolotami Δt_{st} są zależne od poziomu wyszkolenia pilotów, technicznych możliwości lotniska oraz warunków zachowania bezpieczeństwa w trakcie wykonywania startu samolotów. Doświadczalnie ustalono, że w lotnictwie myśliwsko-bombowym Δt_{st} mieści się w przedziale

20-40 s. Zatem czas startu grupy ($t_{st.gr}$) oblicza się wg wzoru:

$$t_{st.gr} = \Delta t_{st} \cdot (n-1) \quad [s] \qquad (10)$$

2. Czas zwierania grupy samolotów - t_{zw}:

$$t_{zw} = \frac{V_{pr} \cdot t_{st.gr}}{\Delta V} \quad [s] \qquad (11)$$

gdzie:

V_{pr} - prędkość prowadzącego grupę samolotów [m/s];

ΔV - różnica prędkości między prowadzącym grupę samolotów, a prowadzonymi [m/s].

3. Ogólny czas zbiórki grupy samolotów - t_{zb}:

$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{zw} + t_{st.gr} \quad [s] \qquad (12)$$

gdzie:

t_{wzn} - czas wznoszenia się samolotów na określoną wysokość zbiórki,

4. Długość rejonu zbiórki - S_{zb}:

$$S_{zb} = V_n \cdot t_{zw} \cdot S_{wzn} \quad [km] \qquad (13)$$

gdzie:

V_n - prędkość ostatniego samolotu dopędzającego z grupy [m/s];

S_{wzn} - przebyta droga samolotu w czasie wznoszenia

b) Parametry zbiórki metodą zakrętu o 180^{o}

1. Czas startu grupy samolotów oblicza się analogicznie jak w metodzie dopędzania to znaczy:

$$t_{stgr} = \Delta t_{st} \cdot (n-1) \quad [s] \qquad (14)$$

gdzie:

Δt_{st} - odstęp czasowy między startami pojedynczych samolotów (par) [s];

n - liczba samolotów (par) startujących.

2. Czas lotu prowadzącego grupę samolotów od startu do momentu wykonania zakrętu o 180^{o} - t_{pr}:

$$t_{pr} = t_{wzn} + \frac{t_{st.gr}}{2} \quad [s] \qquad (15)$$

gdzie:

t_{wzn} - czas wznoszenia się samolotów na określoną wysokość zbiórki;

3. Czas wytrzymania n-tego samolotu prowadzonego w grupie w stosunku do samolotu prowadzącego - t_{w}:

$$t_{w} = \frac{\Delta t_{st} \cdot (n-1)}{2} \quad [s] \qquad (16)$$

4. Ogólny czas zbiórki grupy samolotów - t_{zb}:

$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{st.gr} + t_{180^{o}} \quad [s] \qquad (17)$$

gdzie:

t_{180^o}- czas zakrętu o 180^o. Wartości czasu zakrętu o 180^o zależne od prędkości (V) oraz kąta przechylenia

5. Długość zbiórki grupy samolotów - S_{zb}:

$$S_{zb} = S_{wzn} + V_{zb} \cdot \frac{t_{st.gr}}{2} + R \quad [km] \quad (18)$$

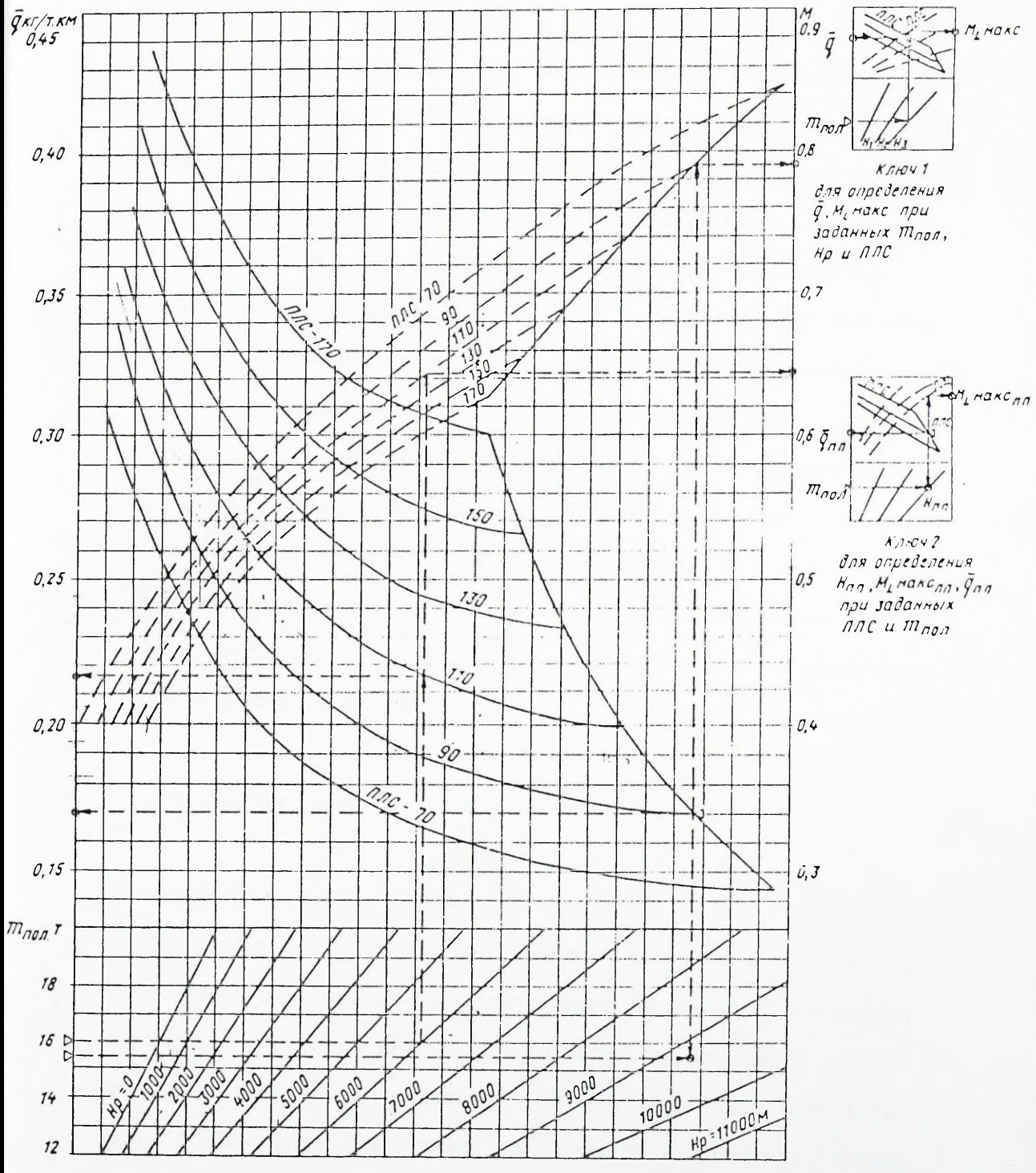
gdzie:

S_{wzn} - przebyta droga samolotu w czasie wznoszenia

R - promień zakrętu.

2.4. Charakterystyka lotu poziomego z ustaloną prędkością

Lot poziomy może być wykonywany z nakazaną prędkością lotu lub z prędkością maksymalnego zasięgu, której wartość trzeba określać w zależności od bieżącej masy samolotu, WOC, wysokości barometrycznej lotu. Uwzględniając parametry wiatru można w oparciu o tzw. "tójkąt wiatru" określić prędkość podróżną, istotną dla sporządzania kalkulacji nawigatorskich (planów lotu). Prędkość maksymalnego zasięgu dla kąta skosu skrzydła -45, określa się korzystając z charakterystyk przedstawionych na rys.4. według "KLUCZA - 1". Dla kąta skosu 63, charekterystyki i sposób postępowania są analogiczne. W procedurze programowej "PLAN" omawiane charakterystyki zostały aproksymowane wielomianami. Ponadto dla zachowania ciągłości, w przypadku pojawienia się wysokości i WOC o wartościach pośrednich niż te, dla których określono postacie algebraiczne (w oparciu o sporządzone wykresy rys.4), przewidziano interpolację wartości uzyskiwanych z obliczeń dla sąsiednich, wielomianów odpowiadających istniejącym charakterystykom (podobnie jak



Rys. 4. Nomogram do określania prędkości maksymalnego zasięgu zależności od masy, współczynnika oporów czołowych - WOC (ПЛС i wysokości lotu podczas lotu ze skosem skrzydła 45 stopni na maksymalnym reżymie pracy silnika.

opisano to przy omawianiu realizacji wznoszenia). **Zasada ta stosowana była konsekwentnie podczas zamiany form graficznych zawartych w pozycji [1] na postacie algebraiczne wygodne w procesie programowania.** Określanie prędkości maksymalnego zasięgu **Vmk [Ma]** realizuje procedura **maxzasieg(Mst,Hk,Hl,Woc,skos,Vmk)**, gdzie Vmk - jest właśnie prędkością maksymalnego zasięgu [Ma].

Lot poziomy zrealizowano w procedurze programowej "PROMIEŃ" tak, że po wprowadzeniu wielkości wejściowych (dotyczących długości odcinka lotu S [km], kąta skosu skrzydła, prędkości podróżnej (lub maksymalnego zasięgu), wartości ewentualnego zapasu taktycznego), obliczone zostaje zużycie paliwa Q^* dla masy początkowej samolotu mst^*, w celu określenia czy możliwe jest wypracowanie paliwa z ewentualnych zbiorników podwieszanych w tym etapie. Jeżli nie to - obliczony zostaje współczynnk kilometrowego zużycia paliwa Ck dla masy samolotu:

$$mst = mst^* - 0.5*Q^*; \qquad (19)$$

Następnie zużycie paliwa na odcinku lotu poziomego:

$$Q = Ck*S; \qquad (20)$$

Oraz pozostałe parametry etapu

W przypadku zaistnienia możliwości wypracowania paliwa w zbiornikach podwieszanych i zatwierdzeniu "propozycji" ich zrzutu określana jest droga lotu do zrzutu zbiornika Sx [km] i zużycie paliwa na tym odcinku określane jest jak poprzednio (ale tylko dla drogi Sx). Dla drogi po zrzucie zbiorników (S-Sx) uaktualniona zostaje masa mst samolotu i WOC:

$$mst := mst - mz; \quad WOC := WOC - WOCu; \quad (21); \quad (22)$$

gdzie: mz-masa pustych zbiorników;

WOC-wsp. oporów czołowych zbiorników.

Dalsze obliczenia zużycia paliwa na odcinku S-Sx są analogiczne.

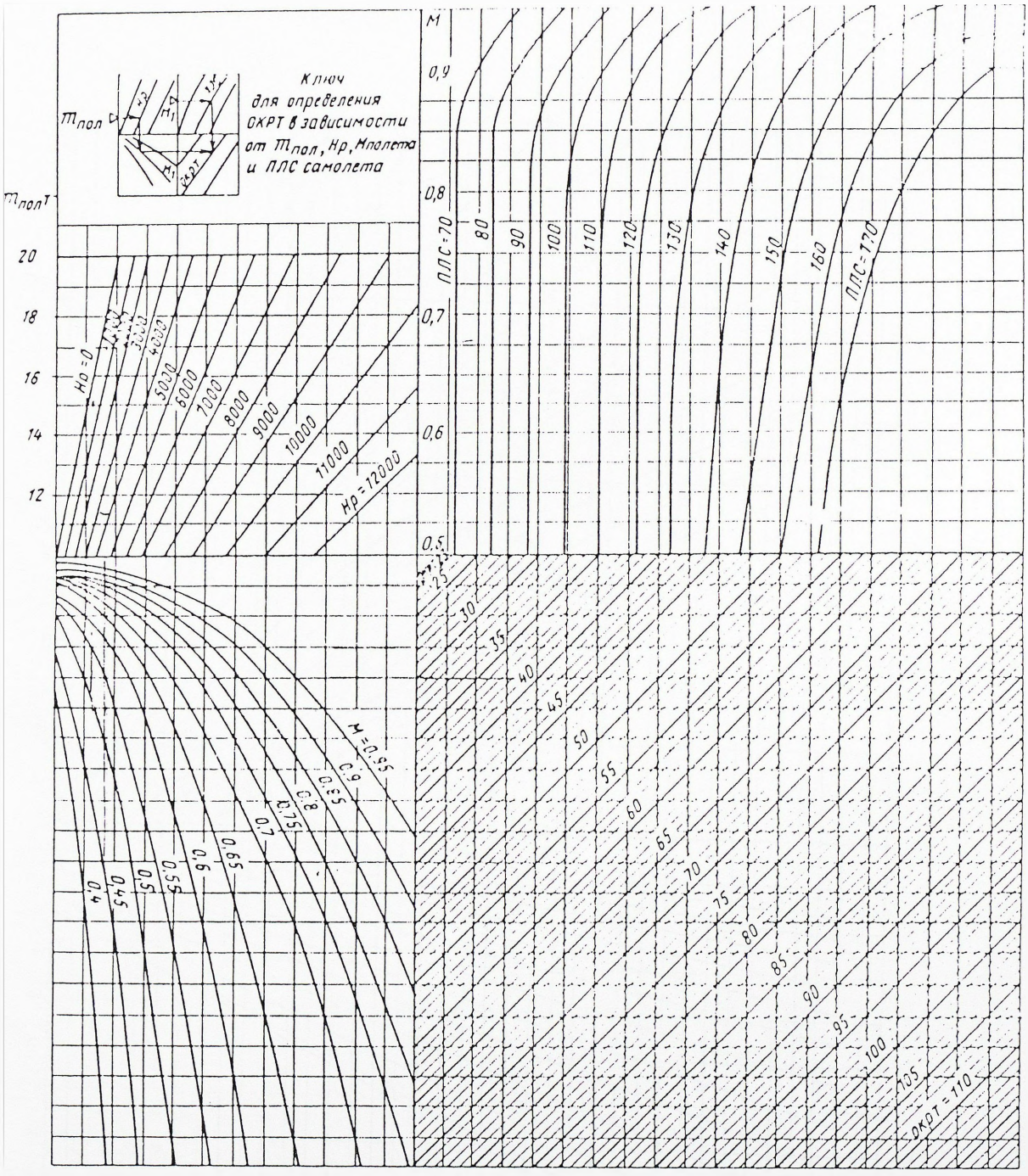
W tabeli wyników zobrazowane jest średnie kilometrowe zużycie paliwa na całym odcinku.

Wyliczenie wartości zużycia kilometrowego paliwa Ck w zależności od masy samolotu-mst [kg], prędkości Macha - Vmk [Ma] i wysokości barycznej lotu-H [m] wykonuje się w oparciu o stosowne charakterystyki z pozycji [1] postępując według przedstawionego tam **"KLUCZA-1"**. Rysunki 5 i 6 przedstawiają charakterystyki do określania Ck dla kąta skosu skrzydła 45 st.

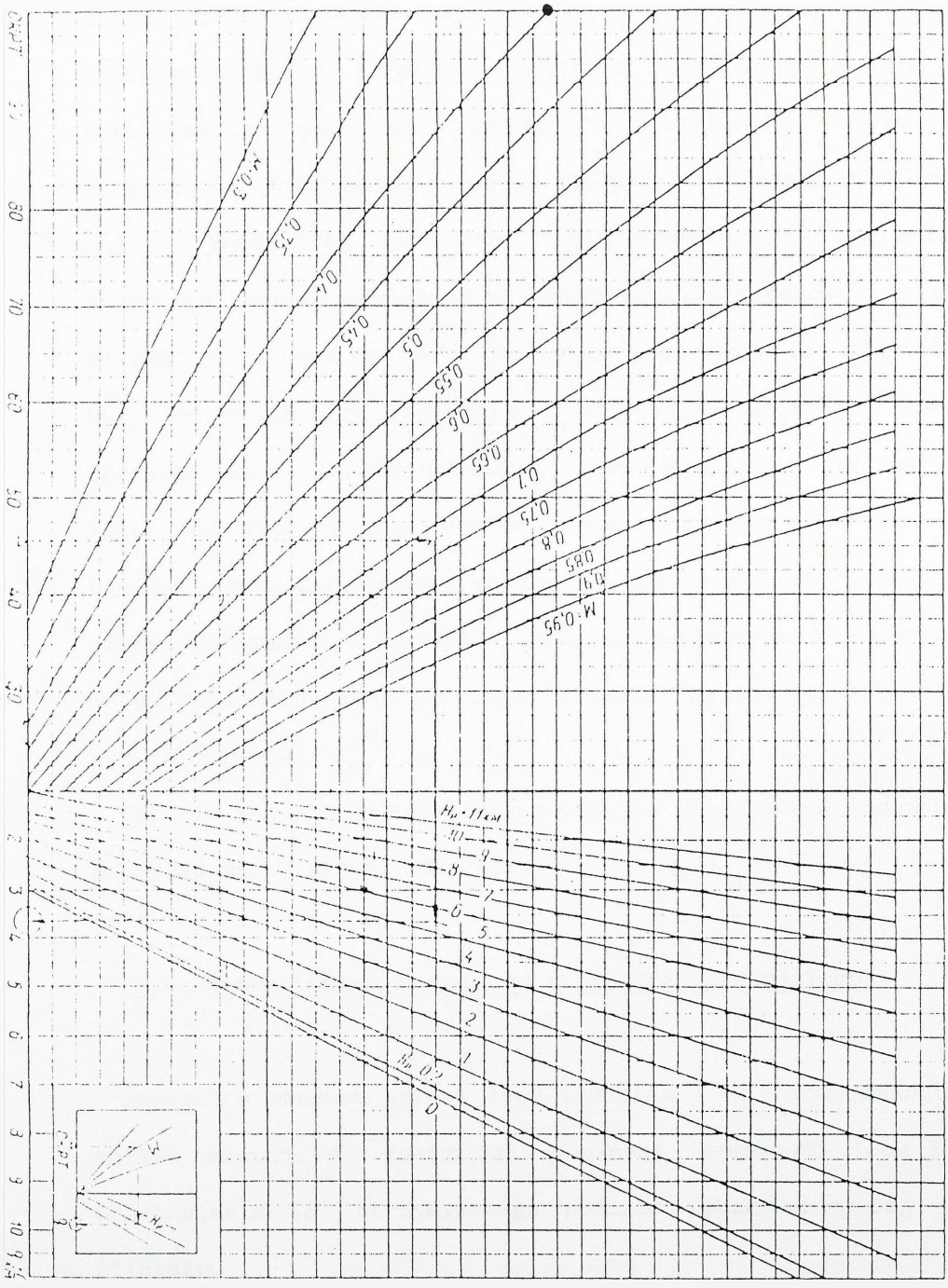
W procedurze "PROMIEŃ" określenie Ck wykonują procedury:

" okrt_45" -dla skosu-45 lub "okrt_63" -dla skosu 63 oraz procedura "oblicz_ck'. Procedury te wykonano przy pomocy analogicznej "technologii" zamiany form graficznych na algebraiczne jak w procedurach opisanych wyżej.

Uwzględnienie wpływu wiatru na zużycie paliwa według zależności 2 realizuje procedura "wiatr" określająca wartość wiatru ekwiwalentnego Ue.



Rys.5 Nomogram do określania ЯОКРТЯ w zależności od masy, współczynnika oporów czołowych - WOC (ПЛС i wysokości i prędkości lotu podczas lotu ze skosem skrzydła 45 stopni na maksymalnym reżymie pracy silnika.



Rys.6 Nomogram do określania kilometrowego zużycia paliwa w zależności od OKPT wysokości i prędkości lotu.

2.5. Charakterystyka zniżania zajścia do lądowania

Warunki zniżania zapewniające największy zasięg przy minimalnym zużyciu paliwa przedstawione są na rysunku 7. Czas, paliwoi drogę zniżania określa się według przedstawionego "KLUCZA". Charakterystyki z rys.7. i "klucz" posługiwania się nimi odzwierciedla procedura "znizanie", realizowana w proceduże programowej "PROMIEŃ" dla różnic wysokości większych od 800m. Dla różnic mniejszych przyjęto, standardowe kąty zniżania w poszczególnych przedziałach wysokości, stałą prędkość, a zużycie paliwa rzędu 40% zużycia w locie poziomym. Te przybliżenia były konieczne gdyż zniżanie o niewielkie wartości wysokości charakteryzuje się nieustalonymi choć krótkotrwałymi warunkami lotu, dla których brak sformalizowanych opisów. Zniżanie takie nie ma praktycznie wpływu na ogólny bilans paliwa - **jest rzędu kilku kilogramów,** a przyjęcie 40% zużycia paliwa w stosunku do lotu poziomego potwietrdzają badania filmów z obiektywnej kontroli lotów.

Średnie zużycie paliwa podczas lotu po kręgu przed lądowaniem i po wylądowaniu wynosi 35kg/min.

2.6. Charakterystyka manewru w płaszczyźnie poziomej

Parametry manewru kursem lotu (promień - Rz, czas zakrętu -T, paliwo manewru -Q) zależą od wysokości, prędkości lotu i kąta przechylenia (B) utrzymywanego podczas wykonywania tej figury pilotażu.

$$Rz = V^2 / g*tg(B); \quad [m] \qquad (23)$$

gdzie: V-prędkość [m/s];

g- przyspieszenie ziemskie [m/s^2].

$$T = 0.017453*Kz*\ Rz/\ V; \qquad (24)$$

gdzie: Kz-kąt zakrętu w stopniach.

Zużycie paliwa będzie tym większe w odniesieniu do lotu poziomego na drodze S=0.017453*Kz*Rz; im większe będzie przechylenie B (z uwagi na zmniejszenie siły nośnej i konieczność zrównoważenia jej dodatkowym ciągiem silnika). W pierwszym przybliżeniu przyjęto, że zużycie paliwa w manewrze Q=S*Ck*[2-cos(B)];

2.7. Charakterystyka ataku

Zgodnie ze założeniami pozycji [1] na minutę pracy nad celem należy przewidywać 72kg paliwa. Czas pracy nad celem zależy od liczby planowanych ataków. Przyjmuje się że dla ataku bezpośrednio z trasy czas ten wyniesie 2min.,a dla dwóch i trzech ataków odpowiednio 5 i 8 minut.

Podczas ataku zrzucone zostaje uzbrojenie co powoduje z reguły zmianę WOC[1/] i mst samolotu.

$$mst:=mst-mu; \quad WOC:=WOC-WOCu; \qquad (24)\ ;\ (25)$$

Badania wykazały, że WOC pustych zasobników UB-32 jest większy niż pełnych, uwzględniono to szacunkowym, 2pkt wzrostem WOC pustego zasobnika chociaż pozycja [1] nie omawia tego zjawiska.

[1/] Zmiana WOC nie zawsze występuje. Np. podczas odpalenia NPR S-8 z zasobników B-8 puste zasobniki nie zmieniają aerodynamiki samolotu.

3. OGÓLNY ALGORYTM OBLICZANIA PROMIENIA TAKTYCZNEGO DLA SAMOLOTU Su-22M4

3.1. Model postępowania

Przyjęcie jako rozwiązanie modelowe profili lotu (dla małych i średnich wysokości) opisanych w rozdziale 2, wyklucza poszukiwania Rt tradycyjnymi metodami - obliczenia go z określonej zależności matematycznej. Rozwiązania problemu należy poszukiwać w metodach "kolejnych przybliżeń".

W celu odwzorowania zjawisk na poszczególnych modelowanych etapach postępuje się według ogólnego algorytmu polegającego na:

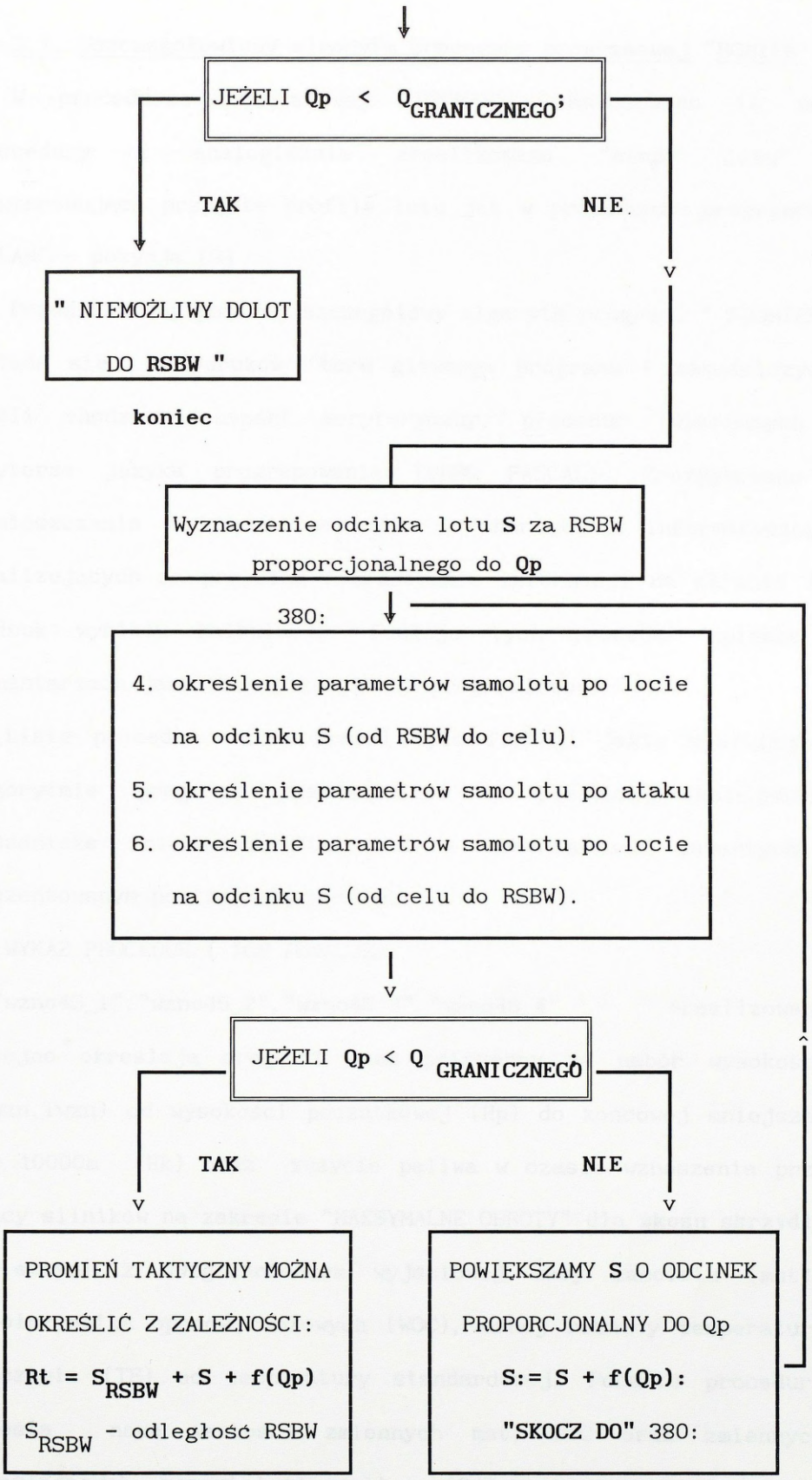
1. określeniu parametrów samolotu (masa, WOC, pozostałości paliwa obecność zbiorników podwieszanych) w locie do RSBW - jest to możliwe ponieważ znana jest odległość i warunki lotu.

↓

2. określeniu parametrów samolotu (masa, WOC, pozostałości paliwa) w locie od RSBW - jest to możliwe ponieważ znana jest odległość i warunki lotu oraz masa samolotu i pozostałość paliwa po wylądowaniu.

↓

3. określeniu pozostałości paliwa na lot za RSBW - **Qp.**


JEŻELI Qp < Q GRANICZNEGO;
TAK
NIE
" NIEMOŻLIWY DOLOT DO RSBW "
koniec
Wyznaczenie odcinka lotu S za RSBW proporcjonalnego do Qp
380:
4. określenie parametrów samolotu po locie na odcinku S (od RSBW do celu).
5. określenie parametrów samolotu po ataku
6. określenie parametrów samolotu po locie na odcinku S (od celu do RSBW).
JEŻELI Qp < Q GRANICZNEGO
TAK
NIE
PROMIEŃ TAKTYCZNY MOŻNA OKREŚLIĆ Z ZALEŻNOŚCI:
Rt = S RSBW + S + f(Qp)
S RSBW - odległość RSBW
POWIĘKSZAMY S O ODCINEK PROPORCJONALNY DO Qp
S:= S + f(Qp):
"SKOCZ DO" 380:
koniec

3.1. Uszczegółowiony algorytm procedury programowej "ROMIEŃ"

W procedurze programowej "PROMIEŃ" zastosowano te same procedury i analogicznie zrealizowano "etapy lotu" , odwzorowujące przyjęte profile lotu jak w procedurze programowej "PLAN" - pozycja [3]

Przedstawiony poniżej szczegółowy algorytm programu " PROMIEŃ " składa się z wydruków toru głównego programu i zasadniczych, jeśli chodzi o aspekt merytoryczny, procedur (wykonanych w edytorze języka programowania TURBO PASCAL). Zrezygnowano z zamieszczania większości procedur o "charakterze informatycznym" realizujących na przykład zobrazowanie informacji na ekranie lub wydruk wyników kalkulacji. Funkcje tych procedur opisano w komentarzach jako treści zadań dla programistów.

Listę procedur oraz krótki opis funkcji jakie spełniają w algorytmie programu przedstawiano w pierwszej kolejności. Zasadnicze znienne zdefiniowano w komentarzach zawartych w prezentowanym poniżej algorytmie.

WYKAZ PROCEDUR I ICH FUNKCJE:

1."wzno45_1","wzno45_2","wzno45_3","wzno45_4" -realizowane kolejno określają drogę i czas potrzebny na nabór wysokości (Swzn,Twzn) od wysokości początkowej (Hp) do końcowej mniejszej niż 10000m (Hk) oraz zużycie paliwa w czasie wznoszenia przy pracy silników na zakresie "MAKSYMALNE OBROTY" dla **skosu skrzydła 45 stopni** z uwzględnieniem wyjściowej masy samolotu (mst), współczynnika oporów czołowych (WOC), danej różnicy temperatury otoczenia (TE) od temperatury standardowej. Ponadto procedura określa nowe wartości zmiennych mst, WOC oraz zmiennych określających pozostałość paliwa (Qp), obecność dodatkowego zbiornika paliwa, prędkości Macha i rzeczywistą (VMP, Vp) po

osiągnięciu nakazanej wysokości (Hk);

2. **"wzno63","wzno63","wzno63","wzno63"** - spełniają tę samą rolę co procedury poprzednie w przypadku gdy skos skrzydła podczas naboru wysokości wynosi **63** stopnie;

3. **"okrt_45","oblicz_ck"**- zrealizowane kolejno dokonują obliczania zużycia kilometrowego paliwa. (ck) dla samolotu o danej masie (mst), współczynniku oporów czołowych (WOC), podczas lotu na danej wysokości przyrządowej, ze **skosem skrzydła 45 stopni**, przy określonej różnicy temperatury otoczenia (TE) od temperatury standardowej na wysokości lotu.

4. **"okrt_63","oblicz_ck"**- zrealizowane kolejno dokonują obliczania zużycia kilometrowego paliwa. (ck) dla samolotu o danej masie (mst), współczynniku oporów czołowych (WOC), podczas lotu na danej wysokości przyrządowej, ze **skosem skrzydła 63 stopnie**, przy określonej różnicy temperatury otoczenia (TE) od temperatury standardowej na wysokości lotu.

5. **"wybor_odcinkow"** - umożliwia wybór warunków lotu ze zbioru: wznoszenie, zniżanie, lot poziomy, manewr, atak i lądowanie. Po wyborze właściwego etapu lotu umożliwia jego modelowanie (uzyskanie kalkulacji inżynieryjno-nawigacyjnych, ich ewentualną akceptacje, kasowanie wyników kalkulacji i ponowny wybór etapu, wybór kolejnego etapu lotu).

6. **"maxzasieg"** - określa prędkość maksymalnego zasięgu na danej wysokości lotu samolotu Su-22M4 o określonej masie.

7. **"pulap"** - określa pułap praktyczny dla samolotu o określonej masie i współczynniku oporów czołowych przy danym skosie skrzydła. Sygnalizuje przekroczenie pułapu praktycznego (zmienna ppulap = 1);

8. **"znizanie"** - określa drogę, czas i zużycie paliwa podczas

zniżania Su-22M4 od danej wysokości wyjściowej do wysokości końcowej.

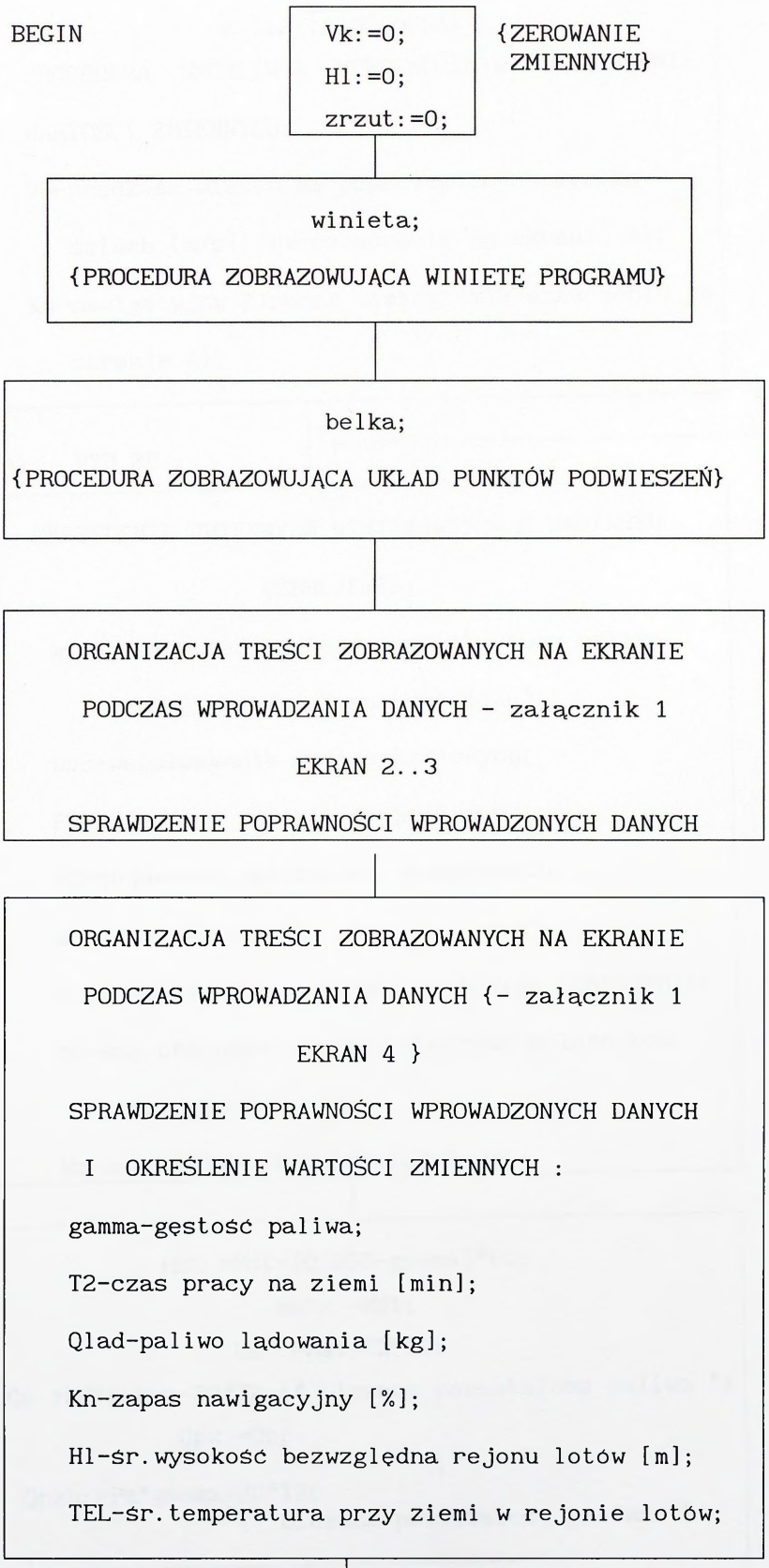
Ponadto w programie wykorzystywane są procedury: "**dane_w**" (określa prędkość i nawigacyjny kierunek wiatru na danej wysokości), "**wiatr**" (określa wpływ parametrów wiatru na zużycie paliwa w locie poziomym ze stałą prędkością uwzględniając kurs i prędkość statku powietrznego),

Szczegółowe algorytmy procedur znajdują się w załączniku 2.

ALGORYTM PROCEDURY PROGRAMOWEJ OBLICZANIA PROMIENIA TAKTYCZNEGO

DLA SAMOLOTU Su-22M4

"PROMIEŃ"



```
                TEL:=TEL+273;

                meteo;{PROCEDURA}
PROCEDURA  UMOŻLIWIA  WPROWADZENIE I OKREŚLENIE
WARTOŚCI ZMIENNYCH:
Vw-prędkość wiatru na poszczególnych wysoko-
   ściach [m/s];{UW-oznaczenie na ekranie 4};
Kw-nawigacyjny kirunek wiatru {NKW-oznaczenie na
   ekranie 4};
```

{ETYKIETA} **WYB_ZB :**

```
OKREŚLENIE ZMIENNYCH WYNIKAJĄCYCH Z WARIANTU
                UZBROJENIA:
 mst-masa przedstartowa samolotu (bez paliwa,
    później  bieżąca masa samolotu);
 woc-współczynnik oporów czołowych;
 PC-pojemność instalacji paliwowej;
 PZ-pojemność zbiorników dodatkowych;
 mu-masa uzbrojenia;
 wocu-współczynnik oporów czołowych uzbrojenia;
 zb-wsp.charakteryzujący obecność zbiorników
    podwieszanych;
 Mz-masa zbiorników podwieszanych;
```

1

```
          Mst:=Mst-(0.805-gamma)*PC;
                Mstx:=Mst;
             Mst:=Mst-T2*20;
Qp:=PC*gamma-20*T2;{* bieżąca pozostałość paliwa *}
          Qpx:=Qp;
 Qpzb:=Pz*gamma-20*T2;
             {* bieżąca pozostałość paliwa *}
```

```
ORGANIZACJA TREŚCI ZOBRAZOWANYCH NA EKRANIE

PODCZAS WPROWADZANIA DANYCH - załącznik 1

EKRAN 4

SPRAWDZENIE POPRAWNOŚCI WPROWADZONYCH DANYCH

I  OKREŚLENIE WARTOŚCI ZMIENNYCH :

zbr-rodzaj zbiórki {1-zakrętem o 180
                   2-dopędzanie};

skos-skos skrzydła {1-dla skosu 45st.
                   2-dla skosu 63st};


Hk-wysokość względna zbiórki [m];

N-skład grupy (od 1 do 100);

ilstart-rodzaj startu {1-pojedyńczo
                       2-parami}


Vp-prędkość prowadzącego [km/h];
```

```
        Tsl:=15-Hl*0.0065+273;
              { TEL- TEMPERATURA W REJO-
                 NIE LOTÓW W [st.Kelvina]}

            TE:=TEL-TSL;

  TES:=TEl-0.0065*Hk; {TEMPERATURA NA WYSOKOŚCI

                       LOTU }

       if TES<217 then TES:=217;
```

```
            case trunc(n) of
  0..2:  Ku:=0; {* Ku-współczynnik na lot w ugru-

                   powaniu *}
  3..4:  Ku:=0.03;
  5..100:ku:=0.07;

                end;
```

```
{* OBLICZENIE LICZBY GRUP STARTUJĄCYCH O
      RÓŻNYM CZASIE - zmienna N *}

        if iltstart=2 then
   begin
     NN:=0.5*N;
     if N-trunc(NN)>0 then N:=trunc(NN)+1;
   end;
```

```
{* OLICZENIE PARAMETRÓW STARTU *}
            case skos of

1:begin
   h:=0;
   wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
   wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
   wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
   wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
   Mst:=Mst-Qw;
   Qp:=Qp-QW;
   Qpzb:=Qpzb-QW+280;
   Qst:=QW;
   Tst:=Tw;
   H:=Hl;
   wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
   wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
   wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
   wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
   Qwzn:=Qw; Swzn:=SW; Twzn:=Tw;
   H:=Hk+Hl;
   wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
   wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
   wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
   wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}

Qwzn:=Qw-Qwzn;{PALIWO WZNOSZENIA [kg]}
Swzn:=Sw-Swzn {DROGA  WZNOSZENIA [km]}
```

```
    Twzn:=Tw-Twzn {CZAS   WZNOSZENIA [sek}
    Qp:=Qp-Qwzn; Mst:=Mst-Qwzn; Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
         end;
              2:begin
           h:=0;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
           Mst:=Mst-Qw;
           Qp:=Qp-QW;
           Qpzb:=Qpzb-QW+280;
           Qst:=Qw;
           Tst:=Tw;
           H:=Hl;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
           Qwzn:=Qw; Swzn:=SW; Twzn:=Tw;
           H:=Hk+Hl;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
    Qwzn:=Qw-Qwzn;  {PALIWO WZNOSZENIA [kg]}
    Swzn:=Sw-Swzn;  {DROGA WZNOSZENIA [km] }
    Twzn:=Tw-Twzn;  {CZAS WZNOSZENIA [sek]}
    Qp:=Qp-Qwzn; Mst:=Mst-Qwzn; Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
                        end;
           end; {od skos}
```

```
{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ PRZECHYLENIE W MANEWRZE"
                      - B - kąt przechylenia;

 SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-

 NICACH DOPUSZCZALNYCH  (5...89 stopni)}

case zbr of
      1:begin
```

```
            B:=B*0.017453;
          T:=Tst+Twzn+20*(N-1)+(0.0889*cos(B)/sin(B))*Vp;
          Vmk:=Vp/(72.2*sqrt(TES)); {* PRĘDKOŚĆ MACHA *}
          end;

       2:begin

{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ PRĘDKOŚĆ DOPĘDZAJĄCYCH"
                      -Vk - PRĘDKOŚĆ DOPĘDZAJĄCYCH,
SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-
NICACH DOPUSZCZALNYCH  (Vk>Vp and Vk<Vmax-pocedura
     ograniczenieV(Vp,Vk,Hk, woc, skos, TES,flaga)};

           end;
       end;
{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ NAKAZANY KURS - NKDM"
SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-
NICACH DOPUSZCZALNYCH - 0..360 stopni;
- zmienna Ks}

          T:=Tst+Twzn+(Vp*20*(N-1))/(Vk-Vp);
          Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
          dane_w {PROCEDURA WPROWADZAJĄCA WARTOŚCI Vw,Kw }
        wiatr(kw,ks,Vk,Vw,Hk,Tes,Vmk,Ue,RR):{PRPCEDURA}
              { RR-WSPÓŁCZYNNIK ZUŻYCIA PALIWA W LOCIE
                  Z UWZGLĘDNIENIEM WPŁYWU WIATRU}
     S:=(T-Twzn-Tst)*Vp/3600 +Swzn+2;{PRPCEDURA}
    reszta(T,minuta,sekunda); {PROCEDURA ZAMIENIAJĄCA
                               CZAS  W  SEKUNDACH NA
                               JEDNOSTKI - min. sek.}
```

```
{OBLICZENIE ZUŻYCIA KILOMETROWEGO PODCZAS ZBIÓRKI-CK}
                        m:=Mst;
```

```
                case skos of
    1:okrt_45(m,vmk,hk,hl,woc,okrt);   {* PROCEDURA *}
    2:okrt_63(m,vmk,hk,hl,woc,okrt);   {* PROCEDURA *}
                end;
      oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,Hl,Ck); {* PROCEDURA *}
```

```
{ OBLICZENIE MASY SAMOLOTU I POZOSTAŁOŚCI PALIWA PO
          REALIZACJI ZBIÓRKI }

      if zbr=2 then
          ck:=Ck*RR;
        Q:=Qwzn+(S-Swzn)*ck+Qst+T2*20;
        Mst:=Mst-(S-Swzn)*ck;
        Mstw:=Mst;
        Qp:=Qp-(S-Swzn)*ck;
        Qpw:=Qp;
        Qwx:=Q;
        Qpzb:=Qpzb-(S-Swzn)*ck; {PALIWO POZOSTAŁE
                                 W ZBIORNIKACH DOD.}
      if ilzapas=1 then Qc1:=0.14*Q {TECHNICZNY I
                                     NAWIGACYJNY
                                     ZAPAS PALIWA}
                   else Qc1:=0.17*Q;
                    zrzut:=0; {ZMIENNA
                    Qc2:=0;{ZAPAS PALIWA NA LOT W
                           UGRUPOWANIU }
```

```
 WYBÓR PROFILU LOTU:
     "NA MAŁEJ WYSOKOŚCI"   - proflot:=1;
     "NA ŚREDNIEJ WYSOKOŚCI"- proflot:=2;
{Zobrazowanie jak na EKRANIE -5, załącznik 1}
```

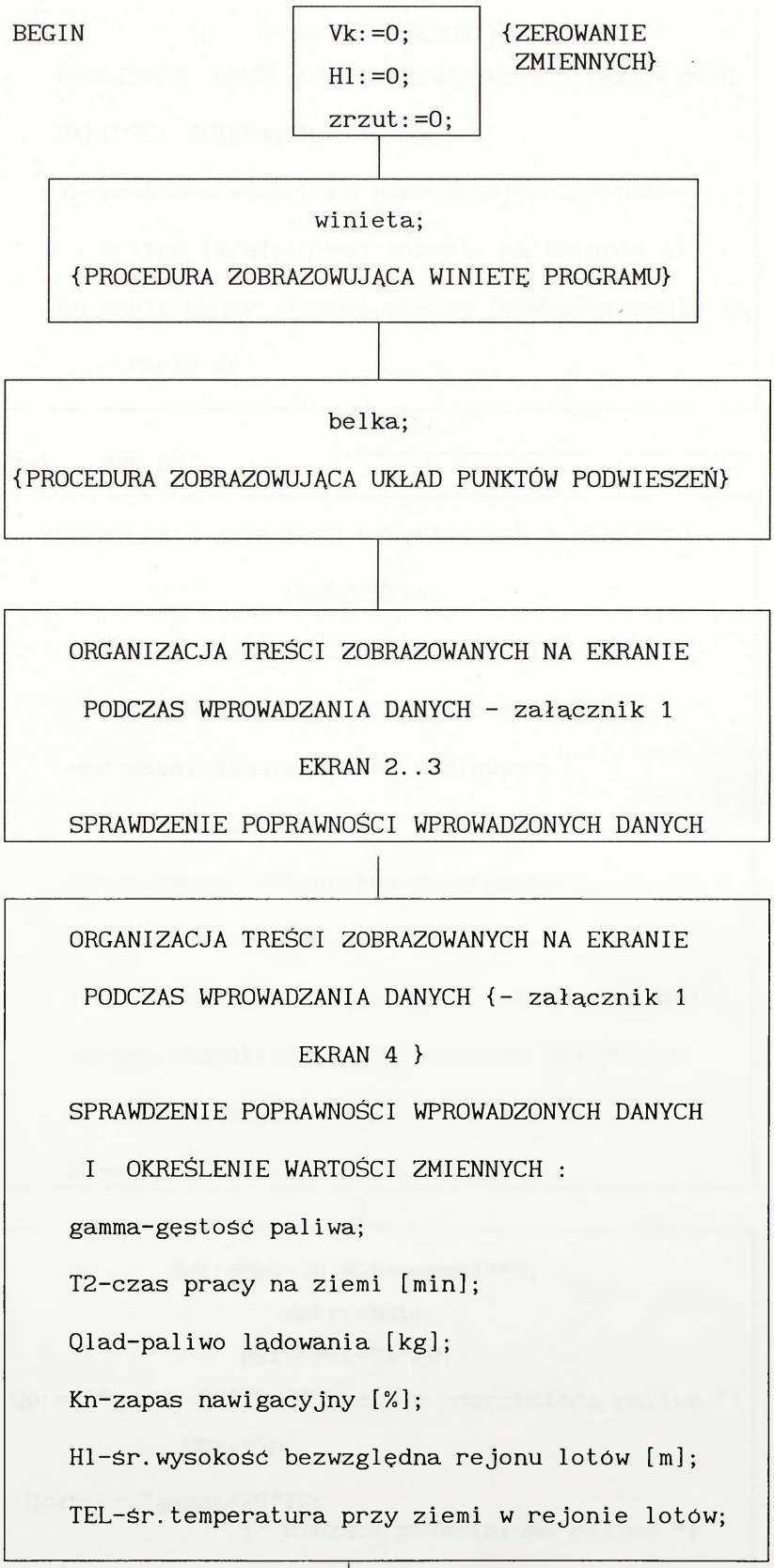
```
WPROWADZENIE ODLEGŁOŚCI DO RSBW zmienna - ODL_RSBW
            (ODL_RSBW > 30km)
```

```
      if ODL_RSBW - 15 < S then
```

ALGORYTM PROCEDURY PROGRAMOWEJ OBLICZANIA PROMIENIA TAKTYCZNEGO

DLA SAMOLOTU Su-22M4

"PROMIEŃ"



```
                    TEL:=TEL+273;

                    meteo;{PROCEDURA}
    PROCEDURA  UMOŻLIWIA  WPROWADZENIE I OKREŚLENIE
    WARTOŚCI ZMIENNYCH:
    Vw-prędkość wiatru na poszczególnych wysoko-
       ściach [m/s];{UW-oznaczenie na ekranie 4};
    Kw-nawigacyjny kirunek wiatru {NKW-oznaczenie na
       ekranie 4};
```

{ETYKIETA} **WYB_ZB :**

```
    OKREŚLENIE ZMIENNYCH WYNIKAJĄCYCH Z WARIANTU
                    UZBROJENIA:
     mst-masa przedstartowa samolotu (bez paliwa,
        później  bieżąca masa samolotu);
     woc-współczynnik oporów czołowych;
     PC-pojemność instalacji paliwowej;
     PZ-pojemność zbiorników dodatkowych;
     mu-masa uzbrojenia;
     wocu-współczynnik oporów czołowych uzbrojenia;
     zb-wsp.charakteryzujący obecność zbiorników
        podwieszanych;
     Mz-masa zbiorników podwieszanych;
```

1

```
            Mst:=Mst-(0.805-gamma)*PC;
                    Mstx:=Mst;
                Mst:=Mst-T2*20;
Qp:=PC*gamma-20*T2;{* bieżąca pozostałość paliwa *}
             Qpx:=Qp;
 Qpzb:=Pz*gamma-20*T2;
                {* bieżąca pozostałość paliwa *}
```

```
ORGANIZACJA TREŚCI ZOBRAZOWANYCH NA EKRANIE

PODCZAS WPROWADZANIA DANYCH - załącznik 1

EKRAN 4

SPRAWDZENIE POPRAWNOŚCI WPROWADZONYCH DANYCH

I  OKREŚLENIE WARTOŚCI ZMIENNYCH :

zbr-rodzaj zbiórki {1-zakrętem o 180
                   2-dopędzanie};

skos-skos skrzydła {1-dla skosu 45st.
                   2-dla skosu 63st};


Hk-wysokość względna zbiórki [m];

N-skład grupy (od 1 do 100);

ilstart-rodzaj startu {1-pojedyńczo
                       2-parami}


Vp-prędkość prowadzącego [km/h];
```

```
        Tsl:=15-Hl*0.0065+273;
              { TEL- TEMPERATURA W REJO-
                NIE LOTÓW W [st.Kelvina]}

            TE:=TEL-TSL;

  TES:=TEl-0.0065*Hk; {TEMPERATURA NA WYSOKOŚCI
                       LOTU }

        if TES<217 then TES:=217;
```

```
            case trunc(n) of
  0..2:  Ku:=0; {* Ku-współczynnik na lot w ugru-
                   powaniu *}
  3..4:  Ku:=0.03;
  5..100:ku:=0.07;
                  end;
```

```
{* OBLICZENIE LICZBY GRUP STARTUJĄCYCH O
      RÓŻNYM CZASIE - zmienna N *}

        if iltstart=2 then
    begin
      NN:=0.5*N;
      if N-trunc(NN)>0 then N:=trunc(NN)+1;
    end;

        {* OLICZENIE PARAMETRÓW STARTU *}
                case skos of

   1:begin
      h:=0;
      wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
      wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
      wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
      wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
      Mst:=Mst-Qw;
      Qp:=Qp-QW;
      Qpzb:=Qpzb-QW+280;
      Qst:=QW;
      Tst:=Tw;
      H:=Hl;
      wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
      wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
      wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
      wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
      Qwzn:=Qw; Swzn:=SW; Twzn:=Tw;
      H:=Hk+Hl;
      wzno45_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
      wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
      wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
      wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}

Qwzn:=Qw-Qwzn;{PALIWO WZNOSZENIA [kg]}
Swzn:=Sw-Swzn {DROGA  WZNOSZENIA [km]}
```

```
    Twzn:=Tw-Twzn {CZAS   WZNOSZENIA [sek}
    Qp:=Qp-Qwzn; Mst:=Mst-Qwzn; Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
         end;
              2:begin
           h:=0;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
           Mst:=Mst-Qw;
           Qp:=Qp-QW;
           Qpzb:=Qpzb-QW+280;
           Qst:=Qw;
           Tst:=Tw;
           H:=Hl;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
           Qwzn:=Qw; Swzn:=SW; Twzn:=Tw;
           H:=Hk+Hl;
           wzno63_1(mst,h,xw);          {PROCEDURA}
           wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);      {PROCEDURA}
           wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);   {PROCEDURA}
           wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);   {PROCEDURA}
    Qwzn:=Qw-Qwzn;  {PALIWO WZNOSZENIA [kg]}
    Swzn:=Sw-Swzn;  {DROGA WZNOSZENIA [km] }
    Twzn:=Tw-Twzn;  {CZAS WZNOSZENIA [sek]}
    Qp:=Qp-Qwzn; Mst:=Mst-Qwzn; Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
                        end;
           end; {od skos}
```

```
{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ PRZECHYLENIE W MANEWRZE"
                      - B - kąt przechylenia;

 SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-
 NICACH DOPUSZCZALNYCH  (5...89 stopni)}
case zbr of
      1:begin
```

```
          B:=B*0.017453;
        T:=Tst+Twzn+20*(N-1)+(0.0889*cos(B)/sin(B))*Vp;
        Vmk:=Vp/(72.2*sqrt(TES)); {* PRĘDKOŚĆ MACHA *}
        end;

      2:begin

{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ PRĘDKOŚĆ DOPĘDZAJĄCYCH"
                      -Vk - PRĘDKOŚĆ DOPĘDZAJĄCYCH,
SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-
NICACH DOPUSZCZALNYCH  (Vk>Vp and Vk<Vmax-pocedura
     ograniczenieV(Vp,Vk,Hk, woc, skos, TES,flaga)};

         end;
      end;
{ZOBRAZOWANIE TEKSTU: "PODAJ NAKAZANY KURS - NKDM"
SPRAWDZENIE CZY ZADEKLAROWANA WARTOŚĆ MIEŚCI SIĘ W GRA-
NICACH DOPUSZCZALNYCH - 0..360 stopni;
- zmienna Ks}

        T:=Tst+Twzn+(Vp*20*(N-1))/(Vk-Vp);
        Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
        dane_w {PROCEDURA WPROWADZAJĄCA WARTOŚCI Vw,Kw }
       wiatr(kw,ks,Vk,Vw,Hk,Tes,Vmk,Ue,RR):{PRPCEDURA}
             { RR-WSPÓŁCZYNNIK ZUŻYCIA PALIWA W LOCIE
                Z UWZGLĘDNIENIEM WPŁYWU WIATRU}
    S:=(T-Twzn-Tst)*Vp/3600 +Swzn+2;{PRPCEDURA}
   reszta(T,minuta,sekunda); {PROCEDURA ZAMIENIAJĄCA
                              CZAS  W  SEKUNDACH NA
                              JEDNOSTKI - min. sek.}
```

```
{OBLICZENIE ZUŻYCIA KILOMETROWEGO PODCZAS ZBIÓRKI-CK}
                        m:=Mst;
```

```
                case skos of
    1:okrt_45(m,vmk,hk,hl,woc,okrt);   {* PROCEDURA *}
    2:okrt_63(m,vmk,hk,hl,woc,okrt);   {* PROCEDURA *}
                end;
        oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,Hl,Ck); {* PROCEDURA *}
```

```
{ OBLICZENIE MASY SAMOLOTU I POZOSTAŁOŚCI PALIWA PO
          REALIZACJI ZBIÓRKI }
      if zbr=2 then
          ck:=Ck*RR;
        Q:=Qwzn+(S-Swzn)*ck+Qst+T2*20;
        Mst:=Mst-(S-Swzn)*ck;
        Mstw:=Mst;
        Qp:=Qp-(S-Swzn)*ck;
        Qpw:=Qp;
        Qwx:=Q;
        Qpzb:=Qpzb-(S-Swzn)*ck; {PALIWO POZOSTAŁE
                                 W ZBIORNIKACH DOD.}
      if ilzapas=1 then Qc1:=0.14*Q {TECHNICZNY I
                                     NAWIGACYJNY
                                     ZAPAS PALIWA}
                   else Qc1:=0.17*Q;
                    zrzut:=0; {ZMIENNA
                    Qc2:=0;{ZAPAS PALIWA NA LOT W
                           UGRUPOWANIU }
```

```
WYBÓR PROFILU LOTU:
     "NA MAŁEJ WYSOKOŚCI"    - proflot:=1;
     "NA ŚREDNIEJ WYSOKOŚCI"- proflot:=2;
{Zobrazowanie jak na EKRANIE -5, załącznik 1}
```

```
WPROWADZENIE ODLEGŁOŚCI DO RSBW zmienna - ODL_RSBW
            (ODL_RSBW > 30km)
```

```
if ODL_RSBW - 15 < S then
```

```
{komunikat:"ZBIÓRKA NIE ZAKOŃCZY SIĘ PRZED RSBW "}   1
                goto wyb_zb ──────────────────────────→
                    end;
case proflot of
1:begin          {# DLA PROFILU mH #}
```

REALZACJA WPROWADZENIA DANYCH DOTYCZĄCYCH WARUNKÓW LOTU NA ODCINKU: LOTNISKO - **RSBW** ; {EKRAN - 6 i 7}

OKREŚLENIE ZMINNYCH:

```
ODL_RSBW  {odległość RSBW od lotniska [km]}
skos1:=1; {dla kąta skosu 45 stopni}
skos1:=2; {dla kąta skosu 63 stopnie}
wydol1:=1; {dla lotu z nakazaną prędkoscią}
wydol1:=2; {dla lotu z prędkoscią max. zasięgu}
```

```
      skos:=skos1;
      FLAGA:=0;
      H1:=Hk;
      TES:=TEL-0.0065*Hk;
      TES1:=TES;
  if wydol1=1 then
          begin
```

REALIZACJA WPROWADZENIA PRĘDKOŚCI NA ODCINKU: LOTNISKO - **RSBW** ;

```
{ SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ -PROCEDURA:
ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk)}
```

```
    V1:=Vk; Vmk1:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
          end;
```

```
REALZACJA  WPROWADZENIA  DANYCH DOTYCZĄCYCH WARUNKÓW
LOTU NA ODCINKU: RSBW  -  CEL; {EKRAN - 7}
OKREŚLENIE ZMINNYCH:
skos2:=1; {dla kąta skosu 45 stopni}
skos2:=2; {dla kąta skosu 63 stopnie}
wydol2:=1; {dla lotu z nakazaną prędkością}
wydol2:=2; {dla lotu z prędkością max. zasięgu}
Hk { wysokość lotu od 50m do 3000m}
```

```
skos:=skos2;
FLAGA:=0;
H2:=Hk;
TES:=TEL-0.0065*Hk;
TES2:=TES;
if wydol2=1 then
        begin
```

```
REALIZACJA WPROWADZENIA PRĘDKOŚCI NA
ODCINKU: RSBW - CEL;
{ SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ -PROCEDURA:
ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk)}
```

```
V2:=Vk; Vmk2:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
     end;
```

```
WYBÓR SPOSOBU ATAKU I OKREŚLENIE
ZMIENNEJ: Qa { PALIWO ATAKU }, {EKRAN-7}
```

```
REALZACJA  WPROWADZENIA  DANYCH DOTYCZĄCYCH WARUNKÓW
LOTU NA ODCINKU: CEL - RSBW;    {EKRAN - 7}
OKREŚLENIE ZMINNYCH:
skos3:=1; {dla kąta skosu 45 stopni}
skos3:=2; {dla kąta skosu 63 stopnie}
wydol3:=1; {dla lotu z nakazaną prędkością}
wydol3:=2; {dla lotu z prędkością max. zasięgu}
Hk { wysokość lotu od 50m do 3000m}
```

```
      skos:=skos3;
      FLAGA:=0;
      H3:=Hk;
      TES:=TEL-0.0065*Hk;
      TES3:=TES;
if wydol3=1 then
         begin
```

```
      REALIZACJA WPROWADZENIA PRĘDKOŚCI NA
      ODCINKU: RSBW - CEL;
    { SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ -PROCEDURA:
  ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk)}
```

```
    V3:=Vk; Vmk3:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
         end;
```

```
REALZACJA  WPROWADZENIA  DANYCH DOTYCZĄCYCH WARUNKÓW
LOTU NA ODCINKU: RSBW - LOTNISKO;    {EKRAN - 7}
OKREŚLENIE ZMINNYCH:
skos4:=1; {dla kąta skosu 45 stopni}
skos4:=2; {dla kąta skosu 63 stopnie}
wydol4:=1; {dla lotu z nakazaną prędkością}
wydol4:=2; {dla lotu z prędkością max. zasięgu}
Hk { wysokość lotu od 50m do 3000m}
```

```
skos:=skos4;
FLAGA:=0;
H4:=Hk;
TES:=TEL-0.0065*Hk;
TES43:=TES;
if wydol4=1 then
      begin
```

```
REALIZACJA WPROWADZENIA PRĘDKOŚCI NA
ODCINKU: RSBW - CEL;
{ SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ -PROCEDURA:
ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk)}
```

```
V4:=Vk; Vmk4:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
      end;
if Mz>0 then
      begin
```

```
PYTANIE:"CZY ZRZUCASZ ZBIORNIK PO WYPRACOWANIU"
        TAK - zrzut:= 1;
        NIE - zrzut:= 0;
```

```
end;
```

```
{OBLICZENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA LOT OD RSBW DO LOTNISKA}

    {ZAPAMIĘTANIE ZMIENNYCH}
Ks_we:=Ks; Mst_we:=Mst; Woc_we:=Woc;

Ks:=Ks+180; if Ks>360 then Ks:=Ks-360;
TES:=TES4; Vmk:=Vmk4;skos:=skos4; Hk:=H4;

    {OBLICZENIE PALIWA LĄDOWANIA}
      if Qlad=250 then
        begin
          case trunc(Hk) of
            0..200:T:=Hk*0.33;
          201..600:T:=Hk*0.2+70;
         601..1000:T:=Hk*0.1+150;
        1001..11000:T:=Hk*0.05+190;
          end;
         Slad:=trunc(0.135*T);
         Qlad:=trunc(T*0.84);
        end  else  Slad:=0;

Mst:=Mstx-Mu-Pc*gamma+Qlad+350
     +(Kn+Ku+0.07)*PC*gamma-zrzut*Mz;
Woc:=Woc-Wocu-zrzut*wocz; {WOC do lądowania}
Q4:=Qlad+350; {PALIWO ETAPU}

  {OKREŚLENIE PALIWA LOTU POZIOMEGO}
 case wydol4 of
2: begin
   maxzasieg(Mst,Hk,Hl,woc,skos,Vmk);
   Vk:=72.2*Vmk*sqrt(TES4);
   danewiatru;
   Fi:=abs(Kw-Ks); if Fi>180 then Fi:=360-Fi;
   Fi:=0.017453*Fi;
   Ue:=Vw*cos(Fi)-sqr(Vw*sin(Fi))/(2*Vk);
   RR:=Vk/(Vk+Ue);
```

```
      V4:=Vk;
    end;
  1:begin
      danewiatru;
      wiatr(kw,Ks,Vk,Vw,Hk,TES,Vmk,Ue,RR);
    end;
  end;
      M:=Mst;
case skos of
    1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
    2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
end;
    oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
    ck:=ck*RR;
     Pi:=ODL_RSBW-0.0033*Hk-15-Slad;
     if Pi<0 then Pi:=0;
     M:=M+0.5*Ck*Pi;
          case skos of
               1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
               2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
          end;
               oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
               ck:=ck*RR;
               Mst:=Mst+Ck*Pi; Q4:=Q4+ck*Pi;
```

```
          {OKREŚLENIE PALIWA WZNOSZENIA
            od 50m do wysokości powrotu }
   H:=50+Hl;
 case skos of
     1:begin
        wzno45_1(mst,h,xw);
        wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
        wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
        wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
        Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
        H:=Hk+Hl;
        wzno45_1(mst,h,xw);
        wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
        wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
        wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
```

```
      end;
        2:begin
            wzno63_1(mst,h,xw);
            wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
            wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
            wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
            Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
            H:=Hk+Hl;
            wzno63_1(mst,h,xw);
            wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
            wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
            wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
          end;
      end;
   Qwzn:=Qw-Qwzn;
   Swzn:=Sw-Swzn;
   Mst:=Mst+Qwzn;
   Q4:=Q4+Qwzn;
```

```
{OKREŚLENIE PRĘDKOŚCI POKONANIA RSBW W DRODZE
                    POWROTNEJ }
            Vk:=700; TES:=TEL;
  ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk);
            Vk:=Vgmk;
           if Vk>900 then Vk:=900;
```

```
 {OKREŚLENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA POKONANIE
15km i 20km W REJONIE RSBW W DRODZE POWROTNEJ}
            Hk:=50+Hl;
            M:=Mst;
    case skos of
     1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
     2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
       end;
   oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
   RR:=Vk/(Vk+Ue);    ck:=ck*RR;
   Q4:=Q4+ck*15; Pi:=ck*20;
```

```
{POWRÓT DO WARTOŚCI WEJŚCIOWYCH - PO ZBIÓRCE}
   Ks:=Ks_we; Mst:=Mst_we;Woc:=Woc_we;
```

```
{* OBLICZENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA DOLOT
   DO RSBW I JEJ POKONANIE *}

{ OBLICZENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA DOLOT
          DO REJONU RSBW }
 Skos:=skos1; Hk:=H1;
 S:=ODL_RSBW-S-15;
          TES:=TES1;
          case  wydol1 of
              2:begin
  maxzasieg(Mst,HK,Hl,Woc,skos,Vmk);
  Vk:=72.2*Vmk*sqrt(TES);
  danewiatru;
  Fi:=abs(Kw-Ks);
  if Fi>180 then Fi:=360-Fi;
     Fi:=0.017453*Fi;
  Ue:=Vw*cos(Fi)-sqr(Vw*sin(Fi))/(2*Vk);
  RR:=Vk/(Vk+Ue);
                end;
              1:begin
   Vk:=V4; Vmk:=Vmk4;
   danewiatru;
   wiatr(kw,ks,Vk,Vw,Hk,TES,Vmk,Ue,RR);
                end;
       end;
          M:=Mst;
            case skos of
  1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
  2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
            end;
          oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
          ck:=ck*RR;
          sx:=QPzb/ck;
          if sx <0 then sx:=0;
```

```
case zrzut of
     0:begin
          m:=m-s*ck/2;
           case skos of
  1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
  2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
            end;
          oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
          ck:=ck*RR;
          Q:=s*ck; Mst:=Mst-Q;
          if Mst<11360 then Mst:=11360;
               Qpzb:=Qpzb-Q;
               if Qpzb<0 then Qpzb:=0;
               Q1:=Q*(0.07+Kn+Ku);
               Qp:=Qp-Q-Q1;
        end;
     1:begin
          if Sx>S then Sx:=S;
          if sx<s then FI:=1 else Fi:=0;
          m:=m-sx*ck/2;
         case skos of
   1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
   2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
       end;
          oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
          ck:=ck*RR;
          Q:=sx*Ck;  Mst:=Mst-Q-Fi*Mz;
          Woc:=Woc-Fi*Wocz;
            if Fi=1 then
                      begin
                        Mz:=0;
                        Wocz:=0;
                      end;
            if Mst<11360 then Mst:=11360;
            Qpzb:=Qpzb-Q;
            Q1:=Q*(Ku+Kn+0.07);
            Fi:=ck; M:=Mst;
                case skos of
     1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
     2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
                end;
```

```
                oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
                ck:=ck*RR; Q:=(S-Sx)*ck;
                Q1:=Q1+(Ku+Kn+0.07)*Q;
                Qp:=Qp-Q-Q1; Mst:=Mst-Q;
               end;
     end;
```

```
  {OBLICZENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA
   POKONANIE 15km RSBW W DRODZE DO CELU}

   Vk:=700; TES:=TEL;
ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk);
 Vk:=Vgmk;
 if Vk>900 then Vk:=900;
     {ZOBRAZOWAĆ PRĘDKOŚĆ POKONANIA RSBW }
      Hk:=50+Hl;
      M:=Mst;
case skos of
  1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
  2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
    end;
  oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
  RR:=Vk/(Vk+Ue);
  ck:=ck*RR;
  Q:=ck*15*(1+Ku+Kn+0.07); Qp:=Qp-Q;
  Mst:=Mst-Q; Qpzb:=Qpzb-Q;
```

```
  {OKREŚLENIE POZOSTAŁOŚCI PALIWA PO ATAKU}
  Qp:=Qp-Qa-Q4-60;
```

```
  if Qp<0 then
          begin
```

```
   komunikat:"NIEMOZLIWY  ATAK NA RSBW "
             goto kon; {koniec programu}
```

```
          end;
  if (Qp/ck)<40 then
```

```
begin

      {ZOBRAZOWANIE WYNIKÓW}

      Rt:=(0.5*Qp/ck)+ODL_RSBW;
        { koniec programu }

      end;

{OBLICZENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA
 POKONANIE 20km RSBW W DRODZE DO CELU}
          Qp:=Qp-Pi-Ck*20;

{   OKREŚLENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA
 WZNOSZENIE  od 50m do WYSOKOŚCI LOTU
 NA TRASIE DOLOTU DO CELU (ZA RSBW)  }
          skos:=skos2;
          Hk:=H2;
          TES:=TES2;
          H:=50+Hl;
case skos of
      1:begin
 wzno45_1(mst,h,xw);
 wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
 wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
 wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
 Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
 H:=Hk+Hl;
 wzno45_1(mst,h,xw);
 wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
 wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
 wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
end;
2:begin
 wzno63_1(mst,h,xw);
 wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
 wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
 wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
 Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
```

```
    H:=Hk+Hl;
    wzno63_1(mst,h,xw);
    wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
    wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
    wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
      end;
    end;
              Qwzn:=Qw-Qwzn;
              Swzn:=Sw-Swzn;
              Mst:=Mst-Qwzn;
          Qp:=Qp-(1+Kn+Ku+0.07)*Qwzn;
              Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
```

```
{REALIZACJA EWENTUALNEGO ZRZUTU ZBIORNIKÓW}
       if ((zrzut=1) and (Qpzb<=0)) then
                        begin
                  Mst:=Mst-Mz; Mz:=0;
                  Woc:=Woc-Wocz; Wocz:=0;
                        zrzut:=0;
                         end;
```

```
       if Qp<0 then
        begin
```

```
          {ZOBRAZOWANIE WYNIKÓW}
           Rt:=ODL_RSBW+20+Swzn;
           { koniec programu}
```

```
             end;
```

```
                  S:=Qp*0.25/Ck;
```

{* POCZĄTEK PĘTLI *}

380:

```
          {ZAPAMIĘTANIE ZMIENNYCH}
Qp_we:=Qp; zrzut_we:=zrzut; Qpzb_we:=Qpzb;
Woc_we:=Woc; Mst_we:=Mst; Ks_we:=Ks;
Mz_we:=Mz; Wocz_we:=Wocz; Wocu_we:=Wocu; Mu_we:=Mu;
```

2

```
{ OKREŚLENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA
 LOT POZIOMY PODCZAS DOLOTU DO CELU
            ZA RSBW }

skos:=skos2;
Hk:=H2;
TES:=TES2;

                                    {** MODUŁ-1 **}
      { REALIZACJA LOTU POZIOMEGO}
case  wydol2 of
      2:begin
      maxzasieg(Mst,HK,Hl,Woc,skos,Vmk);
      Vk:=72.2*Vmk*sqrt(TES);
      danewiatru;
      Fi:=abs(Kw-Ks);
      if Fi>180 then Fi:=360-Fi;
      Fi:=0.017453*Fi;
      Ue:=Vw*cos(Fi)-sqr(Vw*sin(Fi))/(2*Vk);
           RR:=Vk/(Vk+Ue);
        end;
      1:begin
           Vk:=V2; Vmk:=Vmk2;
           danewiatru;
           wiatr(kw,ks,Vk,Vw,Hk,TES,Vmk,Ue,RR);
        end;
   end;
           M:=Mst;
             case skos of
               1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
               2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
             end;
           oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
           ck:=ck*RR;
           sx:=QPzb/ck;
           if sx <0 then sx:=0;
  case zrzut of
     0:begin
         m:=m-s*ck/2;
          case skos of
```

```
                1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
                2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
              end;
                 oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
                 ck:=ck*RR;
                 Q:=s*ck; Mst:=Mst-Q;
                 if Mst<11360 then Mst:=11360;
                 Qpzb:=Qpzb-Q;
                 if Qpzb<0 then Qpzb:=0;
                 Q1:=Q*(0.07+Kn+Ku);
                 Qp:=Qp-Q-Q1;
          end;
      1:begin
           if Sx>S then Sx:=S;
           if sx<s then FI:=1 else Fi:=0;
           m:=m-sx*ck/2;
          case skos of
             1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
             2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
          end;
             oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
             ck:=ck*RR; Ck2:=ck;
             Q:=sx*Ck;  Mst:=Mst-Q-Fi*Mz;
             Woc:=Woc-Fi*Wocz;
             if Fi=1 then
                       begin
                         Mz:=0;
                         Wocz:=0;
                       end;
             if Mst<11360 then Mst:=11360;
             Qpzb:=Qpzb-Q;
             Q1:=Q*(Ku+Kn+0.07);
             Fi:=ck; M:=Mst;
                 case skos of
             1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
             2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
                 end;
            oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
            ck:=ck*RR; Q:=(S-Sx)*ck;
            Q1:=Q1+(Ku+Kn+0.07)*Q;
            Qp:=Qp-Q-Q1; Mst:=Mst-Q;
```

```
            end;
    end;
```

```
{  OKREŚLENIE PARAMETRÓW SAMOLOTU PO ATAKU }
      Mst:=Mst-Qa-60-Mu;   Mu:=0;
Qpzb:=Qpzb-60-Qa;   Woc:=Woc-Wocu;   Wocu:=0;
```

```
                                        {**MODUŁ-2**}
  { OKREŚLENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA
    LOT POZIOMY PODCZAS DOLOTU DO RSBW
                OD CELU }
        SS:=S+Swzn;
        Ks:=Ks+180;
        if Ks>360  then Ks:=360;
        skos:=skos3;
        Hk:=H3;
        TES:=TES3;
 case  wydol3 of
       2:begin
    maxzasieg(Mst,HK,Hl,Woc,skos,Vmk);
            Vk:=72.2*Vmk*sqrt(TES);
            danewiatru;
            Fi:=abs(Kw-Ks);
            if Fi>180 then Fi:=360-Fi;
            Fi:=0.017453*Fi;
    Ue:=Vw*cos(Fi)-sqr(Vw*sin(Fi))/(2*Vk);
            RR:=Vk/(Vk+Ue);
         end;
       1:begin
            Vk:=V3;  Vmk:=Vmk3;
            danewiatru;
    wiatr(kw,ks,Vk,Vw,Hk,TES,Vmk,Ue,RR);
         end;
     end;
          M:=Mst;
            case skos of
         1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
```

```
          2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
             end;
          oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
          ck:=ck*RR; ck3:=ck;
          sx:=QPzb/ck;
          if sx <0 then sx:=0;
case zrzut of
   0:begin
        m:=m-s*ck/2;
         case skos of
       1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
       2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
          end;
          oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
          ck:=ck*RR;
          Q:=ss*ck; Mst:=Mst-Q;
          if Mst<11360 then Mst:=11360;
          Qpzb:=Qpzb-Q;
             if Qpzb<0 then Qpzb:=0;
             Q1:=Q*(0.07+Kn+Ku);
             Qp:=Qp-Q-Q1;
      end;
   1:begin
         if Sx>SS then Sx:=SS;
         if sx<SS then FI:=1 else Fi:=0;
         m:=m-sx*ck/2;
        case skos of
           1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
           2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
      end;
oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
         ck:=ck*RR;
         Q:=sx*Ck;   Mst:=Mst-Q-Fi*Mz;
         Woc:=Woc-Fi*Wocz;
           if Fi=1 then
                     begin
                       Mz:=0;
                       Wocz:=0;
                     end;
           if Mst<11360 then Mst:=11360;
           Qpzb:=Qpzb-Q;
```

```
                Q1:=Q*(Ku+Kn+0.07);
                Fi:=ck; M:=Mst;
                    case skos of
            1:okrt_45(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
            2:okrt_63(m,Vmk,Hk,Hl,Woc,okrt);
                    end;
              oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,HL,ck);
              ck:=ck*RR; Q:=(SS-Sx)*ck;
              Q1:=Q1+(Ku+Kn+0.07)*Q;
              Qp:=Qp-Q-Q1; Mst:=Mst-Q;
             end;
      end;

if ck2>ck3 then Fi:=ck2 else Fi:=ck3;
if Qp>40 then
          begin
 { ZWIĘKSZENIE DROGI O ODCINEK PROPORCJONALNY
                    DO  Qp }
              S:=S+Qp*0.5/Fi;

Qp:=Qp_we; zrzut:=zrzut_we; Qpzb:=Qpzb_we;
Woc:=Woc_we; Mst:=Mst_we;  Ks:=Ks_we;
Mz:=Mz_we; Wocz:=Wocz_we; Wocu:=Wocu_we; Mu:=Mu_we;
goto 380; {POCZĄTEK PĘTLI}
           end
          else
            begin
          {ZOBRAZOWANIE WYNIKÓW}
          Rt:=ODL_RSBW+20+Swzn+S+0.5*Qp/Fi;
          {koniec programu}
            end;
     end;{# KONIEC PROFILU NA mH #}
```

2

```
2:    {proflot=2,  DLA PROFILU LOTU NA ŚREDNIEJ WYSOKOŚCI }
   begin
```

```
{WPROWADZENIE WARTOŚCI KĄTA SKOSU NA ODCINKU DOLOTU
                DO REJONU RSBW
              zmienna - skos1 }
```

```
        Hp:=Hk;
        skos:=skos1;
```

```
    {WPROWADZENIE WYSOKOŚCI LOTU - zmienna Hk;
     z przedziału od 3000m do wysokości pułapu
     praktycznego, ale nie większej niż 10 000m
     -SPRAWDZENIE OGRANICZENIA WYSOKOŚCI REALIZUJE
      PROCEDURA:
          pulap(Mst,Hk,Hl,Woc,Skos,Ppulap);}
```

```
        H1:=Hk;
        TES:=TEL-0.0065*Hk;
```

```
    {REALIZACJA WPROWADZENIA DANYCH NA ODCINKU
          LOTU OD LOTNISKA DO RSBW
    OKREŚLENIE ZMIENNYCH I SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ:
     wydol1:=1 - dla lotu z nakazaną prędkością;
     wydol1:=2 - dla lotu z prędkością ekonomiczną;
     Vk - prędkość podróżna [km/h]
          (sprawdzenie ograniczenia prędkości
           realizuje procedura;
      ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk) }
```

```
            Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
            V1:=Vk; Vmk1:=Vk;  {V do rubiezy}
```

```
{ MANEWR NABORU LUB ZNIŻANIA DO NAKAZANEJ
     WYSOKOŚCI LOTU PO WYKONANIU ZBIÓRKI}
```

```
 if Hp>=Hk then
  begin
   Hp:=Hk; Hk:=Hp;
   znizanie(Hp,Hk,Hl,Tzn,Qzn,Szn);{PROCEDURA}
   Hk:=Hp; Hp:=Hk;
  Mst:=Mst-Qzn; Qp:=Qp-Qzn*(1+Kn+Ku+0.07);
  Qpzb:=Qpzb-Qzn;
   Fi:=1;
  end
else
   begin
         H:=Hp+Hl; Fi:=0;
  case skos of
    1:begin
       wzno45_1(mst,h,xw);
       wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
       wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
       wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
       Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
       H:=Hk+Hl;
       wzno45_1(mst,h,xw);
       wzno45_2(xw,TE,woc,Tw);
       wzno45_3(mst,H,TE,woc,Qw);
       wzno45_4(mst,H,TE,woc,Sw);
            end;
    2:begin
       wzno63_1(mst,h,xw);
       wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
       wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
       wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
       Qwzn:=Qw; Swzn:=SW;
       H:=Hk+Hl;
       wzno63_1(mst,h,xw);
       wzno63_2(xw,TE,woc,Tw);
       wzno63_3(mst,H,TE,woc,Qw);
       wzno63_4(mst,H,TE,woc,Sw);
            end;
     end;
                Qwzn:=Qw-Qwzn;
                Swzn:=Sw-Swzn;
                Mst:=Mst-Qwzn;
```

```
                Qp:=Qp-(1+Kn+Ku+0.07)*Qwzn;
                Qpzb:=Qpzb-Qwzn;
              end;
```

```
                                        {** MODUŁ-3 **}
{REALIZACJA WPROWADZENIA WARTOŚCI KĄTA SKOSU}

        pulap(Mst,Hk,Hl,Woc,Skos,Ppulap);

 {SPRAWDZENIE CZY WYBRANY SKOS JEST DOPUSZCZALNY
        NA DANEJ WYSOKOŚCI Hk
        (wartość zmiennej-ppulap)
              if ppulap=1 then
          begin
    komunikat: "Wybierz inny skos
              - ograniczenie wysokosci"
        (ponowny wybór)
           end;
      end;
```

```
        skos:=skos2;
```

```
  {REALIZACJA WPROWADZENIA DANYCH NA ODCINKU
            OD RSBW DO CELU }
  OKREŚLENIE ZMIENNYCH I SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ:
  wydol2:=1 - dla lotu z nakazaną prędkością;
  wydol2:=2 - dla lotu z prędkością ekonomiczną;
  Vk - prędkość podróżna [km/h]
       (sprawdzenie ograniczenia prędkości
        realizuje procedura;
   ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk) }
```

```
            Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
            V2:=Vk; Vmk2:=Vk;  {V za rubieza}
```

```
  {OKREŚLENIE PALIWA POTRZEBNEGO NA ATAK}
            Qa:=TAtak[sjaki];
```

```
{** MODUŁ-3 **}
```

```
skos:=skos3;
```

```
{REALIZACJA WPROWADZENIA DANYCH NA ODCINKU
            OD CELU DO  RSBW  }
OKREŚLENIE ZMIENNYCH I SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ:
 wydol3=1 - dla lotu z nakazaną prędkością;
 wydol3=2 - dla lotu z prędkością ekonomiczną;
 Vk - prędkość podróżna [km/h]
      (sprawdzenie ograniczenia prędkości
       realizuje procedura;
  ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk) }
```

```
Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
V3:=Vk; Vmk3:=Vk;  {V za rubieza -powrot}
```

```
{** MODUŁ-3 **}
```

```
skos:=skos4;
```

```
{REALIZACJA WPROWADZENIA DANYCH NA ODCINKU
            OD CELU DO  RSBW  }
OKREŚLENIE ZMIENNYCH I SPRAWDZENIE OGRANICZEŃ:
 wydol4=1 - dla lotu z nakazaną prędkością;
 wydol4=2 - dla lotu z prędkością ekonomiczną;
 Vk - prędkość podróżna [km/h]
      (sprawdzenie ograniczenia prędkości
       realizuje procedura;
  ograniczenieV(skos,Vp,Vk,Hk,TES,Flaga,Vgmk) }
```

```
Vmk:=Vk/(72.2*sqrt(TES));
V4:=Vk; Vmk4:=Vk;  {V za rubieza -powrot}
```

```
if Mz>0 then
        begin
```

```
{KOMUNIKAT: "CZY ZRZUCASZ ZBIORNIKI PO WYPRACOWANIU?
   TAK- zrzut:=1;       NIE- zrzut:=0:
```

```
        end;
```

```
    {REALIZACJA EWENTUALNEGO ZRZUTU ZBIORNIKÓW
                PODWIESZANYCH }

        if ((zrzut=1) and (Qpzb<=0)) then
                begin
              Mst:=Mst-Mz; Mz:=0;
            Woc:=Woc-Wocz; Wocz:=0;
                  zrzut:=0;
                  end;
```

```
      if Fi=1 then Fi:=Szn else Fi:=Swzn;
           S:=ODL_RSBW-S;
        if S<=0 then
   begin
```

```
    Komunikat:
"Zbiorka  nie  zostanie  zakończona   przed RSBW"
```

```
{skok w programie na wybor zbiorki} goto wyb_zb
     end
       else
   begin
    S:=S-Fi;
    if S<0 then
            begin
```

```
    Komunikat:
"Nakazana wysokosc nie zostanie
  osiagnieta przed RSBW"
```

```
{skok w programie na wybor zbiorki} goto wyb_zb
            end;
         end;
```

```
Skos:=skos1;
```

{LOT DO RSBW}

```
{** MODUŁ-1 **}
{dla zmiennej wydol1}
```

```
if Qp<=0 then
                begin
```

```
Komunikat:"ATAK NA RSBW NIEMOZLIWY"
{koniec programu}
```

```
                end;

{pokonanie rubiezy}

Hp:=Hk; Hk:=2000;
znizanie(Hp,Hk,Hl,Tzn,Qzn,Szn);
If Qlad=250 then Szn:=Szn+35;
Hk:=Hp;    Qp:=Qp-350-Qlad-Qzn;
S:= 0.1*Qp/CK;
```

380 {*}: {ETYKIETA WEWNĘTRZNA} ←

```
{"zapamiętanie" zmiennych}
Qp_we:=Qp; zrzut_we:=zrzut; Qpzb_we:=Qpzb;
Woc_we:=Woc; Mst_we:=Mst; Ks_we:=Ks; Mz_we:=Mz;
Wocz_we:=Wocz; Wocu_we:=Wocu; Mu_we:=Mu;
```

```
VK:=V2; Vmk:=Vmk2; Skos:=skos2;
```

{LOT od RSBW do CELU}

```
{** MODUŁ-1 **}
{dla zmiennej wydol2}
```

3

```
                {***ATAK ***}
          Mst:=Mst-Mu-Qa-60; Mu:=0;
Qp:=Qp-Qa-60; {60kg -PALIWO NA MANEWR O 180 PO ATAKU}
     Qpzb:=Qpzb-Qa-60; Woc:=Woc-Wocu; Wocu:=0;
```

```
                { Powrot }
          Ks:=Ks+180;
           if Ks>360 then Ks:=Ks-360;
      VK:=V3; Vmk:=Vmk3; Skos:=skos3;
{LOT od CELU do RSBW}
```

```
                {** MODUŁ-1 **}
              {dla zmiennej wydol3}
```

```
                  SS:=ODL_RSBW-Szn;

      {*** ODCINEK OD RSBW DO LOTNISKA ****}
      VK:=V4; Vmk:=Vmk4; Skos:=skos4;
{LOT od RSBW do LOTNISKA}
```

```
                {** MODUŁ-2 **}
              {dla zmiennej wydol4}
```

```
     if ck2>ck3 then Fi:=ck2 else Fi:=ck3;
     if Qp>40 then
                begin

                  S:=S+Qp*0.5/Fi;

     Qp:=Qp_we; zrzut:=zrzut_we; Qpzb:=Qpzb_we;
     Woc:=Woc_we; Mst:=Mst_we;  Ks:=Ks_we;
     Mz:=Mz_we; Wocz:=Wocz_we; Wocu:=Wocu_we; Mu:=Mu_we;
     goto 380 {*}; {SKOK DO}
```

3

```
                end
              else
                begin
                  Rt:=ODL_RSBW+S+Qp*0.5/Fi;
```

{ZOBRAZOWANIE WYNIKU OBLICZEŃ - Rt}

```
                end;
          end;     {profil na sredniej}
end.       {KONIEC PROGRAMU}
```

```
{*********************************************************************
*                          Procedura WZNO_45_1                        *
*********************************************************************}

Procedure wzno45_1(mst,h:real;  var xw:real);

var
x,y1,y2:real;
  begin
     x:=(mst-12000)/500;
          case trunc(h) of
               0..1000:begin
                         y1:=0.0063*(x-0)+2.2;
                         y2:=0.0125*(x-0)+2.85;
                         x:=((y2-y1)/800)*(h-200)+y1;
                       end;
               1001..2000:begin
                         y1:=0.0125*(x-0)+2.85;
                         y2:=0.0277*(x-8)*(x-16)+
                            -0.0578*(x-0)*(x-16)+
                             0.0348*(x-0)*(x-8);
                         x:=((y2-y1)/1000)*(h-1000)+y1;
                       end;
               2001..3000:begin
                         {Podobnie jak wyzej}
                          x:=((y2-y1)/1000)*(h-2000)+y1;
                          end;

               3001..4000:begin
                         {Podobnie jak wyzej}
                          x:=((y2-y1)/1000)*(h-3000)+y1;
                          end;
               4001..5000:begin
                         {Podobnie jak wyzej}
                          x:=((y2-y1)/1000)*(h-4000)+y1;
                          end;
```

```
5001..6000:begin
        {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-5000)+y1;
        end;
6001..7000:begin
        {Podobnie jak wyzej}
          x:=((y2-y1)/1000)*(h-6000)+y1;
        end;
7001..8000:begin
        {Podobnie jak wyzej}
          x:=((y2-y1)/1000)*(h-7000)+y1;
        end;

8001..9000:begin
        {Podobnie jak wyzej}
          x:=((y2-y1)/1000)*(h-8000)+y1;
                                    end;
9001..10000:begin
        {Podobnie jak wyzej}
        x:=((y2-y1)/1000)*(h-9000)+y1;
          end;
 end;
xw:=x;
end;
```

```
{*************************************************************
                        Procedur   WZNO45_2
************************************************************* }



Procedure wzno45_2(xw,TE,woc:real;
                   var Tw:real);

var
x,y,y1,y2:real;
begin
     x:=xw;
     if xw<8 then
           begin
                y:=0.01*WOC;
                Y1:=  3.906*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                    -52.083*(y-0.7)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                    117.187*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                   -101.562*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.7)+
                     30.208*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5);
                x:=Y1*x;
                end
              else
                begin
    case trunc(woc) of
        150..170:begin
                 y1:=  0.2416*(x-14)*(x-16)+
                     - 2.0000*(x-8)*(x-16)+
                       1.9375*(x-8)*(x-14);

{150}            y2:= 0.1733*(x-14)*(x-18)+
                    -0.8333*(x-8)*(x-18)+
                     0.7249*(x-8)*(x-14);
                   x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-170)+y1;
                 end;
```

```
        130..149:begin
                {Podobnie jak wyzej}
              x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-150)+y1;
            end;

        110..129:begin
                {Podobnie jak wyzej}
            end;
      90..109:begin
                {Podobnie jak wyzej}
                x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-109)+y1;
             end;
      70..89:begin
                {Podobnie jak wyzej}
                x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-89)+y1;
            end;
        end;
    end;
if TE>=0 then begin
                if x<=3 then y:=3 else

                        y:=0.0003*(x-6)*(x-11.2)*(x-21)*(x-28.5)+
                          -0.0027*(x-3)*(x-11.2)*(x-21)*(x-28.5)+
                          +0.0039*(x-3)*(x-6)*(x-21)*(x-28.5)+
                          -0.0027*(x-3)*(x-6)*(x-11.2)*(x-28.5)+
                          +0.0009*(x-3)*(x-6)*(x-11.2)*(x-21);
            end
        else
            begin
                  case trunc(x) of
                    0..3:y:=-1;
{str 80}            4..13:
                              y:= 0.0039*(x-6)*(x-11.2)*(x-13.5)+
                              -0.0598*(x-3)*(x-11.2)*(x-13.5)+
                               0.1122*(x-3)*(x-6)*(x-13.5)+
                              -0.0939*(x-3)*(x-6)*(x-11.2);
```

```
        14..29:
                y:= 0.0229*(x-18)*(x-24.5)*(x-28.5)+
                   -0.0391*(x-13.5)*(x-24.5)*(x-28.5)+
                    0.0350*(x-13.5)*(x-18)*(x-28.5)+
                   -0.0143*(x-13.5)*(x-18)*(x-24.5);
        30..100:y:=-9;
        end;
    end;
    y:=y*0.017453;
    Tw:=30*x+6*TE*(sin(y)/cos(y));
end;
```

```
{*********************************************************************
                          Procedura WZNO45_3
*********************************************************************}

Procedure wzno45_3(Mst,h,TE,woc:real;
                   var Qw:real);

var
x,y,y1,y2:real;


begin

  x:=(mst-12000)/500;
  case trunc(h) of
              0..1000: begin
                         y1:=0.0187*(x-0)+1.75;
                         y2:= 0.0211*(x-8)*(x-16)+
                            -0.0469*(x-0)*(x-16)+
                             0.0250*(x-0)*(x-8);
                         x:=((y2-y1)/800)*(h-200)+y1;
                       end;
              1001..2000:begin

                         y1:= 0.0211*(x-8)*(x-16)+
                             -0.0469*(x-0)*(x-16)+
                              0.0250*(x-0)*(x-8);
                        y2:= 0.0281*(x-8)*(x-16)+
                            -0.0641*(x-0)*(x-16)+
                             0.0426*(x-0)*(x-8);
                         x:=((y2-y1)/1000)*(h-1000)+y1;
                          end;
```

```
2001..3000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-2000)+y1;
           end;

3001..4000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-3000)+y1;
           end;
4001..5000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-4000)+y1;
           end;
5001..6000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-5000)+y1;
           end;
6001..7000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-6000)+y1;
           end;
7001..8000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
             x:=((y2-y1)/1000)*(h-7000)+y1;
           end;

8001..9000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
            x:=((y2-y1)/1000)*(h-8000)+y1;
           end;
9001..10000:begin
            {Podobnie jak wyzej}
             x:=((y2-y1)/1000)*(h-9000)+y1;
           end;
    end;
```

```
    if x<8 then
  begin
        y:=0.01*WOC;
        Y1:=  6.010*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
            -76.927*(y-0.7)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
            170.625*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.5)*(y-1.7)+
           -139.453*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.7)+
             40.063*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5);
        x:=Y1*(x+5)-9;
      end
    else
      begin
  case trunc(woc) of
 150..170:begin
          y1:=  0.2962*(x-14)*(x-17)+
              - 1.5833*(x-8)*(x-17)+
                1.4814*(x-8)*(x-14);

          y2:=  0.1972*(x-14)*(x-20)+
              - 0.7083*(x-8)*(x-20)+
                0.5694*(x-8)*(x-14);

                x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-170)+y1;
        end;
  130..149:begin
          {Podobnie jak wyzej}
          x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-150)+y1;
        end;
 110..129:begin
        {Podobnie jak wyzej}
        x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-130)+y1;
      end;
 90..109:begin
        {Podobnie jak wyzej}
        x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-109)+y1;
      end;
```

```
    70..89:begin
             {Podobnie jak wyzej}
             x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-89)+y1;
           end;
      end;
end;

if TE>=0 then begin
            case trunc(x) of
               0..9:
                    y:=0.0313*x*(x-5)*(x-9)+
                      -0.0750*x*(x-1)*(x-9)+
                       0.0451*x*(x-1)*(x-5);
              10..11:
                    y:=-0.6667*(x-9)+13;
              12..14:
                    y:=2.4*(x-12)+11;
              15..16:
                    y:=16;
              17..32:
                    y:=-0.0442*(x-20.5)*(x-25)*(x-32)+
                       0.1630*(x-17.3)*(x-25)*(x-32)+
                      -0.1567*(x-17.3)*(x-20.5)*(x-32)+
                       0.0397*(x-17.3)*(x-20.5)*(x-25);
               32..100:y:=47;
            end;
        end
      else
```

```
            begin
                case trunc(x) of
                  0..7:y:=0;
                  8..9:y:=-2;
                 10..17:y:=-6;
                 18..20:y:=2*(x-17)-6;
                 21..25:y:=-x+20;
                 26..100:y:=-7;
                 end;
            end;
    y:=y*0.017453;
    Qw:=275+25*x+5*TE*sin(y)/cos(y);
end;
```

```
{*********************************************************
                Procedure WZNO45_4
*********************************************************}


Procedure wzno45_4(mst,h,TE,woc:real;
                   var Sw:real);

var
x,y,y1,y2:real;
begin
  x:=(Mst-12000)/500;
  case trunc(h) of
               0..1000:begin
                         y1:= 0.0219*x+0.1;
                         y2:=0.0344*x+0.45;
                         x:=((y2-y1)/800)*(h-200)+y1;
                        end;
               1001..2000:begin
                        y1:=0.0344*(x-0)+0.45;
                        y2:= 0.0094*(x-8)*(x-16)+
                            -0.0241*(x-0)*(x-16)+
                             0.0176*(x-0)*(x- 8);
                       x:=((y2-y1)/1000)*(h-1000)+y1;
                       end;
               2001..3000:begin
                {Podobnie jak wyzej}
                  x:=((y2-y1)/1000)*(h-2000)+y1;
                           end;
               3001..4000:begin
                {Podobnie jak wyzej}
                   x:=((y2-y1)/1000)*(h-3000)+y1;
                          end;
               4001..5000:begin
                {Podobnie jak wyzej}
                     x:=((y2-y1)/1000)*(h-4000)+y1;
                           end;
```

```
            5001..6000:begin
             {Podobnie jak wyzej}
               x:=((y2-y1)/1000)*(h-5000)+y1;
                        end;
            6001..7000:begin
             {Podobnie jak wyzej}
               x:=((y2-y1)/1000)*(h-6000)+y1;
                        end;
            7001..8000:begin
             {Podobnie jak wyzej}
              x:=((y2-y1)/1000)*(h-7000)+y1;
                        end;
            8001..9000:begin
             {Podobnie jak wyzej}
             x:=((y2-y1)/1000)*(h-8000)+y1;
                        end;
            9001..10000:begin
             {Podobnie jak wyzej}
                x:=((y2-y1)/1000)*(h-9000)+y1;
                         end;
            end;
        if x<8 then
            begin
            y:=0.01*WOC;
            Y1:=  5.208*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                -65.104*(y-0.7)*(y-1.3)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                 141.666*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.5)*(y-1.7)+
                -112.499*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.7)+
                  32.021*(y-0.7)*(y-1.1)*(y-1.3)*(y-1.5);
            x:=Y1*x;
            end
          else
            begin
case trunc(woc) of
    150..170:begin
```

```
                    y1:=0.4410*(x-12)*(x-15)+
                       -1.7416*(x-8)*(x-15)+
                        1.7857*(x-8)*(x-12);
                    y2:=0.2129*(x-14)*(x-17)+
                       -1.3111*(x-8)*(x-17)+
                        1.3148*(x-8)*(x-14);
                 x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-170)+y1;
              end;
        130..149:begin
                 {Podobnie jak wyzej}
                 x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-150)+y1;
                  end;
       110..129:begin
                 {Podobnie jak wyzej}
                 end;
       90..109:begin
                 {Podobnie jak wyzej}
          x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-109)+y1;
                end;
       70..89:begin
                 {Podobnie jak wyzej}
              x:= -(y2-y1)*0.05*(woc-89)+y1;
               end;
         end;
    end;
{droga -uwzglednienie temperatury}
    if TE>=0 then begin
                    if x<28 then
                      y:=-0.0021*x*(x-11)*(x-17)*(x-28)+
                           0.0048*x*(x-4.5)*(x-17)*(x-28)+
                           -0.0036*x*(x-4.5)*(x-11)*(x-28)+
                           0.0005*x*(x-4.5)*(x-11)*(x-17)
                     else
                            y:=58;
                  end
                 else
           begin
```

```
        case trunc(x) of
            0..3:y:=-2;
            4..28:y:=-0.0001*(x-8.7)*(x-17)*(x-28)*(x-23.5)+
                    0.0011*(x-3)*(x-17)*(x-28)*(x-23.5)+
                   -0.0023*(x-3)*(x-8.7)*(x-28)*(x-23.5)+
                    0.0012*(x-3)*(x-8.7)*(x-17)*(x-23.5)+
                   -0.0026*(x-3)*(x-8.7)*(x-17)*(x-28);
            29..100:y:=-29;
        end;
    end;
        y:=y*0.017453;
        Sw:=5*x+TE*sin(y)/cos(y);

end;
```

```
{*****************************************************************
                    Procedura OGRANICZENIE V
 *****************************************************************}
Procedure ograniczenieV(skos:integer; Vp,Vk,Hk,Tes:real;
                        var flaga:integer; Vgmk:real);
begin
     x:=0.01*WOC;
     flaga:=0;
 case skos of
   1:begin
     Vgmk:= 5.417*(x-1.5)*(x-1.1)*(x-0.7)
          -10.937*(x-1.7)*(x-1.1)*(x-0.7)
          + 8.749*(x-1.7)*(x-1.5)*(x-0.7)
          - 2.937*(x-1.7)*(x-1.5)*(x-1.1);
     end;
   2:begin
     Vgmk:= 5.000*(x-1.5)*(x-1.1)*(x-0.7)
          -10.937*(x-1.7)*(x-1.1)*(x-0.7)
          + 9.167*(x-1.7)*(x-1.5)*(x-0.7)
          - 3.000*(x-1.7)*(x-1.5)*(x-1.1);
     end;
 end;
  if ((Vk/(72.2*sqrt(TES))>Vgmk) or (Vp/(72.2*sqrt(TES))>Vgmk)) then
   begin
     x:=Vgmk*72.2*sqrt(TES);
      {*** Sygnalizacja przekroczenia V ***}
      {*** Zmniejsz V                   ***}
     flaga:=1;
    end;
  if ((Vk/(72.2*sqrt(TES))<0.4) or (Vp/(72.2*sqrt(TES))<0.4)) then
   begin
     x:=0.4*72.2*sqrt(TES);
      {*** Sygnalizacja przekroczenia V ***}
      {*** Zwieksz V                    ***}
     flaga:=1;
   end;
end;
end.
```

```
*********************************************************************

                        Procedura OKRT_45

*********************************************************************


Procedure okrt_45(m,vmk,Hk,Hl,woc:real;  var okrt:real);
var
x,y1,y2,y,v:real;
 begin

x:=(M-10000)*0.001;
   Hk:=Hk+Hl;
   case trunc(Hk) of
    0..1000:begin
              y1:=0.2*x;
              y2:=0.2230*x+0.27;
              x:=(y2-y1)*0.001*Hk+y1;
            end;

   1001..2000:begin
               {Podobnie jak wyżej}
              end;
   2001..3000:begin
               {Podobnie jak wyżej}
              end;
   3001..4000:begin
               {Podobnie jak wyżej}
              end;
   4001..5000:begin
               {Podobnie jak wyżej}
              end;

   5001..6000:begin
               {Podobnie jak wyżej}
              end;
```

```
   6001..7000:begin
              {Podobnie jak wyżej}
            end;

   7001..8000:begin
              {Podobnie jak wyżej}
             end;

   8001..9000:begin
              {Podobnie jak wyżej}
             end;

   9001..10000:begin
              {Podobnie jak wyżej}
              end;
end;

case trunc(Vmk*100) of
      30..45:Begin
               y1:= 7.0833*(x-1)*(x-2.4)+
                   -8.5714*(x-0)*(x-2.4)+
                    0.0001*(x-0)*(x-1);
               y2:=-0.8887*(x-2)*(x-3)*(x-3.4)+
                    3.9286*(x-0)*(x-3)*(x-3.4)+
                   -3.3333*(x-0)*(x-2)*(x-3.4)+
                    0.0001*(x-0)*(x-2)*(x-3);
                x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.4)+y1;
            end;
      46..50:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
            end;
   51..55:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
         end;
```

```
    56..60:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
     61..65:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
     66..70:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
     71..75:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
      76..80:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
      81..85:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
      86..90:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
      91..95:Begin
              {Podobnie jak wyżej}
           end;
end;

   okrt:=20+2.5*(22-x);
  if Vmk<0.5 then x:=0 else
   x:=40*(Vmk-0.5);
case trunc(woc) of
       70..80:begin
                if x<11 then y1:=1.7 else
               {Podobnie jak niżej}
                if x<13 then y2:=2.95 else
               {Podobnie jak niżej}
              end;
```

```
81..90:begin
         if x<13 then y1:=2.95 else
             y1:= 0.295*(x-15)*(x-18)+
                 -0.558*(x-13)*(x-18)+
                  0.36*(x-13)*(x-15);
         if x<12 then y2:=4 else
             y2:= 0.222222*(x-15)*(x-18)+
                 -0.5*(x-12)*(x-18)+
                  0.385*(x-12)*(x-15);
             x:=(y2-y1)*0.1*(woc-80)+y1;
       end;
91..100:begin
          if x<12 then y1:=4 else
               {Podobnie jak wyżej}
          if x<12 then y2:=5.15 else
               {Podobnie jak wyżej}
        end;
101..110:begin
            if x<12 then y1:=5.15 else
               {Podobnie jak wyżej}
            if x<9 then y2:=6.25 else
               {Podobnie jak wyżej}
         end;
111..120:begin
            if x<9 then y1:=6.25 else
               {Podobnie jak wyżej}
            if x<9 then y2:=7.50 else
               {Podobnie jak wyżej}
       end;
121..130:begin
               {Podobnie jak wyżej}
        end;
131..140:begin
                {Podobnie jak wyżej}
         end;
141..150:begin
               {Podobnie jak wyżej}
```

```
                end;
        151..160:begin
                        {Podobnie jak wyżej}
                end;
        161..170:begin
                        {Podobnie jak wyżej}
                end;
end;

okrt:=okrt+2.5*x;

   end;
```

****

Procedura OBLICZ_Ck

```
*************************************************************

Procedure oblicz_ck(okrt,Vmk,Hk,Hl:real;  var ck:real);
var
y1,y2,x,y:real;
begin
   x:=(okrt-20)*0.04;
    case trunc(Vmk*100) of
      30..45: begin
              y1:=3.8722*(x-0.28)*(x-2.0)*(x-3.2)+
                 -6.7829*(x-0.28)*(x-1.2)*(x-3.2)+
                  3.1107*(x-0.28)*(x-1.2)*(x-2.0);
              y2:=3.2584*(x-0.17)*(x-2.0)*(x-3.2)+
                 -6.3069*(x-0.17)*(x-1)*(x-3.2)+
                  3.2628*(x-0.17)*(x-1)*(x-2.0);

              x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.4)+y1;
              end;

     46..50: begin
             {Podobnie jak wyżej }
              x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.45)+y1;
              end;
     51..55: begin
             {Podobnie jak wyżej }
              x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.5)+y1;
              end;

     56..60: begin
             {Podobnie jak wyżej }
              x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.55)+y1;
              end;

     61..65: begin
             {Podobnie jak wyżej }
              x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.6)+y1;
```

```
          end;
  66..70: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.65)+y1;
           end;
  71..75: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.7)+y1;
           end;
  76..80: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.75)+y1;
           end;
  81..85: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.8)+y1;
           end;
  86..90: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.85)+y1;
           end;
  91..95: begin
          {Podobnie jak wyżej }
           x:=(y2-y1)*20*(Vmk-0.9)+y1;
           end;
end;

     Hk:=Hk+Hl;
case trunc(hk) of
   0..200:begin
          y1:=0.25*x+3;
          y2:=0.2435*x+2.9;
          x:=((y2-y1)/200)*Hk+y1;
           end;
 201..1000:begin
          {Podobnie jak wyżej }
           end;
 1001..2000:begin
          {Podobnie jak wyżej }
           end;
```

```
     2001..3000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    3001..4000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    4001..5000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    5001..6000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    6001..7000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    7001..8000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    8001..9000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    9001..10000:begin
              {Podobnie jak wyżej }
               end;
    end;

ck:=x;
end;
```

```
*****************************************************************

                    Procedura MAXZASIEG

*****************************************************************

Procedure maxzasieg(Mst,Hk,Hl,Woc:real; skos:integer; var Vmk:real);

var
y,x,y1,y2:real;


begin
    x:=(Mst-12000)/1000;
     Hk:=Hk+Hl;
     case trunc(Hk) of
         0..1000:begin
  y1:=0.5*x+1;
                    y2:=0.575*x+1.7;
                    x:=(y2-y1)*0.001*(hk-0)+y1;
                end;
      1001..2000:begin
                    y1:=0.575*x+1.7;
                    y2:=0.644*x+2.65;
                x:=(y2-y1)*0.001*(hk-1000)+y1;
                end;
      2001..3000:begin
                    y1:=0.644*x+2.65;
                    y2:=0.717*x+3.70;
                x:=(y2-y1)*0.001*(hk-2000)+y1;
                end;
     3001..4000:begin
                    y1:=0.717*x+3.70;
                    y2:=0.814*x+4.93;
                x:=(y2-y1)*0.001*(hk-3000)+y1;
                end;
```

```
4001..5000:begin
                    y1:=0.814*x+4.93;
                    y2:=0.92*x+6.30;
          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-4000)+y1;
           end;

 5001..6000:begin
              y1:=0.92*x+6.30;
              y2:=1.063*x+7.95;
          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-5000)+y1;
           end;
 6001..7000:begin
              y1:=1.063*x+7.95;
              y2:=1.24*x+9.8;
          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-6000)+y1;
           end;

 7001..8000:begin
              y1:=1.24*x+9.8;
              y2:=1.42*x+12.05;
          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-7000)+y1;
           end;
 8001..9000:begin
              y1:=1.421*x+12.05;
              y2:=1.7*x+14.50;

          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-8000)+y1;
           end;
 9001..10000:begin
              y1:=1.7*x+14.50;
              y2:=2.667*x+17.9;
          x:=(y2-y1)*0.001*(hk-9000)+y1;

           end;
end;
```

```
case skos of
  2:begin
              case trunc(woc) of
                70..90:begin
                        y1:=-0.0830*(x-5)*(x-10)*(x-17)+
                             0.2458*(x-1)*(x-10)*(x-17)+
                            -0.2190*(x-1)*(x-5)*(x-17)+
                             0.0595*(x-1)*(x-5)*(x-10);


                         y2:=-0.0799*(x-5)*(x-10)*(x-17)+
                              0.2367*(x-1)*(x-10)*(x-17)+
                             -0.2127*(x-1)*(x-5)*(x-17)+
                              0.0573*(x-1)*(x-5)*(x-10);
                         x:=(y2-y1)*0.05*(woc-70)+y1;
                     end;

          91..110:begin
              {Podobnie jak wyżej }
                 end;
        111..130:begin
              {Podobnie jak wyżej }
                 end;
        131..150:begin
              {Podobnie jak wyżej }
                 end;
        151..170:begin
              {Podobnie jak wyżej }
                 end;
      end;
 end;
  1:begin
       case trunc(woc) of
          70..90:begin
                   y1:=-0.0753*(x-5)*(x-10)*(x-17)+
                        0.2292*(x-1)*(x-10)*(x-17)+
                       -0.2005*(x-1)*(x-5)*(x-17)+
                        0.0565*(x-1)*(x-5)*(x-10);
```

```
                y2:=-0.0712*(x-5)*(x-10)*(x-17)+
                     0.2208*(x-1)*(x-10)*(x-17)+
                    -0.2000*(x-1)*(x-5)*(x-17)+
                     0.0547*(x-1)*(x-5)*(x-10);
                x:=(y2-y1)*0.05*(woc-70)+y1;
              end;
        91..110:begin
            {Podobnie jak wyżej }
              end;


      111..130:begin
            {Podobnie jak wyżej }
              end;
      131..150:begin
            {Podobnie jak wyżej }
              end;
      151..170:begin
            {Podobnie jak wyżej }
              end;
    end;
  end;
end;
   Vmk:=0.01*x;
end;
```

```
*************************************************************

                    Procedura   PULAP

*************************************************************

Procedure pulap(Mst,Hk,Hl,Woc:real; skos:integer; var ppulap:integer);
var
y,x,y1,y2:real;

begin

    x:=(Mst-12000)/1000;
     Hk:=Hk+Hl;
     case trunc(Hk) of
         0..1000:begin
                     y1:=0.5*x+1;
                     y2:=0.575*x+1.7;
                     x:=(y2-y1)*0.001*(hk)+y1;
                 end;
      1001..2000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;
      2001..3000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;
     3001..4000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;
     4001..5000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;

      5001..6000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;
      6001..7000:begin
                {Podobnie jak wyżej }
                 end;
```

```
      7001..8000:begin
             {Podobnie jak wyżej }
                end;
      8001..9000:begin
             {Podobnie jak wyżej }
                end;
      9001..10000:begin
             {Podobnie jak wyżej }
                end;
     end;

  y2:=x;
 if y2>14.0 then
                begin
                  x:=0.1*woc;
                    case skos of
                      1:
                        y1:= 0.0510*(x-9)*(x-11)*(x-13)*(x-17)+
                            -0.1695*(x-7)*(x-11)*(x-13)*(x-17)+
                             0.1994*(x-7)*(x-9)*(x-13)*(x-17)+
                            -0.08906*(x-7)*(x-9)*(x-11)*(x-17)+
                             0.00755*(x-7)*(x-9)*(x-11)*(x-13);
                      2:
                        y1:= 0.0479*(x-9)*(x-11)*(x-13)*(x-17)+
                            -0.1406*(x-7)*(x-11)*(x-13)*(x-17)+
                             0.1646*(x-7)*(x-9)*(x-13)*(x-17)+
                            -0.0718*(x-7)*(x-9)*(x-11)*(x-17)+
                             0.00521*(x-7)*(x-9)*(x-11)*(x-13);
                     end;
               end
                 else y1:=20;
             if y2>y1 then ppulap:=1
                      else ppulap:=0;
end;
```

```
*********************************************************************

                        Procedura ZNIŻANIE

*********************************************************************


Procedure znizanie(hp,hk,Hl:real; var Tzn,Qzn,Szn:real);

var
h:real;
T,S,Q:real;
begin
 h:=(hp+Hl)/10000;
 T:=-28.12*(h-0.1)*(h-0.68)*(h-1.2)*(h-1.6)+
        66.39*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-1.2)*(h-1.6)+
       -58.27*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-0.68)*(h-1.6)+
        19.51*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-0.68)*(h-1.2);
h:=h*10;
   Q:=-0.05*(h-1)*(h-17)+
         +0.0375*(h-1)*(h-7);
    S:=-0.0741*(h-1)*(h-16)+
         +0.0667*(h-1)*(h-8);
 h:=(hk+Hl)/10000;
 Tzn:=-28.12*(h-0.1)*(h-0.68)*(h-1.2)*(h-1.6)+
        66.39*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-1.2)*(h-1.6)+
       -58.27*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-0.68)*(h-1.6)+
        19.51*(h-0.1)*(h-0.3)*(h-0.68)*(h-1.2);
h:=h*10;
   Qzn:=-0.05*(h-1)*(h-17)+
         +0.0375*(h-1)*(h-7);
    Szn:=-0.0741*(h-1)*(h-16)+
         +0.0667*(h-1)*(h-8);
        Tzn:=(T-Tzn)*60;
        Szn:=(S-Szn)*20;
        Qzn:=(Q-Qzn)*20;
end;
```

4. OPIS UŻYTKOWANIA MODUŁU PROGRAMOWEGO "PROMIEŃ" I PRZYKŁAD OBLICZEŃ

4.1. Podstawowe wiadomości o programie

Przeznaczeniem programu "PROMIEŃ" jest określanie promienia taktycznego samolotów Su-22M4 z możliwością modelowania profilu lotu i wybranych warunków jego realizacji podczas wykonywania typowych zadań bojowych dla jednostek LMB. Modelowanie lotu na wykonanie zadania bojowego możliwe jest w ramach przyjętych profili lotu - na małej i średniej wysokości (Załącznik 1, EKRANY-5 i 12).

> Algorytm programu oparto na treściach pozycji: "SAMOLOT Su-22M4 Z SILNIKIEM AŁ-21F3, Instrukcja obliczania zasięgu i długotrwałości lotu". WLOP 83/92, Poznań 1992 [1].

Warunkami technicznymi użytkowania programu są:
- posiadanie mikrokomputera klasy IBM z kartą sVGA lub VGA;
-zainstalowanie bezpośrednio na "pniu dysku twardego -C" plików: t_tab_2.dat, t_ttuz_3.dat, t_ttuz_4.dat, t_ttuz_5.dat, tt_tuz_2.dat, ut_tuz_2.dat, ut_bel_3.dat, ut_bel_4.dat, ut_bel_5.dat, ut_tab_2.dat.

W wypadku wykonywania kalkulacji dla lotu w ugrupowaniu o określonym składzie rezultaty kalkulacji odnoszą się do samolotu, którego warunki lotu wymagają największego zużycia paliwa spośród statków powietrznych wykonujących lot. Oznacza to, że w razie zadeklarowania zbiórki-"zakrętem o 180°" parametry lotu w tym etapie określane będą dla samolotu prowadzącego, a w razie wyboru zbiórki sposobem "dopędzanie" rezultaty kalkulacji dotyczyć będą ostatniego z grupy statku powietrznego.

Program "PROMIEŃ" jest niejako odwzorowaniem informatycznym (w niezbędnym zakresie) obowiązującej metodyki prowadzenia obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych i bazy danych o samolocie Su-22M4, zawartych w instrukcji. Ma to zasadnicze znaczenie dla weryfikacji poprawności działania przyjętych procedur cząstkowych, gdyż ogranicza zakres tej weryfikacji do

porównywania wyników uzyskiwanych przy użyciu procedur z wynikami uzyskiwanymi metodami tradycyjnymi i sprawdzeniu czy mieszczą się one w granicach dopuszczalnych błędów (określonych w tejże instrukcji). Kłopotliwe sprawdzanie poprawności działania programu za pomocą eksperymentów z wykonywaniem lotów praktycznych nie jest w tym wypadku konieczne, co jest niewątpliwą zaletą. Zawarte w wymienionej pozycji dane dotyczące charakterystyk lotno-taktycznych przedstawione tamże w formie rodzin charakterystyk (od s.80 do s 120) [1] zamieniono na postacie algebraiczne wygodne w procesie programowania, interpolując je wielomianami wyższych rzędów przy pomocy specjalnie w tym celu opracowanego programu "FUNKCJA".

W programie "PROMIEŃ" wykorzystano praktycznie identyczne procedury co w "bliźniacym" programie "PLAN" [3], który ze względu na swą istotę - sporządzania inżnieryjno-nawigacyjnego obliczenia lotu - zapewnił łatwą weryfikację procedur cząstkowych.

Przyjęto ponadto ograniczenie, że modelowanie lotu samolotu Su-22M4 (w ramach przyjętych profili lotu - na małe i średniej wysokości) będzie się odbywać w reżymach pracy silnika bez włączonego "dopalania" w przedziale wysokości od 50m do 10000m zakładając, że przedział ten wyczerpuje zasadnicze możliwości bojowego zastosowania samolotu podczas zwalczania celów naziemnych i nawodnych (wyniki kalkulacji inżynieryjno-nawigacyjnych wykonanych dla wysokości lotu mniejszych niż 50m nie różnią się znacząco od analogicznych wyników dla wysokości 50m).

Modelowanie elementów lotu rozpoczyna się od wyboru możliwego wariantu ładunku bojowego oraz zadeklarowania danych wejściowych takich jak:

- gęstość paliwa (wybór przy pomocy bloku świetlnego);
- czas pracy silników na ziemi (wybór przy pomocy bloku świetlnego);
- sposób lądowania (wybór przy pomocy bloku świetlnego);
- średniej temperatury w rejonie lotów;
- średniej wysokości względnej rejonu lotów;
- parametrów wiatru w interesujących przedziałach wysokości;
- rodzaj zbiórki i skład grupy (oraz pozostałych parametrów niezbędnych do kalkulownia elementów zbiórki).

"BLOK ŚWIETLNY" przesuwa się przy użyciu klawiatury - "strzałek", a zatwierdzenie zadeklarowanej wartości następuje po naciśnięciu klawisza "ENTER". Naciśnięcie klawisza "ENTER" wprowadza do programu wybrane przy pomocy klawiatury alfa-numerycznej wartości liczbowe, które można zmieniać przy użyciu klawisdzy "DEL" lub "BACKSPACE" do tego momentu.

Parametry wiatru wprowadza się według schematu:

"ENTER", wartość liczbowa parametru ..."ENTER" , przesunięcie strzałką "lewo" "prawo","góra","dół" położenia "*" przyciśnięcie "ENTER", wartość liczbowa parametru ... itd. Zakończenie wprowadzania parametrów wiatru następuje po naciśnięciu klawisza funkcyjnego Esc. Wówczas w niewypełnionych pozycjach tabeli przyjmowana jest wartość zero. Podwójne naciśnięcie przycisku "ENTER" zamiast przesunięcia strzałką "*" powoduje skasowanie wprowadzonej uprzednio wartości liczbowej i umożliwia ponowne wprowadzenie kolejnej wartości liczbowej.

Przykładowe formy organizacji zobrazowania informacji na monitorze ekranowym komputera przedstawiono w **załączniku 1**

Podczas wprowadzania danych na monitorze ekranowym pojawiają się stosowne informacje dotyczące kolejnych czynności użytkownika. Wprowadzane dane wejściowe są analizowane w kontekście ograniczeń eksploatacyjnych. Ewentualne nieprawidłowości sygnalizują odpowiednie komunikaty. Zasada ta zachowana jest podczas wprowadzania jakichkolwiek danych we wszystkich etapach użytkowania programu, z wyjątkiem wprowadzenia danych dotyczących wysokości względnej lotniska i średniej temperatury w rejonie lotów, która winna zawierać się w przedziale ±35 C).

Kolejną czynnością jest wybór profilu lotu i zadeklarowanie odległości do RSBW. Ilustruje to załącznik 1,(EKRANY-5,12 i 6,13).

Opcja profil na **MAŁEJ wysokości** *przewiduje:*

1. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie dolotu do rejonu RSBW (w przedziale wysokości od 50m do 3000m, w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRAN-7.

2. pokonanie odcinka 15km przed RSBW i 20km za RSBW na wysokości 50m z prędkością maksymalną (w danym wariancie

uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania") ale nie większą niż 900km/h.

3. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie dolotu do celu (w przedziale wysokości od 50m do 3000m, w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-8,9.

4. wybór sposobu ataku (zał.1. EKRAN 8).

5. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie powrotu (do RSBW)-w przedziale wysokości od 50m do 3000m, w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania". Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-8,9.

6. pokonanie RSBW na odcinku 35km na wysokości 50m z prędkością maksymalną (w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania") ale nie większą niż 900km/h.

7. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie powrotu na lotnisko (w przedziale wysokości od 50m do 3000m, w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-8,9.

8. deklarację ewentualnego zrzucenia dwóch zbiorników podwieszanych po wypracowaniu paliwa. Ilustruje to załącznik 1, EKRAN-9.

Opcja profil na **ŚREDNIEJ wysokości** *przewiduje:*

1 deklarowanie wysokości lotu dla całej trasy z zakresu: od 3000m do pułapu praktycznego w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRAN-14.

2. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie dolotu do rejonu RSBW (w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-14 i 15.

3. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie dolotu do celu (w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie

uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, (EKRANY-14 i 15).

4. wybór sposobu ataku (zał.1. EKRAN 14).

5. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie powrotu (do RSBW)-w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania". Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-14,15.

6. modelowanie warunków dalszego lotu na trasie powrotu na lotnisko (w całym przedziale prędkości osiąganych w danym wariancie uzbrojenia i kąta skosu skrzydła przy pracy zespołu napędowego w reżymach bez "dopalania"). Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-14,15.

8. deklarację ewentualnego zrzucenia dwóch zbiorników podwieszanych po wypracowaniu paliwa. Ilustruje to załącznik 1, EKRAN-14.

W wyniku modelowania wybranego wariantu lotu przy wykorzystaniu programu zobrazowane zostają na ekranie parametry wejściowe-dotyczące wariantu uzbrojenia, wyniki kalkulacji i obraz graficzny profilu lotu. Treści zobrazowane na ekranie można w dowlonym momencie wydrukować. Wszystkie wyniki kalkulacji zobrazowywane są na monitorze z dokładnością co do ostatniej cyfry znaczącej. Ilustruje to załącznik 1, EKRANY-10 i 15.

4.2. Przykład obliczeń

Przykład obliczeń promienia taktycznego z wykorzystaniem procedury programowej "PROMIEŃ" przedstawiono w załączniku 1 stanowiącym treści wybranych informacji zobrazowywanych na monitorze ekranowym komputera, dotyczących wprowadzanych wielkości wejściowych, komunikatów i wyników kalkulacji.

BIBLIOGRAFIA

1. "SAMOLOT Su-22M4 Z SILNIKIEM AŁ-21F3, Instrukcja obliczania zasięgu i długotrwałości lotu". WLOP 83/92, Poznań 1992 [1].

2. "METODYKA OBLICZEŃ INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNYCH LOTU ORAZ ZESTAW WYKRESÓW DLA SAMOLOTÓW BOJOWYCH. Lot.1928/79 Poznań 1980.

3. P.MAKOWSKI A.GRZELKA "Opracowanie metod, algorytmów i procedur programowych obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych lotu dla samolotu Su-22M4 związanych z wykonaniem zadania bojowego. WAT 1994.

4. P.MAKOWSKI "Rozwiązywanie współczesnych problemów nawigatorskiego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa za pomocą programowania komputerowego. AON 1993.

BIBLIOTEKA GŁÓWNA
Nr ewid.....
Działu Zbiorów Jawnych - Akademii ON

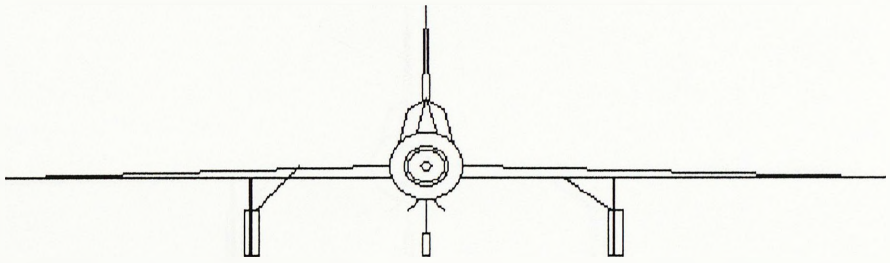
Złacznik 1

WYBRANE WYDRUKI TREŚCI ZOBRAZOWWANYCH NA EKRANIE MONITORA
PODCZAS UŻYTKOWANIA PROGRAMU "PROMIEŃ"

EKRAN 1

PROGRAM OBLICZANIA PROMIENIA TAKTYCZNEGO

dla SU-22M4



Belki podskrzydlowe			Belki podkadlubowe								Belki podskrzydlowe		
4	10	6	8	2A	2	2s	1s	1	1A	7	5	9	3

Autorzy programu:

mjr nawig.dr inz. Piotr MAKOWSKI

mjr dr inz. Andrzej GRZELKA

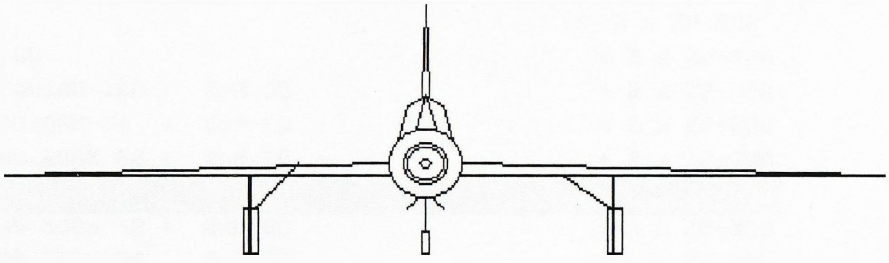
Nacisnij ENTER

V.5.2 X.94

EKRAN 2

PROGRAM OBLICZANIA PROMIENIA TAKTYCZNEGO

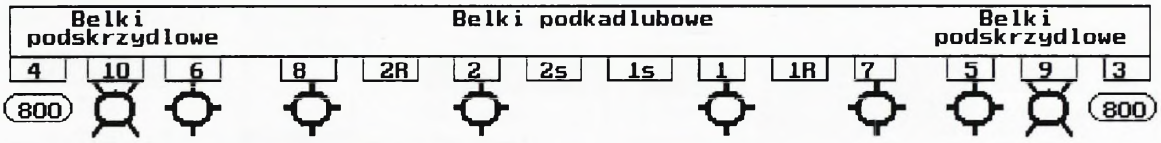
dla SU-22M4



Wybierz wariant uzbrojenia

Bez zbiornikow dodatkowych
Z dwoma podskrzydlowymi zbiornikami paliwa 800 l
Z dwoma podkadlubowymi zbiornikami paliwa 800 l
Z dwoma podskrzydlowymi zbiornikami polowa 1150 l
Z czterema zbiornikami paliwa 800 l

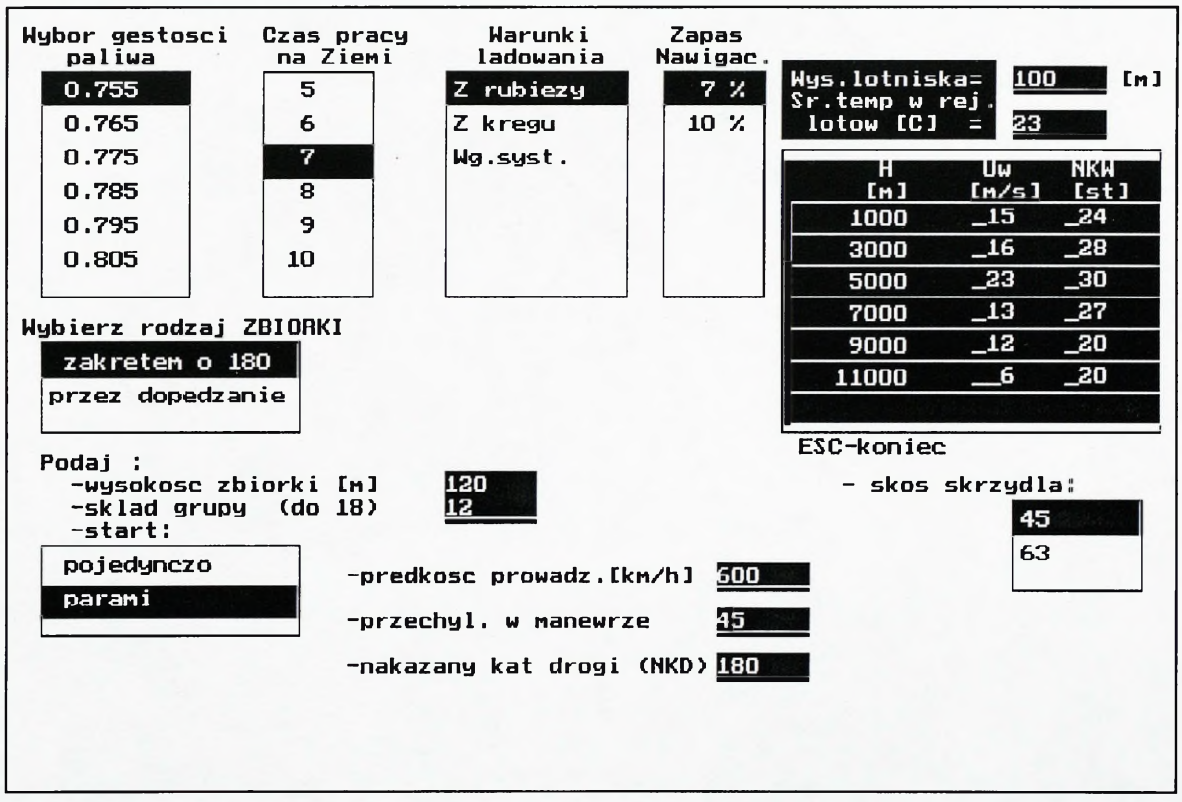
EKRAN 3

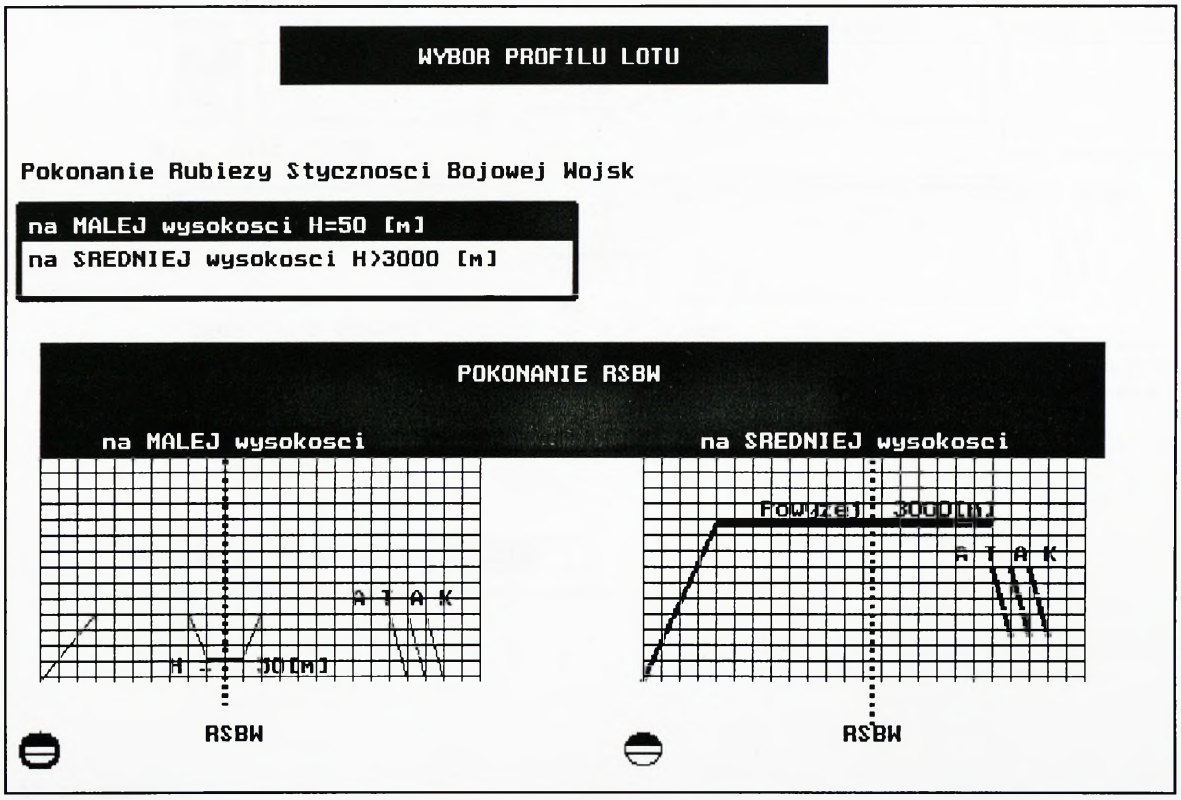


		2 x ZP-800
2 x R-60		+ 2 x ZP-800
6 x OFAB100-120 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
6 x FAB100M-54 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
6 x FAB 250M 62 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
6 x FAB 250M-54 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
2 x FAB 500M 62 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
2 x FAB 500M-54 +	2xR-60	+ 2 x ZP-800
2 x ZB-500 +	2xR-60	+ 2 x
4 x RBK 500 +	2xR-60	+ 2 x
4 x RBK 250 +	2xR-60	+ 2 x
2 x KMGU-2 +	2xR-60	+ 2 x
2 x KMGU-2 +	2xR-60	+ 2 x
4 x UB-32 +	2xR-60	+ 2 x
2 x B8-M1 +	2xR-60	+ 2 x
4 x S-24 +	2xR-60	+ 2 x
2 x SPPU-2 +	2xR-60	+ 2 x
KKR-1TE/2 +	2xR-60	+ 2 x

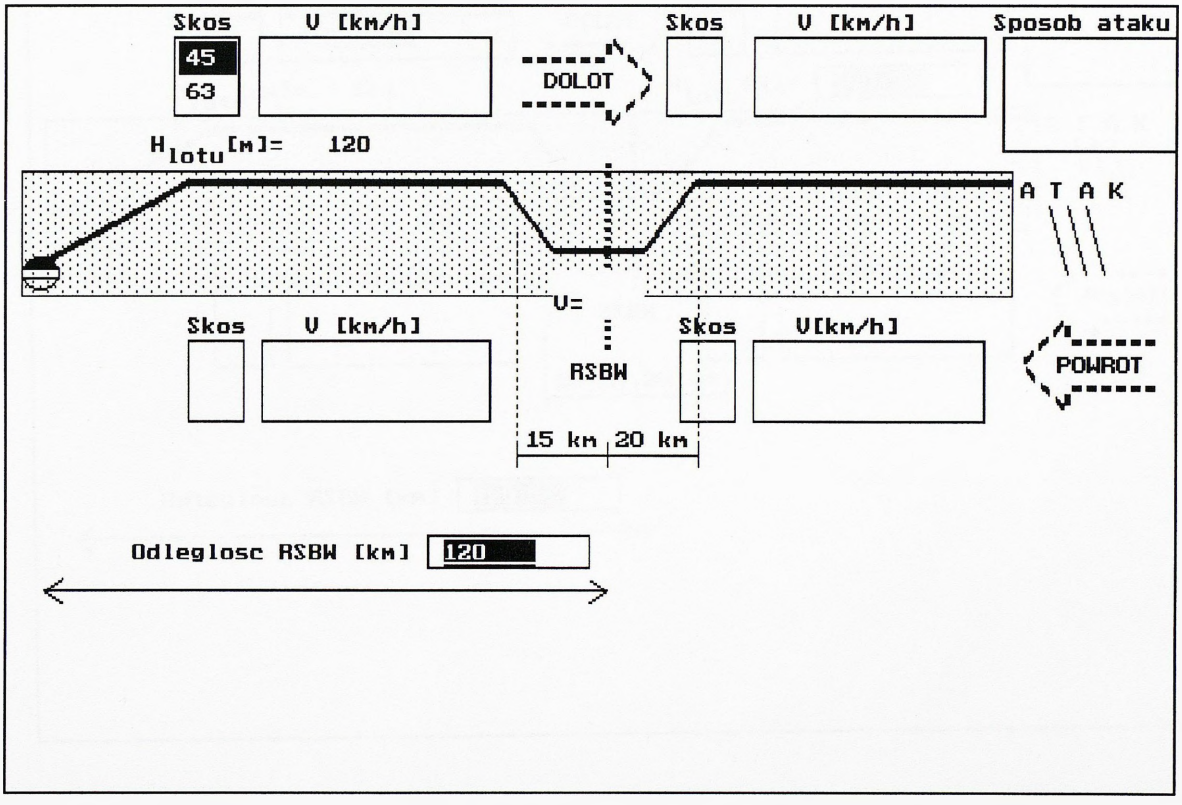
Czy akceptujesz wybor wariantu uzbrojenia ?

TAK
NIE

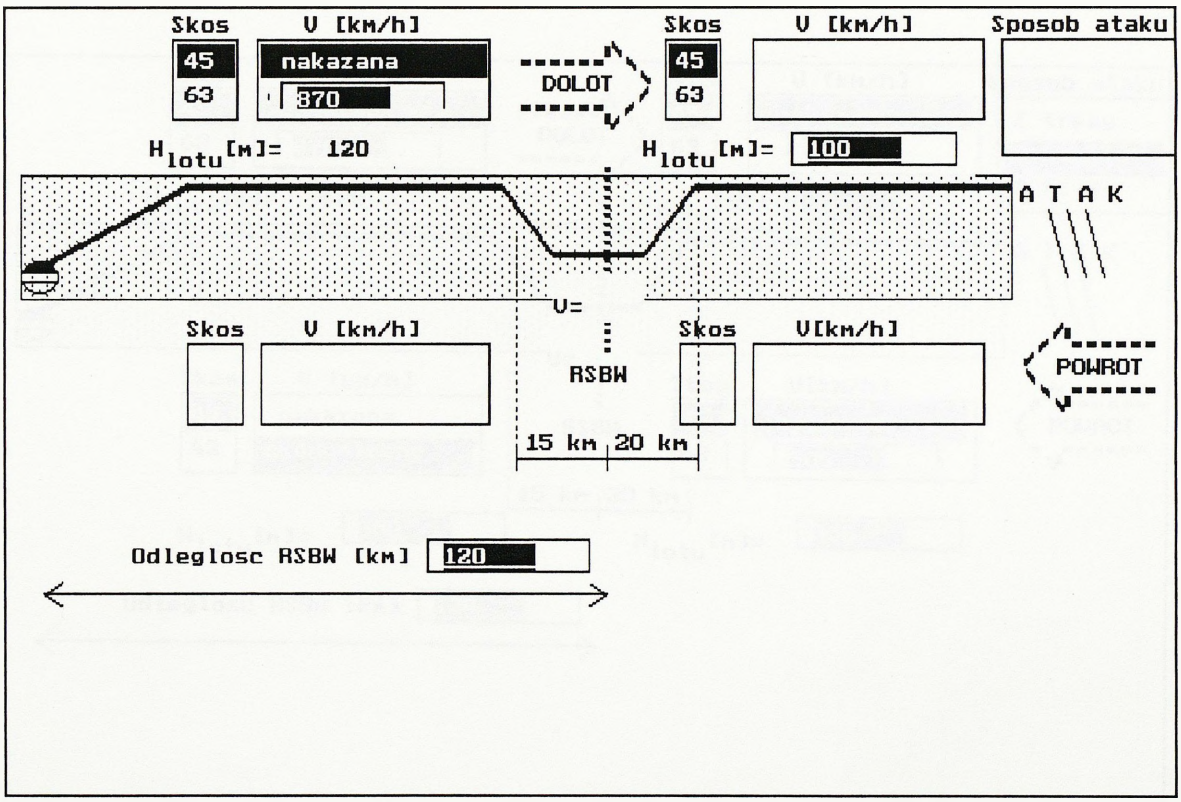

Wybor gestosci paliwa
0.755
0.765
0.775
0.785
0.795
0.805
Czas pracy na Ziemi
5
6
7
8
9
10
Warunki ladowania
Z rubiezy
Z kregu
Wg.syst.
Zapas Nawigac.
7 %
10 %
Wys.lotniska= 100 [m]
Sr.temp w rej. lotow [C] = 23
H [m] Uw [m/s] NKW [st]
1000 _15 _24
3000 _16 _28
5000 _23 _30
7000 _13 _27
9000 _12 _20
11000 __6 _20
Wybierz rodzaj ZBIORKI
zakretem o 180
przez dopedzanie
ESC-koniec
Podaj :
-wysokosc zbiorki [m] 120
-sklad grupy (do 18) 12
-start:
pojedynczo
parami
- skos skrzydla:
45
63
-predkosc prowadz.[km/h] 600
-przechyl. w manewrze 45
-nakazany kat drogi (NKD) 180

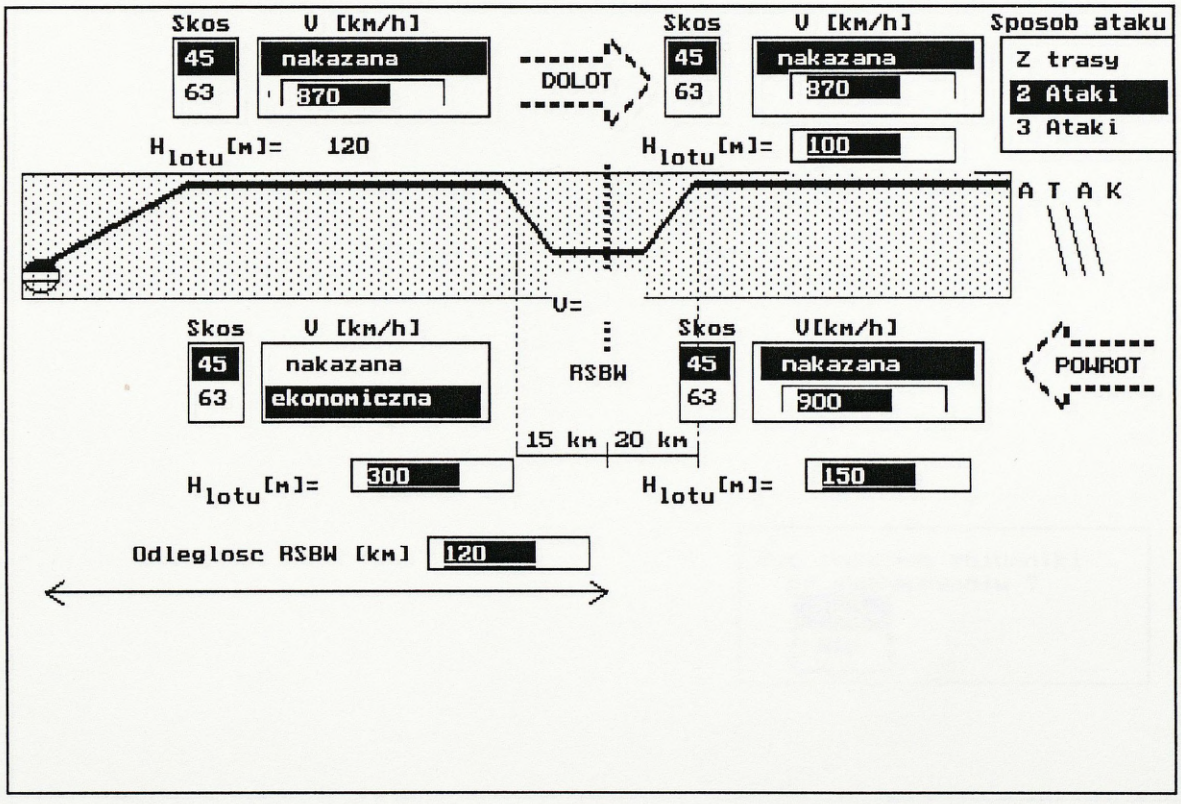

WYBOR PROFILU LOTU
Pokonanie Rubiezy Stycznosci Bojowej Wojsk
na MALEJ wysokosci H=50 [m]
na SREDNIEJ wysokosci H>3000 [m]
POKONANIE RSBW
na MALEJ wysokosci
na SREDNIEJ wysokosci
ATAK
H = 50[m]
RSBW
Powyzej 3000[m]
ATAK
RSBW

EKRAN 6

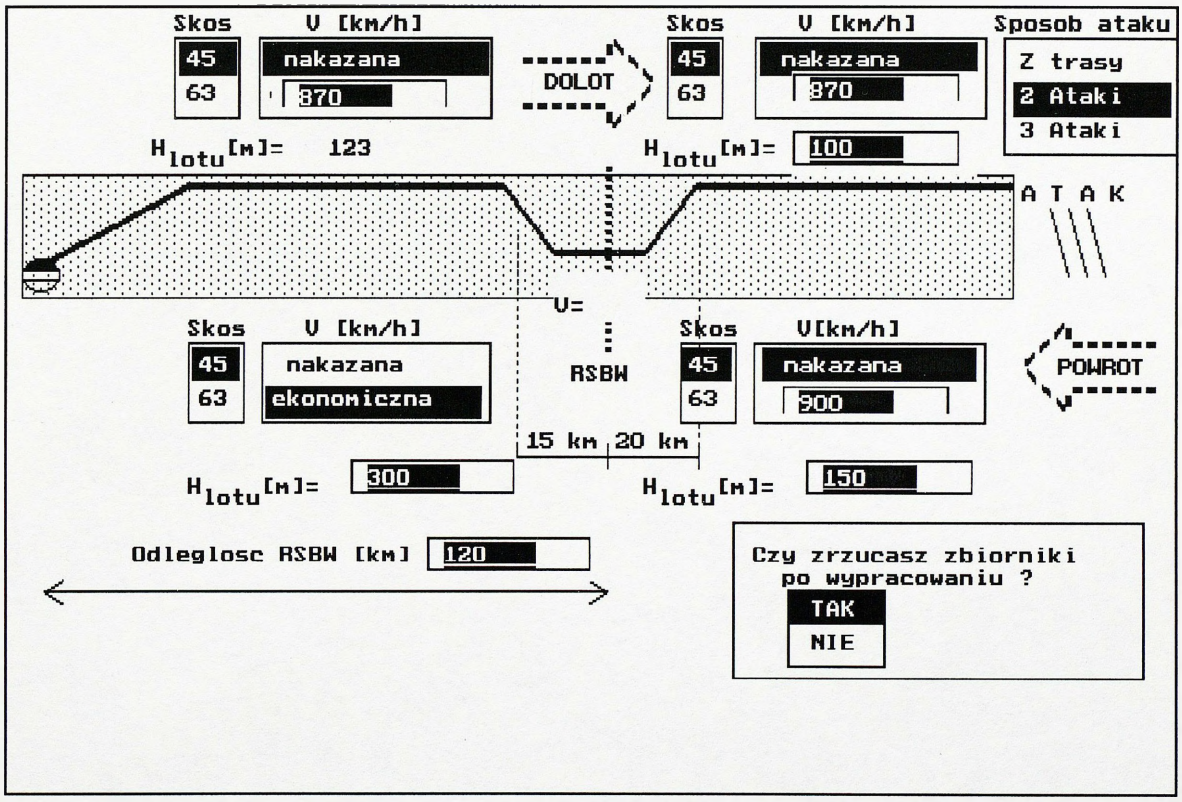

Skos
V [km/h]
45
63
DOLOT
Skos
V [km/h]
Sposob ataku
H lotu [m]= 120
A T A K
V=
Skos
V [km/h]
RSBW
Skos
V[km/h]
POWROT
15 km
20 km
Odleglosc RSBW [km]
120

EKRAN 7

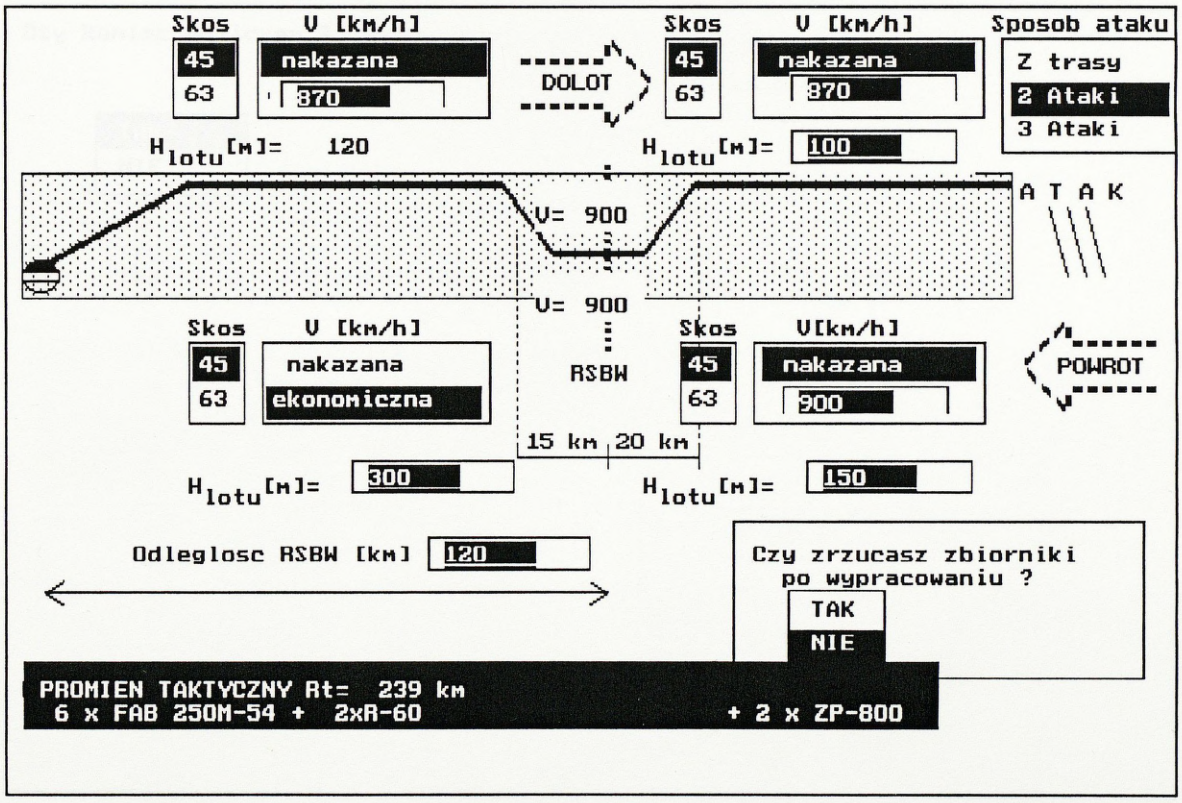

Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
DOLOT
Skos
V [km/h]
Sposob ataku
45
63
H lotu [m]= 120
H lotu [m]= 100
A T A K
V=
Skos
V [km/h]
RSBW
Skos
V[km/h]
POWROT
15 km
20 km
Odleglosc RSBW [km]
120


Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
DOLOT
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
Sposob ataku
Z trasy
2 Ataki
3 Ataki
H lotu [m]= 120
H lotu [m]= 100
A T A K
V=
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
ekonomiczna
RSBW
Skos
V[km/h]
45
63
nakazana
900
POWROT
15 km
20 km
H lotu [m]= 300
H lotu [m]= 150
Odleglosc RSBW [km] 120

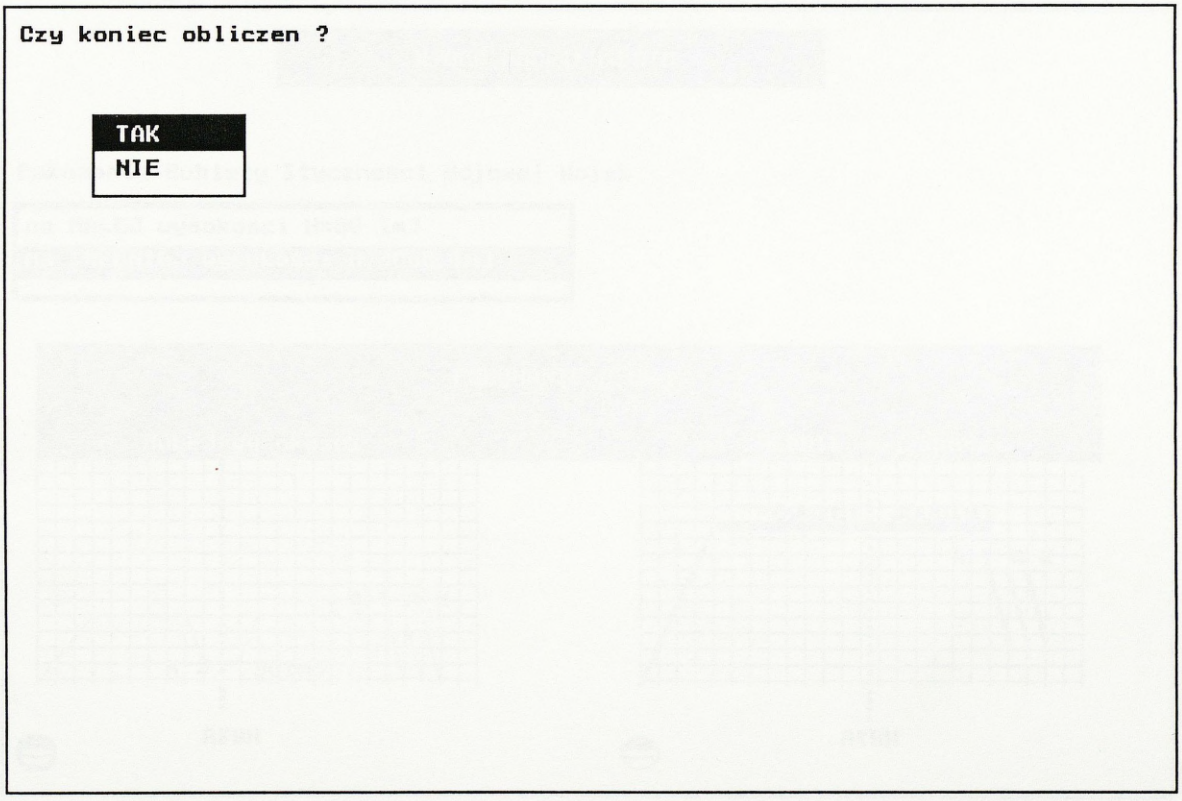
EKRAN 9

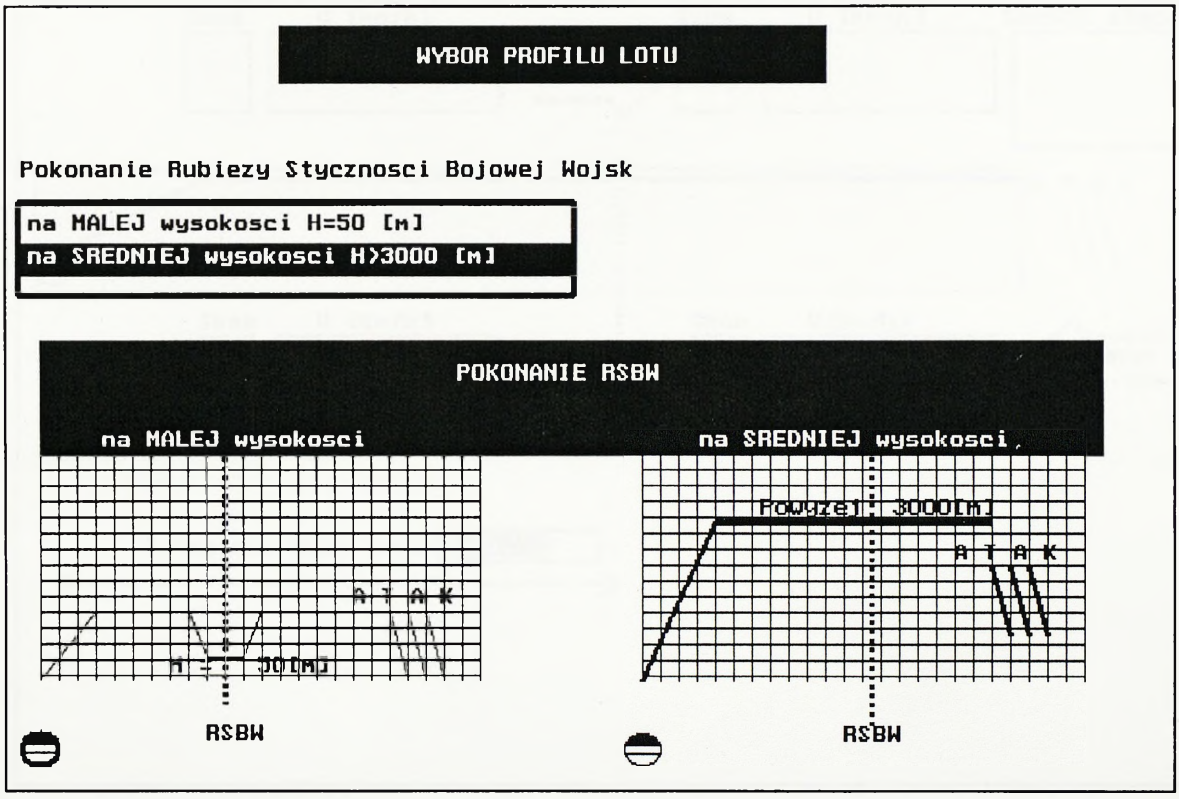

Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
DOLOT
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
Sposob ataku
Z trasy
2 Ataki
3 Ataki
H lotu [m]= 123
H lotu [m]= 100
A T A K
V=
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
ekonomiczna
RSBW
Skos
V[km/h]
45
63
nakazana
900
POWROT
15 km
20 km
H lotu [m]= 300
H lotu [m]= 150
Odleglosc RSBW [km] 120
Czy zrzucasz zbiorniki
po wypracowaniu ?
TAK
NIE

EKRAN 10

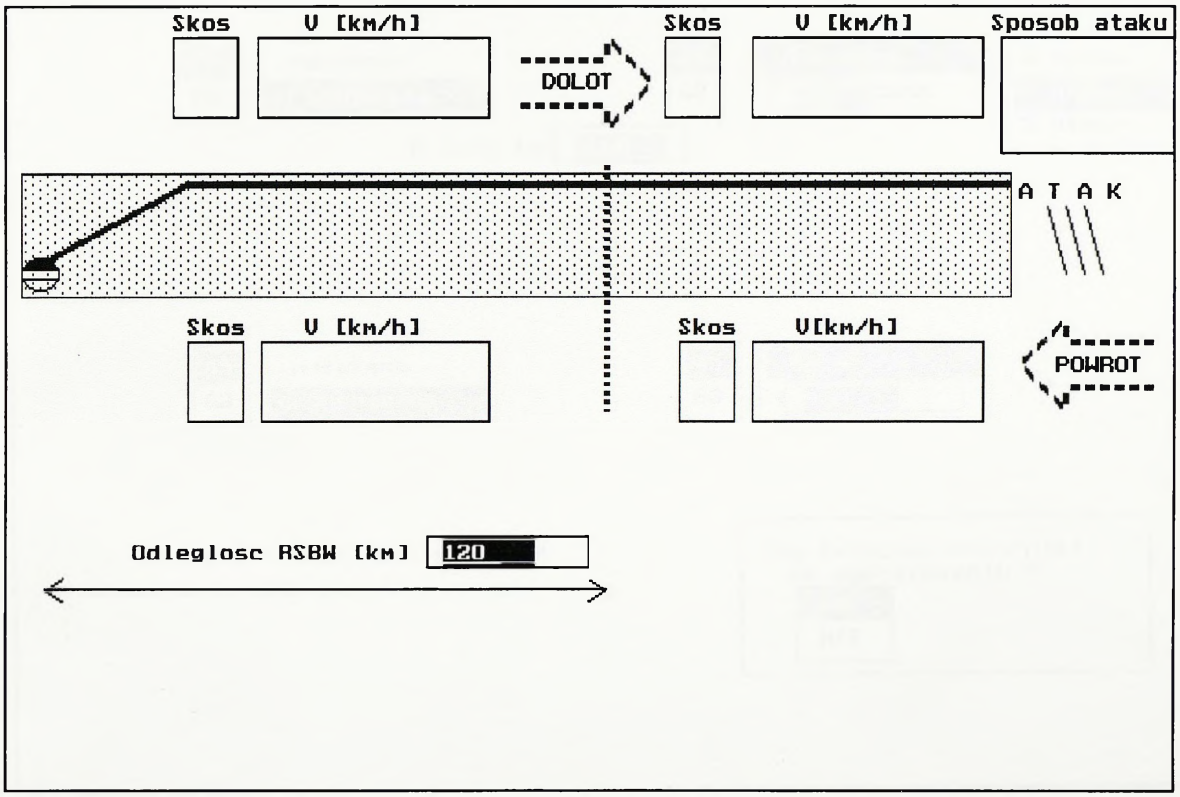

Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
DOLOT
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
870
Sposob ataku
Z trasy
2 Ataki
3 Ataki
Hlotu[m]= 120
Hlotu[m]= 100
A T A K
V= 900
V= 900
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
ekonomiczna
RSBW
Skos
V[km/h]
45
63
nakazana
900
POWROT
15 km
20 km
Hlotu[m]= 300
Hlotu[m]= 150
Odleglosc RSBW [km] 120
Czy zrzucasz zbiorniki
po wypracowaniu ?
TAK
NIE
PROMIEN TAKTYCZNY Rt= 239 km
6 x FAB 250M-54 + 2xR-60
+ 2 x ZP-800

EKRAN 11

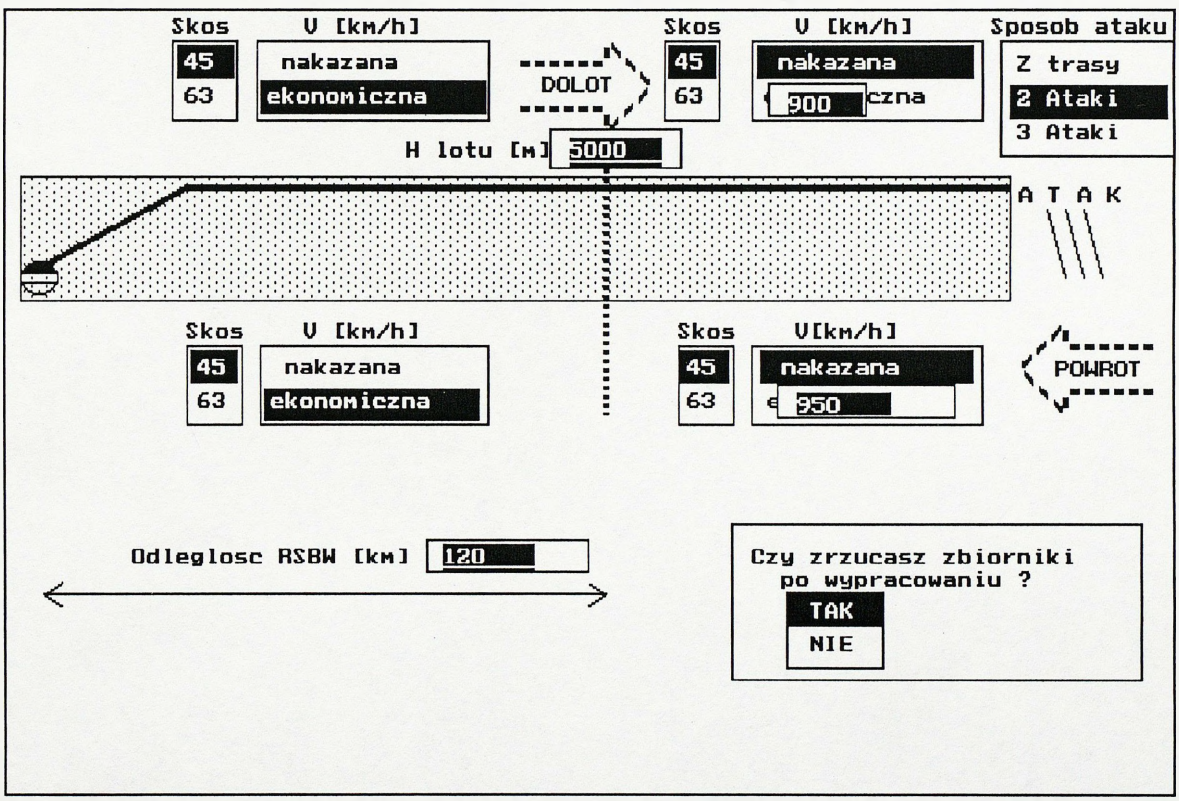



WYBOR PROFILU LOTU
Pokonanie Rubiezy Stycznosci Bojowej Wojsk
na MALEJ wysokosci H=50 [m]
na SREDNIEJ wysokosci H>3000 [m]
POKONANIE RSBW
na MALEJ wysokosci
A T A K
RSBW
na SREDNIEJ wysokosci
Powyzej 3000[m]
A T A K
RSBW

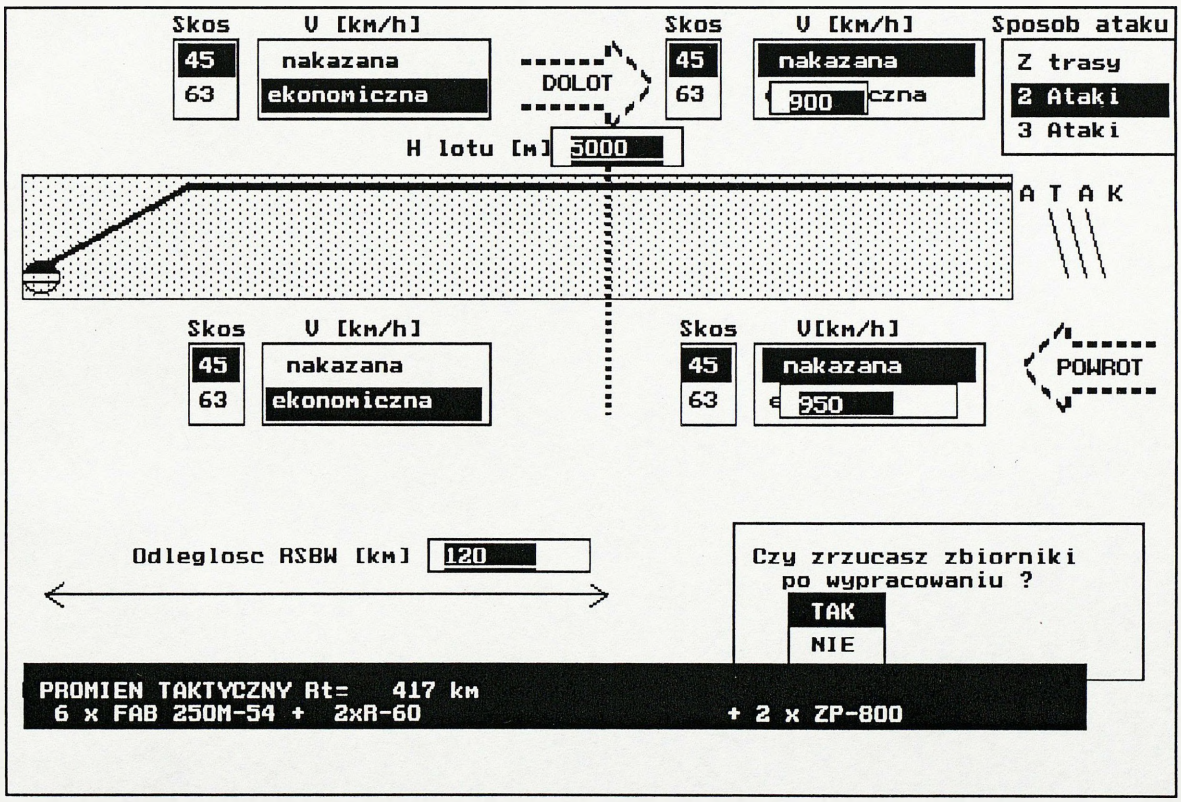
EKRAN 13


Skos
V [km/h]
DOLOT
Skos
V [km/h]
Sposob ataku
A T A K
Skos
V [km/h]
Skos
V[km/h]
POWROT
Odleglosc RSBW [km]
120

EKRAN 14


Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
ekonomiczna
DOLOT
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
900
czna
Sposob ataku
Z trasy
2 Ataki
3 Ataki
H lotu [m]
5000
A T A K
Skos
V [km/h]
45
63
nakazana
ekonomiczna
Skos
V[km/h]
45
63
nakazana
950
POWROT
Odleglosc RSBW [km]
120
Czy zrzucasz zbiorniki
po wypracowaniu ?
TAK
NIE

EKRAN 15



BIBLIOTEKA GŁÓWNA
Nr ewid.
Działu Zbiorów Jawnych - Akademia ON