

R G B WH GR BL C M Y K

Grey Scale #13

DANES-PICTA.com

A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP

Do użytku służbowego

Egz. Nr 2

Ppłk nawig. dr inż. Piotr MAKOWSKI

WSPOMAGANIE KOMPUTEROWE. OCENA REZULTATÓW GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH

CZEŚĆ I

KONCEPCJA ALGORYTMU OBLICZANIA OCZEKIWANYCH
REZULTATÓW GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH

STUDIUM TAKTYCZNE

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej

~~S/3868 Cz. 1~~



05-003868-002-0

WARSZAWA

688893



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

mjr MARUD

Do użytku służbowego

Egz. Nr 2



Pplk nawig. dr inż. Piotr MAKOWSKI

WSPOMAGANIE KOMPUTEROWE. OCENA REZULTATÓW GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH

Cz. I.

KONCEPCJA ALGORYTMU OBLICZANIA OCZEKIWANYCH REZULTATÓW
GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH

(STUDIUM TAKTYCZNE)

Warszawa



1998

Spis treści

	Str.
WSTĘP	3
1 ZNACZENIE OCENY REZULTATÓW WALK POWIETRZNYCH DLA OKREŚLANIA EFEKTYWNOŚCI	6
2 PRZEDMIOT BADAŃ	10
2.1 Istota walki powietrznej	10
2.2 Charakter walk powietrznych w konfliktach po II wojnie światowej.....	12
2.3 Konstrukcje lotnicze czwartej generacji i ich wpływ na koncepcje prowadzenia walk powietrznych w przyszłości	19
2.4 Ocena wykorzystywanych metod obliczania oczekiwanych rezultatów walk powietrznych	25
3 MATEMATYCZNY MODEL OCENY REZULTATÓW GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH	29
3.1 Czynniki determinujące wyniki grupowych walk powietrznych	29
3.2 Prawdopodobieństwo wykrycia celu i naprowadzenia na obiekt ataku.....	32
3.2.1 Metoda obliczania prawdopodobieństwa wykrycia celu powietrznego podczas samodzielnego poszukiwania dla samolotów III i IV generacji	37
3.2.2 Metoda określania prawdopodobieństwa wykrycia ŚNP przez samoloty myśliwskie starszej generacji podczas działań autonomicznych	49
3.2.3 Wnioski i spostrzeżenia	64
3.3 Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku.....	65
3.3.1 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku na kursach przeciwnie przecinających się	66
3.3.2 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku podczas manewrowych walk powietrznych.....	70
3.3.3 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku podczas przechwytywania celów o dużych prędkościach lub wysokościach lotu na kursach zgodnie przecinających się	70
3.4 Prawdopodobieństwo rażenia	70
3.5 Wnioski i spostrzeżenia	70
4 OGÓLNA KONCEPCJA APLIKACJI PRZEZNACZONEJ DO WSPOMAGANIA OCENY REZULTATÓW WALK POWIETRZNYCH.....	70
4.1 Koncepcja interfejsu użytkownika.....	70
4.2 Koncepcja funkcjonowania algorytmu	70
ZAKOŃCZENIE	70
BIBLIOGRAFIA	70
ZAŁĄCZNIKI.....	70

WSTĘP

Grupowe walki powietrzne są formą realizacji znacznej części zadań defensywnych we współczesnych operacjach powietrznych. Wiele uwagi w procesie szkolenia lotniczego poświęca się taktyce ich prowadzenia. Efekty szkolenia lotniczego w zakresie prowadzenia grupowych walk powietrznych podlegają sformalizowanej ocenie¹. Polega ona na stosowaniu ustalonych kryteriów do oszacowania stopnia opanowania przez personel latający określonych elementów składających się na walkę powietrzną. Owe kryteria są ustalane dla określonego typu statku powietrznego. Pozwalają one na stwierdzenie w jakim stopniu techniczno-taktyczne właściwości sprzętu lotniczego są na danym etapie szkolenia wykorzystane.

W planowaniu działań bojowych oczekiwane rezultaty starcia przeciwnych ugrupowań lotnictwa w powietrzu oraz potrzeby w zakresie angażowania określonych sił własnych do osiągnięcia nakazanych rezultatów działań determinują syntezę racjonalnych wariantów działań. Wskaźniki te mają również kluczowe znaczenie dla późniejszego wyboru wariantu działań. Zatem ocena rezultatów grupowych walk powietrznych może być rozumiana jako proces ustalania wskaźników jakościowych (np. ocen z określonej skali) i ilościowych.

W ostatnich latach siły powietrzne wielu państw wzbogaciły się o kolejne nowe generacje samolotów myśliwskich oraz środków rażenia klasy powietrze-powietrze i to pomimo ogólnych trudności gospodarczych. Pozwala to sądzić, że w najbliższej perspektywie czasu znaczenie lotnictwa myśliwskiego nie będzie się zmniejszać. Wniosło to również wiele nowych elementów do taktyki prowadzenia walk powietrznych. Permanentny rozwój tej dziedziny wiedzy lotniczej wymaga dokonania weryfikacji wykorzystywanych metodyk oceny grupowych walk powietrznych w aspekcie zachodzących zmian. Dotyczy to zarówno oceniania rezultatów szkolenia jak i prowadzenia kalkulacji operacyjno-taktycznych, potrzebnych podczas planowania działań lotnictwa i podejmowania decyzji o jego użyciu.

Niniejsze opracowanie jest częścią pierwszą, poświęconą problematyce oceny przewidywanych rezultatów grupowych walk powietrznych. Należy podkreślić, że teoretyczne podstawy teorii skuteczności poświęconej grupowym walkom powietrznym sięgają lat sześćdziesiątych, i zasadnicze jej założenia zostały przyjęte dla odwzorowania

¹ *Sposoby i kryteria oceniania rezultatów szkolenia lotniczego w prowadzeniu grupowych walk powietrznych zawierają instrukcje. Np. „Instrukcja oceniania strzelań fotostrzelań i walk powietrznych w lotnictwie Sił Zbrojnych PRL”, Poznań, 1981.*

taktyki ówczesnych samolotów myśliwskich (MiG-21, F-104G). Powstało więc przypuszczenie, że obecnie metody te niezbyt dobrze odzwierciedlają rzeczywistość współczesnego pola walki i wymagają modyfikacji uwzględniających nowe możliwości współczesnych samolotów bojowych i nowe elementy taktyki w ich bojowym wykorzystaniu. Wstępna analiza tendencji rozwojowych lotnictwa pozwoliła przypuszczać, że kluczowe znaczenie w zmianach dotychczasowych zasad prowadzenia walk powietrznych posiadać będzie czynnik dystansu na jakich będą one rozgrywane. Uwzględnienie aspektu przestrzenno-czasowego pozwoli bowiem wyodrębnić jakościowo różne sytuacje - kolejno po sobie następujące starcia, a oczekiwane rezultaty tych starć odpowiednio sumowane powinny składać się na ostateczny rezultat rozpatrywanego wariantu grupowej walki powietrznej.

Ponadto obserwacje licznych ćwiczeń dowódczo-sztabowych¹ pozwalają twierdzić, że problemy zapewnienia określonej efektywności obrony powietrznej były nagminnie rozwiązywane przez ćwiczących metodami intuicyjnymi. Jedynym wskaźnikiem brany praktycznie pod uwagę były potencjały wyjściowe określonych typów lotnictwa i to najczęściej w formie zestawień ilościowych określonych typów samolotów, co wydaje się zbyt daleko idącym uproszczeniem. Stan taki spowodowany był przede wszystkim brakiem możliwości wykorzystania znanej teorii z uwagi na:

- skomplikowany charakter metod obliczeniowych i brak aplikacji komputerowych wspomagających prowadzenie kalkulacji w omawianym zakresie;
- brak pełnych i wiarygodnych danych wejściowych adekwatnych dla uzbrojenia lotniczego i samolotów występujących w tle taktycznym ćwiczeń;
- nieadekwatność metod i rozwiązań taktycznych.

Powstał więc problem opracowania wzorem rozwiązań zachodnich programu komputerowego wspomagającego dokonywanie oceny rezultatów grupowych walk powietrznych. Niniejsze opracowanie jest skromną próbą autora wyjścia naprzeciw tej potrzebie. Ponieważ współcześnie tworzenie profesjonalnych komputerowych programów użytkowych jest domeną specjalistów, autor postanowił ograniczyć się jedynie do zbadania możliwości realizacji takiego programu, rozwiązania ewentualnych problemów przyczynkowych, polegających na uzupełnieniu luk w teorii wykluczających tworzenie

¹ Mowa tu o ćwiczeniach dowódczo-sztabowych zarówno realizowanych w ramach procesu dydaktycznego w Wydziale WLiOP AON, a także w wojskach.

modelu matematycznego zjawisk towarzyszących walce powietrznej i zaproponowania koncepcji części obliczeniowej jego algorytmu.

Celem badań w ramach podjętego tematu opracowania, było zatem stworzenie podstaw teoretycznych do opracowania algorytmu umożliwiającego obliczanie oczekiwanych rezultatów grupowych walk powietrznych, a w następnej kolejności także i potrzebnej liczby samolotów do uzyskania nakazanych rezultatów w grupowych walkach powietrznych.

Główny problem badawczy, towarzyszący poszukiwaniom związków przyczynowo-skutkowych pomiędzy uwzględnianymi czynnikami podczas opracowywania algorytmu, sformułowano w formie pytania:

W jaki sposób nowe elementy taktyki i możliwości techniczne współczesnych samolotów bojowych wpływają na rezultaty grupowych walk powietrznych?

Problem ten w swej istocie składał się licznych problemów szczegółowych polegających na przyjmowaniu i weryfikacji założeń upraszczających. Osiągnięcie celu badań wymagało również pokonania szeregu innych problemów przyczynkowych, które pojawiły się podczas kompletowania bazy danych wielkości wejściowych. Wynikały one głównie z niekompletności i niejednoznaczności danych zawartych w literaturze przedmiotu (a zwłaszcza informatorach o sprzęcie lotniczym).

Potwierdzenie potrzeby modyfikacji wykorzystywanych dotychczas metod kalkulowania oczekiwanych rezultatów grupowych walk powietrznych wymagało dokonania ich krytycznej analizy w aspekcie współczesnych trendów rozwoju taktyki i techniki lotniczej i wyboru metody bazowej najlepiej rokującej osiągnięcie celu badań. Wnioski z tej analizy stanowiły wyjściową płaszczyznę do realizacji zasadniczych zadań syntezy elementów modyfikujących (uzupełniających) wybraną metodę.

1 ZNACZENIE OCENY REZULTATÓW WALK POWIETRZNYCH DLA OKREŚLANIA EFEKTYWNOŚCI

Identyfikacja głównego problemu badawczego wymaga między innymi określenia jego miejsca i roli w otoczeniu, pokazaniu czemu może służyć jego rozwiązanie.

Jak już zaznaczono we wstępie, ocena rezultatów grupowych walk powietrznych rozumiana jako określanie wskaźników opisujących jej spodziewane rezultaty w wymiarze ilościowym jest ogniwem w badaniu efektywności¹ wykorzystania lotnictwa i systemu obrony powietrznej metodami formalnymi. Truizmem byłoby podnoszenie dzisiaj wagi metod formalnych, gdy ich teoretyczny do niedawna charakter, nabrał obecnie w czasach rewolucji informatycznej czysto praktycznego wymiaru w formie aplikacji komputerowych wspomagających procesy decyzyjne. Dlatego też ocena wariantów planowanych działań metodami sformalizowanymi wiąże się z oceną ich efektywności i analizą ryzyka.

Użycie lotnictwa myśliwskiego rozpatrywane jest obecnie z reguły w kontekście zadań jakie ma ono do wykonania w obronie powietrznej lub podczas zabezpieczenia działań innych rodzajów lotnictwa. Stąd wspomaganie procesu decyzyjnego w tak szerokim kontekście wymaga formalizacji metod oceny efektywności funkcjonowania systemu kierowania i uzbrojenia zarówno samego LM jak i całego otoczenia kooperującego² z nim w czasie realizacji zadania bojowego. Wybór racjonalnych wariantów działań, a w tym wykorzystania LM, formalnymi sposobami wymaga zatem opracowania matematycznego modelu walki i wybrania kryterium wyboru (optymalności). Jako kryterium wyboru np. w czasie wykonywania zadań obrony powietrznej można byłoby wówczas przyjąć stan osłony broniomych obiektów, a w wypadku osłony lotnictwa uderzeniowego - ostateczny rezultat wykonanych uderzeń. Takie podejście jest ze wszech miar słuszne, ale kompleksowość rozwiązania wymaga rozwiązania wielu innych problemów przyczynkowych i w najbliższej przyszłości w naszych warunkach najprawdopodobniej nie powstanie.

¹ *Całokształt możliwości systemu osiągnięcia celów; wskaźnikiem może być:*

1. *stopień osiągnięcia celów (skuteczność);*
2. *relacja między korzyściami a nakładami (ekonomiczność);*

² *Działanie wielopodmiotowe, w którym każdy z uczestników liczy się z czynami innych;*

kooperacja pozytywna – współdziałanie (zgodność celów);

kooperacja negatywna – walka, odznaczająca się niezgodnością celów (rywalizacja); [20].

Analiza rozwiązań szeregu ćwiczeń, w których wykorzystanie LM było elementem szkolenia wykazała, że LM wykonujące zadania w systemie OP będzie działać z reguły w oddzielnych strefach odpowiedzialności (np. FAOR-Fighter Area of Responsibility). Wynika to z wymogów zapewnienia bezpieczeństwa własnemu lotnictwu i jest konsekwencją przyjmowania jako obligatoryjnych proceduralnych zasad kontroli przestrzeni powietrznej.

Nie spotkałem się nigdy z sytuacją, by którykolwiek dowódca planował starcie powietrzne własnego ugrupowania uderzeniowego z ugrupowaniem uderzeniowym przeciwnika w rejonie np. rubieży styczości bojowej wojsk. Choć sytuacji takiej nie można wykluczać. Stąd dla celów wspomagania interesującego nas procesu dowodzenia LM rozważanie tej sytuacji jest zbędne.

Do grupowych walk powietrznych, pożądaných w aspekcie planów przynajmniej jednej ze stron, będzie dochodzić zatem w określonym obszarze przestrzeni powietrznej i czasie, w którym siły lotnicze będą z zasady jedynymi aktywnymi środkami walki. Uzasadnia to podejście, w którym rozpatrywane są jedynie skutki działań uczestników walk powietrznych i ich elementów zabezpieczających. Przyjęcie takiego założenia podczas rozwiązywania problemu badawczego pozwala również weryfikować metodami formalnymi warianty użycia LM, co spróbuję wykazać poniżej.

Jednym z wielu kryteriów wyboru przyjmowanym w analizie decyzyjnej jest kryterium **Bayesa** [20]. Istotą tego kryterium jest preferowanie tego wariantu działań, dla którego wartość oczekiwana (nadzieja matematyczna, wartość przeciętna) przyjętego wskaźnika użyteczności (WU) jest maksymalna.

Jako wskaźnik użyteczności, w wypadku lotnictwa, wygodnie jest przyjąć np. oczekiwany stosunek potencjałów bojowych stron biorących udział w walce po jej zakończeniu. Kryterium optymalizacji można zatem zapisać w postaci zależności:

$$WU = \max\left[\frac{PB_w(x)}{PB_p(x)}\right]; \quad (1.1)$$

gdzie;

x-wariant użycia sił przez strony, $x \in X$ – zbiór możliwych wariantów działań stron;

$PB_w(x)$ -oczekiwany własny potencjał bojowy po realizacji wariantu *x*;

$PB_p(x)$ -oczekiwany potencjał bojowy przeciwnika po realizacji wariantu *x*;

Poprzez potencjał bojowy rozumie się zazwyczaj całokształt zdolności systemu walki niezbędny do osiągnięcia celów walki reprezentowany przez całość zasobów systemu i reguł

jego celowego użycia. W wypadku lotnictwa będzie to zatem suma potencjałów bojowych samolotów biorących w danym wariancie udział w grupowej walce powietrznej

Można to zapisać w formie zależności:

$$PB = \sum_i^M \lambda_i; \quad (1.2)$$

gdzie:

M – ogólna liczba samolotów;

λ_i – współczynnik jakości i -tego samolotu¹;

Aby określić oczekiwane potencjały bojowe obu stron po walce powietrznej należy znać potencjały wyjściowe obu stron i określić oczekiwane straty poniesione przez uczestników walki powietrznej w danym wariancie działań (x). Ilustrują to zależności:

$$PB_w(x) = PB_w(0) - \sum_i^{N_w(x)} \lambda_i; \quad (1.3)$$

$$PB_p(x) = PB_p(0) - \sum_i^{N_p(x)} \lambda_i; \quad (1.4)$$

gdzie:

$PB_w(0)$, $PB_p(0)$, – odpowiednio zakładany własny (przeciwnika) wyjściowy potencjał bojowy;

$N_w(x)$, $N_p(x)$ – odpowiednio oczekiwane straty własne i przeciwnika w wariancie x ;

λ_i – współczynnik jakości i -tego samolotu straconego w walce.

Na podkreślenie zasługuje fakt, że obliczanie potencjału bojowego charakteryzującego strony w walce przy pomocy tej metody, pozwala uwzględniać potencjał zarówno LM, jak i lotnictwa zabezpieczanego przez nie (np. LMB, LT, LR itp.).

Znajomość oczekiwanych strat jest więc koniecznym warunkiem by móc prowadzić metodami formalnymi ocenę efektywności działań LM, według określonego wyżej kryterium.

¹ Dla przykładu w państwach NATO często w kalkulacjach operacyjnych przyjmuje się samolot F-16 jako jednostkę kalkulacyjną, a pozostałe typy samolotów posiadają współczynniki jakościowe odpowiednio różne. Problematyka określania współczynników jakości określonych typów samolotów jako średnich ważonych uogólniających szereg danych taktyczno-technicznych było i jest przedmiotem badań [!][!].

Z powyższych rozważań wynika, że będąca w naszym zainteresowaniu ocena rezultatów grupowych walk powietrznych rozumiana jako określanie ilościowych wskaźników, między innymi takich jak $N_w(\mathbf{x})$, $N_p(\mathbf{x})$ jest obecnie jedyną barierą do prowadzenia oceny efektywności metodami formalnymi.

Ponadto należy podkreślić, że jeżeli zamiast wartości oczekiwanych strat uwzględnimy prognozowane straty przy określonych prawdopodobieństwach gwarancyjnych (P_G) innych niż $P_G=0,5$ to w łatwy sposób możemy korzystać z innych znanych kryteriów wyboru uwzględniających poziom ryzyka. Dla przykładu, przy założonym wysokim prawdopodobieństwie gwarantowanym możemy określać minimalne efekty jakie są możliwe do osiągnięcia w danym wariacie działań i zająć się ich maksymalizacją (kryterium **Walda**).

2 PRZEDMIOT BADAŃ

Przedmiotem badań były wybrane aspekty grupowych walk powietrznych i znane (wykorzystywane) metodyki określania ich efektów. Nie ulega wątpliwości, że taktyka lotnictwa myśliwskiego i taktyka pokonywania obrony powietrznej dostosowane do możliwości technicznych sprzętu lotniczego oraz wszechstronne zabezpieczenie działań obu przeciwstawnych stron determinuje ostateczny wynik walki powietrznej. Problematyka walk powietrznych ma bogatą literaturę przedmiotu. Stąd, aktualne poglądy teoretyków na użycie LM są powszechnie znane zainteresowanym. Wielu wniosków i spostrzeżeń dostarczają ponadto obserwacje ćwiczeń dowódczo-sztabowych prowadzonych w AON z udziałem oficerów niemieckich oraz organizowanych przez WLOP. Z tych też powodów, w ramach niniejszego opracowania odniosę się pokrótce tylko do najistotniejszych, moim zdaniem, doświadczeń z konfliktów najnowszej historii przyjmując, że ogólna teoria wykorzystania lotnictwa myśliwskiego i pokonywania obrony powietrznej, stanowiąca oczywisty punkt wyjścia do dalszych badań, nie powinna być tu przytaczana.

2.1 Istota walki powietrznej

Walka powietrzna między pojedynczymi samolotami lub grupami samolotów polega na połączeniu ognia i manewru w celu zniszczenia przeciwnika powietrznego. Manewr w walce powietrznej może być wykorzystywany do stworzenia dogodnych warunków dla zastosowania bojowego uzbrojenia raketowego klasy powietrze-powietrze czy też uzbrojenia artyleryjskiego lub w defensywie dla uniknięcia zagrożenia ogniowego ze strony przeciwnika. Ogień natomiast prowadzi się celu ostatecznego zniszczenia przeciwnika. Grupowa walka powietrzna definiowana jest jako starcie w powietrzu więcej niż dwóch statków powietrznych. Walki powietrzne mogą być prowadzone z taktycznymi samolotami myśliwskimi, samolotami bombowymi, myśliwsko-bombowymi, transportowymi oraz śmigłowcami. Zdaniem specjalistów zachodnich, jednym z podstawowych warunków osiągnięcia powodzenia w walce powietrznej jest tworzenie odpowiednich ugrupowań bojowych w przestrzeni powietrznej, w której przewidywane jest jej prowadzenie.

Walki powietrzne ogólnie można podzielić w zależności od:

- liczby samolotów biorących udział w walce na:
 - ⇒ pojedynczą walkę powietrzną, w której biorą udział w walce dwa statki powietrzne;
 - ⇒ grupową walkę powietrzną, gdzie w walce uczestniczą więcej niż dwa statki powietrzne;

- warunków atmosferycznych na walki:
 - ⇒ w zwykłych warunkach atmosferycznych (ZWA)
 - ⇒ w trudnych warunkach atmosferycznych (TWA);
- pory doby na walki toczone:
 - ⇒ w dzień
 - ⇒ w nocy;
- dystansu w walce powietrznej na walki toczone na:
 - ⇒ dużych odległościach (atak wykonany przy różnicy odległości większej niż 100km);
 - ⇒ średnich odległościach (atak wykonany przy różnicy odległości większej niż 10km i mniejszej niż 100km);
 - ⇒ małych odległościach (atak wykonany przy różnicy odległości mniejszej niż 10km);
- wysokości lotu na walki:
 - ⇒ na małej wysokości;
 - ⇒ na średniej wysokości;
 - ⇒ na dużej wysokości;
 - ⇒ w stratosferze.

Powyższy podział ilustruje tylko najważniejsze czynniki wpływające na przyjmowane rozwiązania taktyczne w celu osiągnięcia powodzenia.

Za etapy walki powietrznej przyjmuje się¹:

- poszukiwanie, wykrycie i rozpoznanie celu;
- zbliżanie i zajęcie położenia wyjściowego do ataku;
- atakowanie celu z użyciem pocisków rakietowych lub działek;
- wyjście z ataku.

W zależności od sytuacji, w walkach powietrznych mogą wystąpić wszystkie wymienione etapy lub tylko część z nich.

Walkę powietrzną z reguły będzie poprzedzało wskazanie celu przez system dowodzenia i wstępne naprowadzenie ułatwiające poszukiwanie przeciwnika powietrznego (za pomocą urządzeń obserwacyjno-celowniczych i wzrokowo). Po wykryciu celu powietrznego i

¹ Za autorami pozycji bibliograficznych [18][21][26].

dokonaniu jego identyfikacji strona atakująca wykonuje manewr zbliżania w celu zajęcia dogodnego położenia do wykonania ataku (wyjścia w strefę efektywnego użycia uzbrojenia tzw. strefę możliwych ataków – SMA). Najważniejszymi cechami zbliżania, niezbędnymi do osiągnięcia zaskoczenia w walce jest skrytość i szybkość. W etapie tym formuje się także ugrupowanie bojowe. Atak to decydujący etap walki polegający na szybkim zbliżaniu i użyciu środków rażenia podczas którego, załoga utrzymuje warunki lotu zapewniające w ogólnym przypadku celowanie i wejście w strefę możliwych odpaleń pocisków raketowych lub strzelań. Wyjście z walki polega na zamierzonym oderwaniu się samolotów od przeciwnika powietrznego. Z walki wyprowadza się po zaatakowaniu przeciwnika lub w innych wypadkach będących konsekwencją rozwoju określonej sytuacji taktycznej.

Walkę powietrzną można traktować jako ciąg zdarzeń niezależnych, ponieważ każdy z wymienionych etapów można traktować w pierwszym przybliżeniu jako zdarzenie niezależne w sensie rachunku prawdopodobieństwa. Dokonanie więc analizy zależności towarzyszących wymienionym zdarzeniom było zadaniem kluczowym dla osiągnięcia przyjętego celu badań. W efekcie owej analizy każdemu z tych zdarzeń powinno się przypisać zależności pozwalające określać prawdopodobieństwo ich zajścia. Iloczyn tych prawdopodobieństw natomiast przedstawia prawdopodobieństwo osiągnięcia sukcesu w starciu w relacji atakujący-atakowany. Można to zapisać w formie znanej zależności:

$$P_{\text{wyk. zad.}} = P_{\text{wykr.}} \circ P_{\text{ataku}} \circ P_{\text{raż.}} ; \quad (2.1)$$

gdzie:

P_{wykr.} – prawdopodobieństwo wykrycia rozpoznania celu powietrznego i ewentualnego naprowadzenia na ten cel przez system naprowadzania obliczane z uwzględnieniem przeciwdziałania przeciwnika;

P_{ataku} – prawdopodobieństwo wyjścia do ataku – określa możliwość zbudowania manewru stwarzającego dogodne warunki do zastosowania uzbrojenia;

P_{raż.} – prawdopodobieństwo rażenia obliczane z uwzględnieniem przeciwdziałania przeciwnika i niezawodności systemów uzbrojenia;

2.2 Charakter walk powietrznych w konfliktach po II wojnie światowej

Jako przykłady konfliktów zbrojnych, w których lotnictwo odegrało znaczącą rolę, w literaturze przedmiotu wymienia się najczęściej wojny: w Korei w latach 1950-1953, w Wietnamie w latach 1964-1975, na Bliskim Wschodzie w latach 1967r, 1973r, 1982r, na

Falklandach w 1982r i w Iraku 1991r. Ciekawy materiał poznawczy zawierają także opisy użycia lotnictwa w akcjach lotnictwa pokładowego Stanów Zjednoczonych przeciwko samolotom libijskim w 1981 i 1989 r.

Wojna koreańska przyniosła istotny postęp w zakresie dowodzenia lotnictwem w powietrzu w porównaniu z okresem II wojny światowej. Loty bojowe wykonywano często stosując ugrupowania rozśrodkowane, zazwyczaj na średnich i dużych wysokościach. W ugrupowaniu zaczęto wyraźnie wyróżniać podgrupy taktycznego przeznaczenia (demonstracyjne, potęgowania wysiłku, rezerwowe, osłonowe itp.). Efektywność lotnictwa znacznie wzrosła dzięki zastosowaniu nowych, naziemnych stacji radiolokacyjnych. Pozwalały one na ciągłe śledzenie samolotów przeciwnika, a także na naprowadzanie własnych myśliwców (kierowanie ich lotem od startu do lądowania z Ziemi). Pozwalało to na przygotowanie się do walki i zajęcia dogodnej pozycji kilkadziesiąt kilometrów przed wzrokowym wykryciem przeciwnika. W późniejszym okresie, kiedy dostrzeżono zalety zabezpieczenia radiolokacyjnego i naprowadzania lotnictwa, zwłaszcza podczas lotów na dużych i średnich wysokościach, obniżono znacznie wysokości lotów. Zaczęto także na większą skalę stosować pasywne i aktywne środki walki radioelektronicznej.

Wojna koreańska ostatecznie potwierdziła słuszność poglądów, że przyszłość należy będzie do coraz szybszych samolotów odrzutowych. Zanotowano udane próby bojowego zastosowania pocisków raketowych zarówno niekierowanych jak i kierowanych, ale w walkach nad Koreą dominowało stosowanie głównie uzbrojenia artyleryjskiego. Aby zatem wykonać skuteczny atak należało zbliżyć się do przeciwnika na odległość rzędu kilkuset metrów¹, zajmując dogodną pozycję w tylnej półsfery przeciwnika pod sylwetką 0/4-2/4.

Z uwagi na posiadane uzbrojenie, stosowane prędkości i wysokości lotu atak w przednią półsferę celu był zbyt ryzykowny do wykonania.

Wielu teoretyków i praktyków w owym okresie wrażało pogląd o zmierzchu klasycznych zasad prowadzenia grupowych, manewrowych walk powietrznych na małych odległościach. Uzasadniano, że radiolokacja, okołodźwiękowa prędkość, pułap, na stałe oddalą od siebie przeciwników w walce powietrznej. W wojnie koreańskiej okazało się, że stare reguły nadal obowiązują [6].

W wojnie wietnamskiej pojawiły się samoloty nowej generacji. Wprowadzono do uzbrojenia obu stron myśliwce naddźwiękowe (F-4, F-5E, MiG-21). Charakter walk

¹ Zalecaną odległością otwierania ognia był przedział 150-400m.

powietrznych uległ istotnej zmianie. Przede wszystkim wzrosła prędkość walczących stron. Zmusiła ona konstruktorów do opracowania nowego systemu uzbrojenia składającego się z pokładowej stacji radiolokacyjnej oraz rakiet kierowanych w wiązce radiolokacyjnej i samonaprowadzających się na źródło promieniowania. Naprowadzanie z Ziemi nie było już konieczne dla zapewnienia wzrokowego wykrycia celu, gdyż ataki można było prowadzić z większych odległości. W praktyce użycie środków samonaprowadzających się na cel zwalniało pilotów z obowiązku precyzyjnego celowania, a także pozwoliło na zwiększenie dystansu pomiędzy walczącymi samolotami do kilku kilometrów (1,2-3,6km). Dzięki wprowadzeniu odpowiednich rakiet naprowadzanych radiolokacyjnie stało się możliwe atakowanie przeciwnika w przednią półsferę. Były to wówczas odległości nie przekraczające 25km podczas ataków na małych wysokościach w wypadku stosowania rakiet AIM-7E (Sparrow). Duże prędkości zbliżania, rzędu 2000km/h i stosunkowo długi czas celowania i podświetlania celu wprowadzał sporo komplikacji wynikających, z konieczności wcześniejszego wyprowadzenia z ataku by nie wejść w niebezpieczną strefę rozlotu „własnych” odłamków. Prędkość zbliżania wynosiła około 0,6 km/s. Skuteczność ataków w przednią półsferę celu była wówczas niska (nie przekraczała nawet 50%), ale ataki takie przynosiły dodatkowe efekty psychologiczne i powodowały często rozbitcie ugrupowania przeciwnika. W początkowym okresie wojny samoloty myśliwskie obu stron pozbawione były uzbrojenia artyleryjskiego. Było to wynikiem błędnej oceny roli lotnictwa myśliwskiego w koncepcji prowadzenia przyszłej wojny, którą określano jako „powietrzną wojnę jądrową”. Wojna w Wietnamie nie miała takiego charakteru stąd obie strony były do niej nie w pełni przygotowane. W okresie poprzedzającym wojnę wietnamską Amerykanie kładli nacisk głównie na rozwój lotnictwa strategicznego. Samoloty taktyczne miały jedynie posiadać zdolność do przenikania na dużej prędkości przez obronę przeciwlotniczą przeciwnika oraz przenoszenia ładunków jądrowych [23]. Głównie na tworzeniu coraz szybszych samolotów skupiał się wysiłek konstruktorów. Ponadto starano się konstruować samoloty wielozadaniowe (np. F-4 Phantom), których atutem miała być niezawodność i nowoczesność uzbrojenia. Sądzone, że zasięgi ówczesnych pokładowych stacji radiolokacyjnych oraz uzbrojenia raketowego spowodują praktyczną eliminację manewrowych walk na bliskich odległościach. Poglądy te miały również swoje konsekwencje w szkoleniu lotniczym, w którym zarzucono niemal całkowicie treningi w prowadzeniu grupowych manewrowych walk powietrznych. Położono natomiast nacisk na przygotowanie do wykonywania ataków z dużą prędkością po niemalże prostoliniowych trajektoriach lotu, na podstawie komend z naziemnego stanowiska dowodzenia. Samolot naprowadzany był w tylną półsferę celu. O powodzeniu w walce decydować miał pierwszy i jedyny z reguły atak. Wyprodukowano

wiele egzemplarzy szybkich myśliwców, MiG-21, F-104, F-105, F-4.

Zasadnicze błędy tej koncepcji ujawniły już pierwsze starcia powietrzne wojny wietnamskiej. W realnych działaniach bojowych okazało się, że rola manewru i ognia uzbrojenia klasycznego w ówczesnej walce powietrznej wcale nie zmalała. Potwierdziły to stosunkowo wysokie straty amerykańskiego lotnictwa, zbytnio ufającego swojej awangardowej technice, poniesione na początku konfliktu nawet od ognia samolotów starszej generacji-MiG-17. Dopiero wdrożenie nowych programów szkolenia, preferujących manewrowe walki powietrzne, pozwoliło znacznie poprawić bilans zwycięstw. Modernizacja sprzętu lotniczego do energicznego manewrowania wymagała czasu i była o wiele trudniejsza. Minimalne promienie zakrętów ówczesnych samolotów były rzędu kilku kilometrów. W końcowym okresie walk wykorzystywano podwieszane uzbrojenie artyleryjskie. Pozwalało ono na prowadzenie skutecznego ognia na odległościach 100-400m. Na podkreślenie zasługuje fakt, że 86% wszystkich zestrzeleń w Wietnamie dokonano używając celownika optycznego. Ponadto skuteczność rakiet powietrze-powietrze AIM-9 (Sidewinder) w niektórych okresach wynosiła nawet 10% pomimo optymalnych warunków ich odpalania [23].

Kolejnych wniosków, dotyczących zabezpieczenia działań lotnictwa myśliwskiego dostarczają nam wojny izraelsko-arabskie w 1973 i 1982 roku.¹ Walki powietrzne tego okresu nie odbiegały zasadniczo od tych z wojny w Wietnamie. Prowadzone były na wysokościach rzędu 800-4500m i z prędkościami 550-900km/h, z wykorzystaniem uzbrojenia raketowego i artyleryjskiego. Załogi były jednakże przygotowane do prowadzenia grupowych walk manewrowych. Do zbliżenia dochodziło na odległościach kontaktu wzrokowego, a użycie rakiet następowało z odległości 1-3km, natomiast działek z odległości 200- 800m. Manewry w walce prowadziły, jak we wszystkich klasycznych wzorach, do zajęcia pozycji za atakowanym samolotem w tzw. tylnej półsferze celu.

Zasadniczą różnicą i postępem, w odniesieniu do poprzednich konfliktów, było powszechne zastosowanie powietrznych stanowisk dowodzenia (E-2C Hawkeye) wspomagających wyrzucie przeciwnika i kierowanie walką. Pozwalały one na skuteczne dowodzenie samolotami myśliwskimi w każdych warunkach, w tym także nad terytorium nieprzyjaciela. Załogi samolotów myśliwskich były więc w komfortowej sytuacji: znały

¹ W innych konfliktach albo nie używano lotnictwa na szerszą skalę (pierwsza wojna w 1949 r), albo też lotnictwo Izraela w krótkim czasie pozbawiało stronę arabską jej potencjału lotniczego, niszcząc jej lotnictwo na ziemi (1957r, 1967r) lub w powietrzu przez naziemne środki OPL, jak w wojnie październikowej 1973 roku.

położenie przeciwnika powietrznego, a czas uprzedzenia jakim dysponowały pozwalał na przyjęcie właściwego ugrupowania bojowego i wejścia do walki w najkorzystniejszym momencie.

Przykłady użycia samolotów myśliwskich trzeciej generacji można było zaobserwować w trakcie walk nad Libanem w 1982 roku. Brały w nich między innymi udział po stronie Izraelskiej samoloty F-15 i F-16.

Działania lotnictwa zabezpieczane były, poza powietrznymi stanowiskami dowodzenia, również przez samoloty WRe Boenig-707. W ugrupowaniu izraelskich samolotów myśliwskich można było wyróżnić grupy taktycznego przeznaczenia takie jak: demonstracyjne, uderzeniowe i zabezpieczenia. W tej ostatniej zwykle operowały samoloty F-15, które wykorzystując pokładowe stacje radiolokacyjne, uzupełniały strefę informacji radiolokacyjnej powietrznych stanowisk dowodzenia. Zadaniem grup demonstracyjnych było prowokowanie lotnictwa obrony powietrznej do lotu w określony rejon zasadzki, gdzie czekała na nie zasadnicza grupa uderzeniowa. Zasadniczym sposobem ofensywnych działań strony izraelskiej było wymiatanie. Działania te charakteryzowały się ponadto dążeniem strony posiadającej inicjatywę do rozgrywania pojedynków powietrznych na małych odległościach. Uznano, że takie działanie spowoduje największe straty w lotnictwie myśliwskim strony Libańskiej, która dysponowała przestarzałym sprzętem i nienowoczesnym systemem dowodzenia. Walkę powietrzną rozpoczynano na ogół na średnich odległościach odpaleniem rakiet naprowadzanych radiolokacyjnie. Ich skuteczność była zwykle niewielka. Te niespodziewane ataki powodowały zwykle dezorganizację w ugrupowaniu przeciwnika, dając atakującemu przewagę pozycyjną i psychologiczną. Następnie przechodzono do walk manewrowych, podczas których przeciwnicy dążyli do zajęcia pozycji w tylnej półsfery. Ostateczny atak przeprowadzano z użyciem pocisków bliskiego zasięgu AIM-9B (Sidewinder). Analizy wykazały, że pociski te stosowano w 66% przypadkach ataków. Ogień działek stanowił zaledwie 6%, a pociski Sparrow 28% przeprowadzonych ataków [6]. Należy przy tym podkreślić, niską skuteczność ówczesnych pocisków naprowadzanych radiolokacyjnie, zwłaszcza podczas ataków w przednią półsferę celu.

Zarówno w bitwie powietrznej nad Doliną Bekaa 9 i 10 czerwca 1982 roku, jak i incydentu nad Zatoką Wielką Syrta 19 sierpnia 1981 roku stosowano identyczne sposoby rozgrywania walk. W obu przypadkach samoloty trzeciej generacji, prowadząc walkę na małej odległości z użyciem głównie rakiet Sidewinder, zniszczyły większość celów nie

ponosząc, żadnych strat¹. Przyczyn niewielkich odległości użycia rakiet kierowanych upatruje się w niedoskonałości ich systemów kierowania

Wojna o Falklandy-Malwiny dostarcza kolejnych przykładów wykorzystania lotnictwa myśliwskiego. Brytyjczycy dysponowali tylko jednym typem samolotu. Był nim samolot pokładowy, pionowego startu Sea Harrier, dysponujący wprost niewiarygodną zdolnością manewrowania w powietrzu², dzięki możliwości zmiany wektora ciągu Argentyńczycy posiadali myśliwce konstruowane w myśl zasad z lat sześćdziesiątych. Były to lekkie, szybkie, posiadające ograniczone możliwości manewrowania, samoloty typu: Dagger Skyhawk,, A-4C, Mirage F-1.

Piloci brytyjscy z powodzeniem wykorzystywali przewagę manewrowości własnego sprzętu, zwłaszcza manewru hamowania i pomimo posiadania uzbrojenia pozwalającego na walkę na średnich odległościach dążyli do „zwarcia” w którym panowali niepodzielnie. Chociaż używano głównie uzbrojenia raketowego, niszczenie samolotów następowało zwykle z odległości mniejszej niż 1000m. wykorzystywano również działka (z odległości ok. 400 m). O efektywności przyjętej taktyki może świadczyć fakt, że tylko samoloty Sea Harrier zestrzeliły 31 maszyn argentyńskich, 24 za pomocą rakiet Sidewinder, a 7 za pomocą działek pokładowych [9].

Walki powietrzne toczone w czasie wojny w rejonie Zatoki Perskiej miały zaskakująco inny charakter. Alianci starali się wprowadzać do walki myśliwce na jak największej odległości, wykorzystując olbrzymią przewagę informacyjną zapewnioną dzięki powietrznym systemom dowodzenia, satelitarnym systemom łączności, rozpoznania i nawigacji i środkiem walki radioelektronicznej. Walki powietrzne rozgrywali na odległościach średnich nie pozwalając, nielicznym samolotom irackim, zbliżyć się do własnych maszyn na odległość skutecznego użycia uzbrojenia, hołdując zasadzie minimalnego ryzyka,. Na 38 udokumentowanych zestrzeleń 25 wykonano z użyciem pocisków Sparrow, 13 z użyciem pocisków Sidewinder [1]. Nie zanotowano przypadku zwycięstwa powietrznego przez samolot myśliwski³ odniesionego przy użyciu pokładowego uzbrojenia artyleryjskiego mimo, posiadania takiego uzbrojenia.

¹ *Sukces nad Doliną Bekaa był tym bardziej spektakularny, że Izraelskie samoloty zniszczyły tam w powietrzu aż 86 syryjskich myśliwców MiG-21 i MiG-23.*

² *Np. zatrzymanie samolotu lecącego z prędkością 850km/h w ciągu zaledwie 10 s.*

³ *Zanotowano dwa przypadki strącenia śmigłowców ogniem działek samolotów szturmowych A-10.*

Analizując przebieg wojny o wyzwolenie Kuwejt, mimo jej specyficznego charakteru¹, można dostrzec wyraźną tendencję do zwiększania odległości w walkach powietrznych. Na uwagę zasługuje również fakt utraty znaczenia w walkach powietrznych pokładowego uzbrojenia artyleryjskiego. Niewątpliwym wpływem na to miały osiągnięcia konstruktorów. Zwłaszcza koniec lat siedemdziesiątych i lata osiemdziesiąte przyniosły kolejne, znaczące zmiany w technice lotniczej. Pojawiła się nowa generacja samolotów, które do dziś stanowią podstawowe wyposażenie wielu jednostek myśliwskich i stanowiły osnowę sił powietrznych aliantów w wojnie irackiej. Podstawowe dane taktyczno-techniczne samolotów myśliwskich zawiera załącznik 1. Definitywnie zaniechano budowy superszybkich samolotów, kilkakrotnie przekraczających prędkość dźwięku. Zwiększono przede wszystkim ciąg silników uzyskując większy od jedności stosunek ciągu do masy samolotów. Pozwoliło to nawet do osiągnięcia prędkości wznoszenia powyżej 1 Ma. Wzmocniono konstrukcję płatowca. Zmniejszono masowe obciążenie skrzydła, zastosowano obrysy i profile skrzydeł oraz udoskonalono ich mechanizację, umożliwiającą lot z małymi prędkościami na dużych kątach natarcia i szybkie hamowanie. Przystosowano kabinę tak, by umożliwić pilotowi znoszenie przeciążeń nawet do 9g. Unowocześniono awionikę. Standardowym wyposażeniem samolotu stał się komputer pokładowy. Zainstalowano wielofunkcyjne pokładowe stacje radiolokacyjne umożliwiające śledzenie kilku celów i niezależne naprowadzanie na nie kilku rakiet. Zasięg bojowego zastosowania tych urządzeń wynosi od 60km do 240km. Udoskonalono uzbrojenie raketowe i to zarówno pod względem zasięgu jak i skuteczności niszczenia przeciwnika. Zasięg rakiet Sparrow wzrósł do 50km, a rakiet Sidewinder do 18km. Na uzbrojenie samolotu F-14 wprowadzono rakiety o zasięgu ponad 100km (AIM-54 Phoenix). Podstawowe dane taktyczno-techniczne omawianych rakiet klasy p-p zawiera załącznik 2.

Wymienione wyżej, nowości technologiczne wskazują na dążenie taktyków i konstruktorów do wzmocnienia atrybutu ognia w walkach powietrznych, zarówno w aspekcie wzrostu jego zasięgu, siły jak i skuteczności. Wydaje się być przesądzonym, że w najbliższych latach charakter walk powietrznych zmienił się na trwałe, oddalając od siebie myśliwce na odległość skutecznego ognia raketowego. Wskazują na to również konstrukcje myśliwców czwartej generacji.

¹ *Znaczna dysproporcja potencjału bojowego stron.*

2.3 Konstrukcje lotnicze czwartej generacji i ich wpływ na koncepcje prowadzenia walk powietrznych w przyszłości

Mimo ogólnoświatowych, wyraźnych tendencji ograniczania zbrojeń ostatnie lata zaowocowały realizacją kilku programów budowy samolotu myśliwskiego, który zasługiwałby na miano myśliwca pierwszej połowy XXI wieku. Prawdopodobnie, to potwierdzone znaczenie lotnictwa w rozstrzyganiu lokalnych konfliktów zbrojnych skłoniła jednocześnie kilka krajów do rozpoczęcia i kontynuowania prac konstrukcyjno-wdrożeniowych nad samolotami myśliwskimi czwartej generacji. Niedawno wprowadzono na uzbrojenie takie typy samolotów jak: JAS 39 Gripen (Szwecja) i SU-27M / SU-35 (Rosja), bliski wdrożenia jest Rafale (Francja) i F-22 Lighting II (USA). Prace nad Eurofighter EFA (Anglia, Hiszpania, Niemcy, Włochy) ciągle opóźniają się mimo ponad trzynastoletniej już egzystencji pierwszego prototypu.

Swego rodzaju rewolucją technologiczną jest amerykański F-22. Dzięki zastosowaniu materiałów pochłaniających mikrofałę i odpowiedniemu wyprofilowaniu elementy płatowca uzyskano bardzo niską skuteczną powierzchnię odbicia zmniejszającą znacznie wykrywalność radiolokacyjną. Porównanie średnich skutecznych powierzchni odbicia wybranych samolotów przedstawia załącznik 3. Ponadto całość uzbrojenia i paliwa przenoszona jest w omawianej konstrukcji wewnątrz kadłuba. Wszystkie pozostałe konstrukcje poprzez zastosowanie kompozytów (30-35%) oraz małe gabaryty, za wyjątkiem SU-27M, mają cechy samolotu trudnego do wykrycia. Odporność na zniszczenie poza wzmocnieniem płatowca zapewnia zwielokrotnianie układów sterowania. Wszystkie nowe konstrukcje cechuje niski czas odtwarzania gotowości bojowej dzięki uproszczeniu obsługi (np. czas odtwarzania gotowości bojowej F-22 wynosi ok. 15 min) [15].

Jedną z wyróżniających cech F-22 i Rafale jest możliwość osiągnięcia prędkości naddźwiękowej bez włączania dopalacza (oszczędza to paliwo i wydłuża czas prowadzenia walki). Nieograniczone operowanie prędkością naddźwiękową zwiększa znacznie prawdopodobieństwo zbliżenia do celów powietrznych nie posiadających takich możliwości.

Kolejną wspólną cechą omawianych samolotów jest wyposażenie ich w nowoczesne skomputeryzowane systemy celownicze automatyzujące procesy przechwytywania, wyboru celów do zwalczania, określenia momentu odpalenia. Ich zasadniczym elementem są pokładowe stacje radiolokacyjne o dużym zasięgu (np. zasięg stacji SU-27M szacuje się na ok. 400 km z możliwością jednoczesnego śledzenia 15 celów), szczególnie odporne na zakłócenia.

Su-27M posiada w części ogonowej zamontowany jest radiolokator obserwacji tylnej półsfery i naprowadzania raket w tym kierunku [24]. Radiolokator Rafale wyposażono w stacje umożliwiającą wykrycie celu o powierzchni odbicia od 0,1 m² z odległości ok. 100km (ok. 65km na tle ziemi) [14].

Kompleksy celowniczo-nawigacyjne samolotów myśliwskich wyposaża się również w urządzenia optoelektroniczne (w skład których wchodzi najczęściej termonamiernik, dalmierz laserowy, i inne optyczne układy celownicze). Urządzenia te pozwalają na wykrycie i zaatakowanie celu bez potrzeby wypromieniowania energii elektromagnetycznej, a ich zasięg sięga aż 70km jak w wypadku OEPS-27 na SU-27M.

Współczesne kompleksy celowniczo-nawigacyjne dają myśliwcom czwartej generacji przewagę nad starszymi typami samolotów nie tylko w odległości wykrycia celu ale także zapewniają większe prawdopodobieństwa wykrycia i ataku

Zapewnienie samolotom niespotykanych dotąd zdolności manewrowania osiągnięto poprzez:

- stosowanie silników o dużym nadmiarze ciągu, z układami wlotowymi umożliwiającymi ich stabilną pracę na kątach natarcia nawet powyżej 60°;
- zmniejszenie masy samolotu poprzez powszechne stosowanie kompozytów;
- zmianę wektora ciągu (F-22, Su-27M i eksperymentalny X-31);
- stosowanie skrzydeł o dużej powierzchni, odpowiednim obrysie i profilu, zastosowanie dodatkowych powierzchni sterowych z przodu samolotu "układ kaczka" (SU-27M, Gripen, Eurofighter, Rafale);
- zastosowanie układów aktywnego sterowania "fly by wire";

Przedsięwzięcia te znacznie zwiększają prawdopodobieństwo zbliżenia i ataku samolotów czwartej generacji w wypadku manewrowych walk powietrznych, pozwalają także unikać w pewnych warunkach¹ rażenia niektórymi raketami dalekiego zasięgu.

Prawdopodobieństwo rażenia celów powietrznych, uzyskiwane przez współczesne myśliwce ulega również znaczącemu zwiększeniu dzięki udoskonaleniu uzbrojenia. Powstają

¹ Np. odpalonych na kursach zbliżeniowych na granicy dalszej strefy ognia. Wówczas, czas w porę wykonanej zmiany kursu przez ostrzelany cel powietrzny może być krótszy niż czas dolotu pocisku raketowego do wyliczonego punktu spotkania z celem. To w konsekwencji może doprowadzić do wyjścia celu ze strefy rażenia pocisku raketowego.

kolejne, lepsze wersje używanych już pocisków, a także do uzbrojenia wchodzi następna ich generacja.

Zastosowanie aktywnego (autonomicznego) systemu naprowadzania w nowych rodzajach rakiet średniego zasięgu R-77 (Rosja) AIM-120 AMRAAM (USA), MICA (Francja), zwolniło pilota z konieczności podświetlania celu własną, pokładową stacją radiolokacyjną w myśl zasady: „odpal i zapomnij”.

Pocisk AIM-120 jest swego rodzaju osiągnięciem technologicznym. Jego komputer pokładowy i radiolokator (przy ciężarze 50kg) wykonuje, takie same zadania jak pokładowe stacje samolotów myśliwskich. Komputer pokładowy steruje procesem naprowadzania, korygując lot pocisku na podstawie danych radiolokatora. W przypadku gdy cel emituje zakłócenia głowica pocisku przechodzi automatycznie na śledzenie źródła zakłóceń. Prędkość pocisku, po odpaleniu, osiąga 4 Ma. Jego rosyjski odpowiednik R-77M posiada ponadto wysoką zdolność manewrowania (np. prędkość kątową zmiany kursu dochodzącą do 150°/s.).

Pojawiają się sygnały o pracach nad rosyjskim pociskiem dla Su-27M, (o prawdopodobnej nazwie KS-172), którego zasięg byłby rzędu 400km.

Zwiększono także zasięg niektórych pocisków średniego zasięgu na przykład AIM-7 z 50 do 100km, czy R-27R1 (po modyfikacji R-27EM) z 60 do 170km.

Kierowane pociski raketowe nowego typu są wysoce odporne na działanie zakłóceń, a nawet w przypadku zakłóceń aktywnych emitowanych z pokładu atakowanego statku powietrznego tzw. „śląd elektroniczny” wykorzystywany do naprowadzania na cel zostaje wzmocniony.

Istniejące już pociski samonaprowadzające się na podczerwień takie jak Sidewinder czy R-73E zmodernizowano: zwiększając ich zdolności manewrowe (poprzez zwiększenie powierzchni sterowych, sterowanie ciągiem silników, większą wytrzymałość materiałów) i zasięgi przechwycenia celów oraz niezawodność rażenia, uodporniając je na mylące działanie flar i doskonałe zapalniki. Podstawowe dane taktyczno-techniczne rakiet klasy p-p przedstawia załącznik 4.

Analiza działań lotnictwa myśliwskiego w konfliktach po drugiej wojnie światowej pozwala sądzić, że znaczny wpływ na sposób prowadzenia działań przez samoloty myśliwskie wywierają cechy konstrukcyjne samolotów, ich uzbrojenie oraz pokładowe środki radiolokacyjne. Wyszkolenie pilotów z reguły dostosowane było do możliwości sprzętu. Samoloty, które są właśnie wdrażane do służby w różnych armiach, a także ich uzbrojenie posiadają cechy, które z pewnością zmienią obraz walki powietrznej w przyszłości.

Biorąc pod uwagę, że czasie ostatniej wojny w Zatoce Perskiej żaden samolot aliantów nie został zniszczony w walce powietrznej, a gros zwycięstw odnieśli oni wykonując ataki w przednią półsferę celu przy użyciu rakiet średniego zasięgu¹ wydaje się, że utrzymana będzie tendencja do rozpoczynania walki na coraz większych odległościach, zwłaszcza, że zasięgi rakiet klasy powietrze-powietrze stale rosną i zaczynają być porównywalne z zasięgami pokładowych systemów kierowania uzbrojeniem. Wymaga to zapewnienia wczesnego wykrycia i rozpoznania przeciwnika przez naziemne i powietrzne systemy wczesnego wykrywania i ostrzegania oraz pokładowe stacje radiolokacyjne. Te ostatnie osiągają już zasięgi ponad 200km (a nawet w niektórych wypadkach 400 km). Ilustruje to załącznik 5. Znaczny wzrost skuteczności ataków z dużych i średnich odległości, potwierdzony już w Zatoce Perskiej, wskazuje, że cel walk powietrznych może być osiągnięty bez potrzeby kontynuowania ich na małych odległościach, zwłaszcza w przyszłości. Jest to tym bardziej prawdopodobne gdyż ostatnie lata pozwalają na odnotowanie kolejnego postępu w dziedzinie uzbrojenia lotniczego. W przypadku powszechnego stosowania rakiet z aktywnym, radiolokacyjnym układem kierowania nie ma już konieczności utrzymywania określonych warunków lotu podczas ataku. Samonaprowadzające się na ślad termiczny (podczerwień) pociski raketowe mogą obecnie również być odpalane z odległości przekraczającej widzialność wzrokową celu, zwłaszcza, że kompleksy celowniczo-nawigacyjne wyposaża się w termonamierniki.

Działania w Zatoce Perskiej potwierdziły, że decyzja o tym czy grupowa walka powietrzna, po wykonaniu ataków z dużej i średniej odległości, ma przerodzić się w walki manewrowe, decydować może strona posiadająca przewagę technologiczną. Oznacza to, że manewrowych walk powietrznych nie można w przyszłości wykluczyć, ale poprzedzać je będą z reguły ataki ze średniej (dużej) odległości. Ma to bardzo ważne, moim zdaniem, znaczenie dla rozważań dotyczących rezultatów tych walk, gdyż nie zawsze będzie zasadne obliczenie prawdopodobieństwa rażenia celu elementarnego z uwzględnieniem wszystkich środków rażenia klasy p-p w jakie uzbrojony jest rozważany typ samolotu myśliwskiego. A takie założenia leżą u podstaw obecnie wykorzystywanych metod obliczania wskaźników skuteczności LM.

Wątpliwości wielu ekspertów budzić może jedynie problem czy ataki na dużych odległościach staną się powszechną praktyką? Pomimo olbrzymich możliwości w zakresie odległości wykrywania i niszczenia celów powietrznych atak na dużych odległościach do

¹ Utrzymując przeciwników na dystans

celów o dużych zdolnościach manewrowych może być nieskuteczny. Ponadto rakiety dużego zasięgu są stosunkowo kosztowne. Sądzi się zatem, że jest mało prawdopodobne powszechne prowadzenie walk na bardzo dużych odległościach. Uważa się, że rakiety o zasięgu około 150km (R-33 czy AIM-54 Phoenix) będą używane do celów o zmniejszonych zdolnościach manewrowych i szczególnie ważnych, takich jak np. powietrzne stanowiska dowodzenia czy bombowce strategiczne.

Kolejną cechą przyszłych walk powietrznych będzie operowanie po jednej stronie myśliwców różnego typu, wzajemnie uzupełniających swoje właściwości bojowe (stosowanie ugrupowań mieszanych np. F-15 i F-16). Potwierdzają to również eksperymenty z samolotami Su-27P występującymi niejako w roli powietrznego stanowiska naprowadzania¹. Wykonywały one loty o długotrwałości około ośmiu godzin (z dwukrotnym tankowaniem w powietrzu). Zapewniało to informację radiolokacyjną i osłonę innym samolotom myśliwskim, realizowaną przy użyciu rakiet dalekiego zasięgu, stanowiących uzbrojenie Su-27P.

Dla zapewnienia efektywnego użycia samolotów na jak największym dystansie będzie się dążyło do uzyskania jak największej strefy informacji radiolokacyjnej.

Ceny i możliwości bojowe współczesnych samolotów osiągają coraz to wyższe poziomy. Trwa ogólnosiwiatowy proces rozbrojeniowy i dotyczy on również samolotów. W perspektywie czasu, liczby samolotów desygnowanych do wykonania określonych zadań ulegać będą stałemu zmniejszaniu. Można się zatem spodziewać w przyszłości, coraz to mniejszych ugrupowań lotniczych toczących walki powietrzne.

Należy ponadto podkreślić, że koncepcja samolotu wielozadaniowego w dobie precyzyjnych lotniczych środków rażenia jest szczególnie aktualna (F-4, F-15, F-16, F-18, Harrier). W ugrupowaniu przenikającym obronę powietrzną (wykonującym zadania uderzeniowe) te same typy samolotów mogą wykonywać zadania np. niszczenia obiektów naziemnych, osłony myśliwskiej czy radioelektronicznej na własną korzyść lub też realizować rozpoznanie skutków uderzeń.

Należy oczekiwać, że wmyśl powyższych stwierdzeń, dotyczących charakteru przyszłych walk powietrznych, pewnym uaktualnieniom powinny ulec normy taktyczno-operacyjne, dotyczące wymiarów stref odpowiedzialności lotnictwa myśliwskiego (FAOR), a także zasad współdziałania z naziemnymi środkami obrony powietrznej.

¹ *Rolę taką odgrywać może również samolot MiG-31 posiadający stację Zasłon ZBI-16 o zasięgu 200-320 km, który ponadto ma możliwość automatycznego wskazywania celów myśliwcom dyżurującym w powietrzu.*

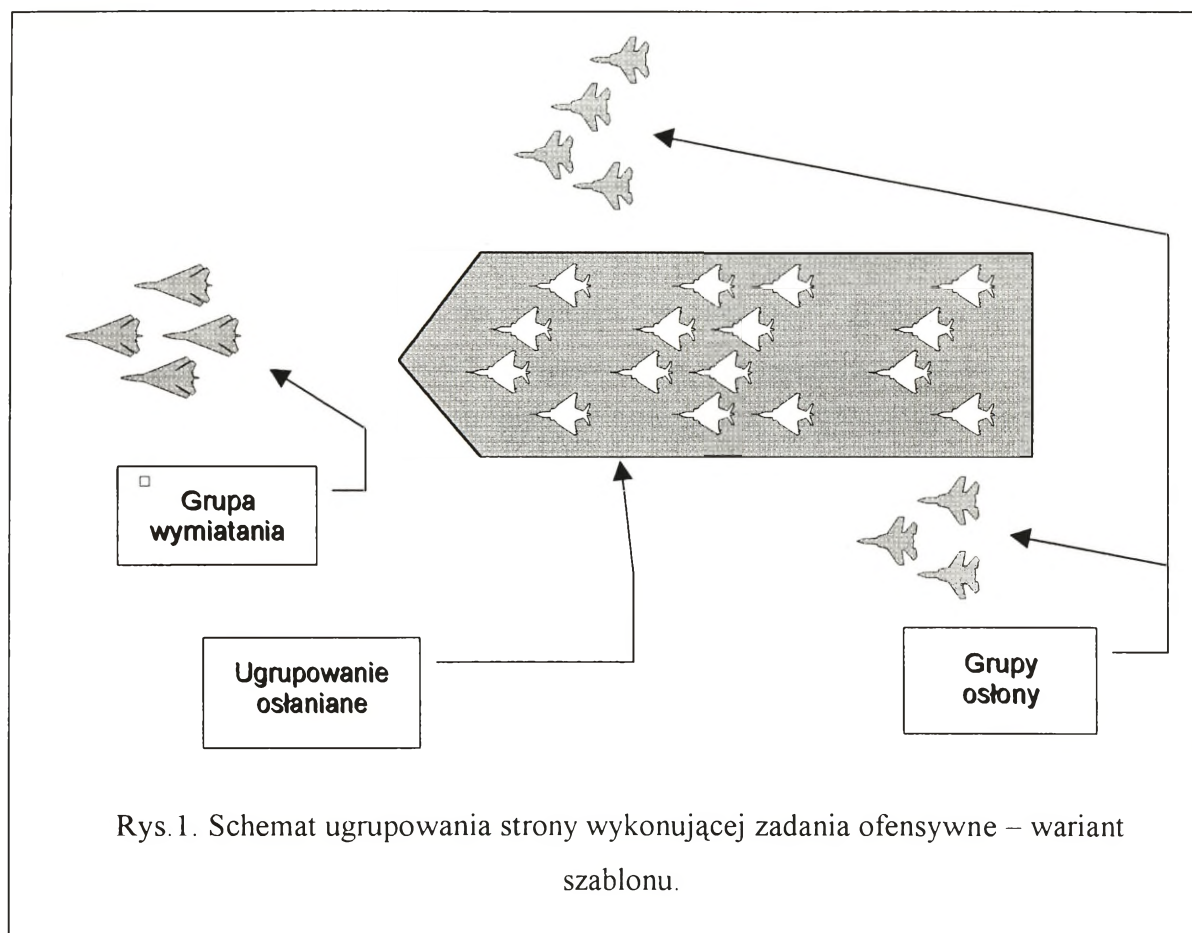
Mając na uwadze cel niniejszego opracowania, istotnym problemem jest przyjęcie w miarę ogólnego modelu walczących w powietrzu stron, który stanowiłby punkt wyjścia do dalszych analiz. Jak już zaznaczono w rozdziale 1, do walk powietrznych dochodzić będzie z reguły między ugrupowaniem wykonującym zadania obrony powietrznej a ugrupowaniem mającym zrealizować zadania uderzeniowe. Walki toczone będą głównie nad obszarem strony broniącej się w strefach odpowiedzialności jej LM (FAOR -Fighter Area of Responsibility). Rozwiązania problemu należy więc poszukiwać, biorąc pod uwagę typowe ugrupowania bojowe znane w teorii taktyki LMB i LM.

Z analiz rozwiązań przyjmowanych przez ćwiczące zespoły w trakcie ćwiczeń dowódczo-sztabowych w obronie powietrznej wystarczy przyjąć model złożony z trzech rzutów LM OP. W ogólnym przypadku najczęściej dwa pierwsze rzuty planuje się wprowadzać do walki z dyżurowania w powietrzu, kolejny rzut z dyżurowania na lotniskach w określonych stopniach gotowości bojowej. Większa liczba rzutów niż trzy wydaje się niepotrzebna z uwagi na praktyczne trudności tworzenia większych formacji bojowych LM. Wynikają one z ograniczonego czasu walk powietrznych, ograniczonych możliwości dyżurowania samolotów myśliwskich w powietrzu oraz deficytu czasu dysponowanego na formowanie ugrupowań bojowych po starcie z lotnisk itp. Potwierdzają to dokładne analizy możliwości przestrzenno-czasowych LM, a w tym położen możliwych rubieży wprowadzenia do walki w różnych typowych tłach taktycznych obserwowanych ćwiczeń dowódczo-sztabowych, prowadzonych w ramach procesu dydaktycznego w Wydziale WL i OP. Oczywiście z drugiej strony przyjęty ogólny model ugrupowania LM OP w praktyce może być zredukowany formalnie do jednego myśliwca OP. Parametry przestrzenno-czasowe i inne dane, ważne dla oceny rezultatów walki toczonej przez takie ugrupowanie stanowiłyby parametry wejściowe do obliczeń.

W wypadku strony wykonującej zadania ofensywne, istotnym jest niewątpliwie (w aspekcie rezultatów walki powietrznej), które z podgrup taktycznego przeznaczenia posiadają uzbrojenie klasy p-p, a które nie posiadają takiego uzbrojenia. W ogólnym modelu nalotu można by wyróżniać tylko dwa rodzaje podgrup posiadających uzbrojenie klasy p-p i nie posiadające takiego uzbrojenia. Jest to jedna z możliwych linii podziału. Ważniejszym moim zdaniem jest określenie ponadto, które z podgrup mogą wykonywać zadania myśliwskie, a które takich zadań nie będą wykonywały z zasady (pomimo posiadania uzbrojenia klasy p-p do samoobrony). Na marginesie trzeba zaznaczyć, że definiowanie taktyki działania poszczególnych elementów ugrupowania w aspekcie ich udziału w walce powietrznej jest koniecznością w zamierzonej metodyce oceny rezultatów grupowych walk powietrznych. Problemowi temu, jak i innym parametrom wejściowym, poświęcę więcej miejsca w dalszej

części opracowania.

Proponuje się zatem przyjmować model ugrupowania strony wykonującej zadania ofensywne poprzez wybór jednego „szablону” ze zbioru, w jaki planuje się zaopatrzyć interfejs programu. Wariant takiego szablonu ugrupowania, przedstawiono na rysunku 1.



2.4 Ocena wykorzystywanych metod obliczania oczekiwanych rezultatów walk powietrznych

Literatura przedmiotu dotycząca skuteczności ogniowej lotnictwa myśliwskiego to szereg opracowań piśmienniczych, z których autor uznał za najbardziej znane i reprezentatywne następujące pozycje:[4][8][12][13][18][19][26][27][28]. Zawarto w nich opisy trzech różnych metodyk określania prawdopodobieństwa wykonania zadania rażenia celu elementarnego¹ przez pojedynczy samolot myśliwski. Pozycje: [18][19][29] zawierają opis tej samej metodyki określania potrzebnej liczby samolotów myśliwskich do wykonania zadania

¹ W teorii skuteczności strzelania powietrznego celem elementarnym nazywa się cel do którego realizowane jest jedno niezależne celowanie.

bojowego¹ i oczekiwanych rezultatów grupowej walki powietrznej, znanej pod nieco archaiczną nazwą: „Wykresowoanalityczna metoda określania składu samolotów” [29], którą dalej dla uproszczenia nazywał będę - w skrócie - metodą „graficzno-analityczną”. Ponadto, autor dysponuje materiałami amerykańskimi, dotyczącymi oceny skuteczności manewrowej walki powietrznej opracowanych na podstawie poglądów uznanych na zachodzie naukowców i ekspertów z tej dziedziny panów Herbst’a i Krogull’a oraz innych konstruktorów lotniczych firmy Lockheed. Materiały te nie mają formy wydawnictwa, gdyż zostały pozyskane w formie dostępnych kserokopii prezentacji komputerowych, ilustrujących wystąpienia strony amerykańskiej podczas międzynarodowego seminarium z udziałem zaproszonych oficerów WLOP w 1995r.

Wielkościami wejściowymi do obliczeń w metodzie graficzno-analitycznej jest prawdopodobieństwo rażenia celu elementarnego, prawdopodobieństwo gwarantowane obliczeń² (P_G), schemat organizacji ataków³ („strzelania” [29]), skład celu (K_c) oraz dla obliczeń potrzebnej liczby sił zadanie bojowe w formie liczby celów jaką należy razić (m), a dla obliczeń oczekiwanych wyników działań liczbę samolotów jaka jest w dyspozycji (N). Wykorzystywanie tej metody do kalkulacji wymaga posiadania stosownych wykresów i posługiwania się nimi według ustalonych wzorów - „kluczy”. Zastosowanie wykresów wynikało z konieczności ułatwienia posługiwania się schematem Bernoulliego. Wykorzystanie algebraicznej postaci tego schematu w celu określenia prawdopodobieństwa określonej liczby sukcesów przy zadanej liczbie prób wymaga bowiem stosowania skomplikowanych algorytmów obliczeniowych co jest niewątpliwie kłopotliwe. Wielokrotne wykorzystywanie opisywanej metody „graficzno-analitycznej” mieści się w ogólnej koncepcji algorytmu autorskiego, którą przedstawię w dalszej części opracowania. Dlatego też opracowałem procedurę obliczeniową w języku programowania „Turbo Pascal”⁴, która może stanowić gotową aplikację komputerową, zastępującą tą niewygodną w wykorzystywaniu

¹ Rozumianego jako zwycięstwo w pojedynczej walce powietrznej, utożsamiane z prawdopodobieństwem rażenia celu elementarnego pod warunkiem uwzględnienia przy jego obliczaniu wszystkich pozostałych czynników wpływających na ostateczny efekt walki.

² Tam, gdzie jako wskaźnik skuteczności może być przyjęta oczekiwana liczba zniszczonych celów powietrznych obliczenia wykonuje się dla $P_G=0.5$.

³ Z przeniesieniem ognia lub bez przeniesienia ognia.

⁴ W wielu publikacjach naukowych składnia języków programowania tzw. „pascalopodobnych” uznawana jest za standardową formę zapisów zależności logicznych i algorytmów.

metodę. Kod źródłowy owej procedury zawiera załącznik 6.

Znajomość prawdopodobieństwa sukcesu w relacji pomiędzy dwoma walczącymi statkami powietrznymi pozwala tylko w pewnych warunkach na obliczenie oczekiwanych rezultatów grupowej walki powietrznej. Metoda ta oparta jest na poszukiwaniu liczby sukcesów według schematu Bernoulliego (istota metody graficzno-analitycznej) Zakłada ona stałe prawdopodobieństwo sukcesu w ciągu całej walki. Zasadność tego podejścia tłumaczy charakter walk powietrznych toczonych po II wojnie światowej (patrz podrozdział 2.2), ale stoi ono w sprzeczności z tendencjami rozwoju taktyki walk powietrznych najbliższej przyszłości, co potwierdzają treści zawarte w podrozdziale 2.3. Wymaga to zastosowania odmiennego podejścia w odniesieniu do każdej z sytuacji takich, jak: walki na dużych, średnich i małych odległościach, gdyż na rezultaty następujących po sobie ataków będą miały wpływ rezultaty ataków je poprzedzających. W ogólnym przypadku inne bowiem będą składy walczących grup po wzajemnej wymianie ognia za pomocą rakiet dużego zasięgu, a inne po wykorzystaniu rakiet średniego zasięgu. Nie będzie zatem można skorzystać tak, jak to czyniono zwykle, korzystając z zasady niezależności zdarzeń przy obliczaniu sumarycznego prawdopodobieństwa rażenia celu elementarnego dla całości posiadanego uzbrojenia przez konkretnych uczestników planowanej walki powietrznej. Jest to moim zdaniem, zasadnicza ułomność metody graficzno-analitycznej, którą należałoby wyeliminować w przyszłych aplikacjach komputerowych wspomagających ocenę rezultatów grupowych walk powietrznych.

Innym problemem jest wiarygodność i możliwość wykorzystania znanych metod określania prawdopodobieństwa wykonania zadania rażenia celu elementarnego w jednym niezależnym ataku.

W pozycji [8], stanowiącej opis algorytmu znanej aplikacji „PRZENIKANIE” podany jest sposób obliczania tego prawdopodobieństwa dla przypadku gdy atakowana strona nie przeciwdziałał ogniowo. Można by zatem było wykorzystać fragment istniejącego algorytmu jedynie w wypadku obliczeń rezultatów atakowania grup uderzeniowych LMB, ale należy stwierdzić, że zbyt wiele wątpliwości budzą poszczególne, wykorzystywane w tej części algorytmu zależności. Mają one charakter empiryczny. Biorąc pod uwagę, że zostały „dopasowane” niejako do poglądów o prowadzeniu walk powietrznych obowiązujących w latach siedemdziesiątych, można mieć podejrzenia, że nie są aktualne dzisiaj. Autor, z oczywistych względów, nie posiada możliwości weryfikacji omawianych zależności, wychodzi jednak z założenia, że zależności empiryczne jako, że nie posiadają uzasadnienia teoretycznego, a jedynie praktyczne, mogą bez dodatkowej, praktycznej weryfikacji, pewnie

opisywać tylko tę rzeczywistość dla jakiej je wygenerowano. Mogą ponadto służyć częściowej weryfikacji analogicznych, nowych zależności, we wspólnym dla obu obszarze (dziedzinie) obowiązywania. Nie oznacza to, że wszystkie zależności, dotyczące określania interesującego nas prawdopodobieństwa są według autora mało wiarygodne. Szczegółowo do wybranych odniosę się w rozdziale 3.

Na uwagę zasługują zależności pozwalające obliczać wartość prawdopodobieństwa wykonania zadania rażenia celu elementarnego w jednym niezależnym ataku podane w pozycjach [18][19][28][29], choć trzeba stwierdzić, że ich wartość praktyczna polegająca na możliwości wykonania obliczeń, dla konkretnej sytuacji taktycznej jest znikoma. Nie transponują one bowiem dostępnych danych taktyczno-technicznych samolotów na pożądany rezultat w sposób jasny. Wymagają od użytkownika dodatkowych założeń „eksperyckich”, których nie można z reguły potwierdzić w oparciu o rzeczywistość takich jak np.: określenie wartości prawdopodobieństwa wykrycia ŚNP, wpływu przeciwdziałania radioelektronicznego i ogniowego przeciwnika na wykonanie zadania przez samolot myśliwski itp.

Trzecia metoda określania interesującego nas prawdopodobieństwa opisana w pozycji [21] zawiera poważne mankamenty w postaci ewidentnych błędów formalnych w zapisie kluczowych sekwencji prezentowanych tam zależności matematycznych (np. sekwencja od zależności $5 \div 7$ na s.28 i s.29 tamże).

W tej sytuacji sformułowanie „... wykorzystywanych ...” użyte w tytule niniejszego podrozdziału wydaje się być niejako „na wyrost”, gdyż powyższe rozważania ujawniają raczej przyczyny niewykorzystywania w praktyce opisywanych metod.

3 MATEMATYCZNY MODEL OCENY REZULTATÓW GRUPOWYCH WALK POWIETRZNYCH

Cel opracowania sprawia, że zasadnicze czynniki, determinujące rezultaty starcia powietrznego powinny być rozpatrzone w kontekście ich mierzalnego wpływu na prawdopodobieństwo odniesienia sukcesu w poszczególnych etapach walki. Znalezienie zależności ilościowych między wartościami tych prawdopodobieństw, a różnymi ich determinantami, jest istotą tworzenia probabilistycznego modelu oceny rezultatów grupowych walk powietrznych i zasadniczą treścią tego rozdziału.

3.1 Czynniki determinujące wyniki grupowych walk powietrznych

Skala złożoności informacyjnej procesu walki powietrznej jest powszechnie uświadomiona. Uniemożliwia to znalezienie formuł matematycznych w pełni opisujących wszystkie czynniki i elementy składowe jemu towarzyszące.

Przeprowadzone badania, polegające na analizie literatury przedmiotu¹, pozwoliły jednak ustalić najważniejsze czynniki wpływające na ostateczne wyniki walki. Już samo określenie ich hierarchii ważności może budzić kontrowersje. Dlatego też, przedstawione poniżej grupy najważniejszych czynników, są zestawiono w porządku pozostającym bez związku z oceną ich ważności. Przy czym, jak łatwo zauważyć, dwie pierwsze grupy czynników determinują taktykę działań obu stron (grupę trzecią). Są to zatem następujące grupy czynników:

1. Grupa czynników względnie obiektywnych², charakteryzująca pole walki, do których zaliczyłbym:
 - właściwości lotno-taktyczne samolotów przeciwstawnych stron i wynikające z nich ich możliwości bojowe (w znacznym zakresie charakteryzowane poprzez ich dane taktyczno-techniczne);

¹ Problematyką prowadzenia walk powietrznych zajmuje się taktyka działania kluczy (par) i eskadr samolotów myśliwskich w walce powietrznej. Zasadnicze wnioski co do sposobów i zasad prowadzenia walk powietrznych z udziałem określonych typów statków powietrznych znaleźć można w stosownych metodykach szkolenia lotniczego w częściach poświęconych zastosowaniu bojowemu. Stanowią one formalne źródło poznania obowiązujących poglądów co do możliwości i sposobów prowadzenia walk powietrznych przez zasadnicze uzbrojenie naszych sił powietrznych i łącznie z literaturą, wykazaną w bibliografii, pozwalają realizować wyznaczone zadania badawcze, w których wykorzystywana jest metoda analizy piśmiennictwa.

² W rozumieniu autora takich, na które dowodzący nie mają wpływu w czasie trwania operacji (kampanii), a mogą je tylko przewidywać lub oceniać.

- stopień wyszkolenia personelu latającego i naziemnego personelu zabezpieczającego działania obu przeciwstawnych stron;
 - warunki atmosferyczne;
 - pora doby i roku;
2. Grupa czynników operacyjno-taktycznych - wynikających z aktualnej sytuacji operacyjno-taktycznej (stopnia uzyskanej przewagi w powietrzu), kształtowanej przez prowadzących operację dowódców i aktualny jej rozwój. Zaliczam do nich takie czynniki, jak:
- liczba statków powietrznych biorących udział w walce po każdej ze stron;
 - uzbrojenie statków powietrznych i aktualny zapas paliwa dysponowany na walkę powietrzną;
 - stan zabezpieczenia działań walczących stron (zapewnienie informacji o przeciwniku powietrznym, naprowadzanie i wskazywanie celów - możliwości kierowania walką powietrzną z Ziemi, prowadzenie walki radioelektronicznej, zapewnienie sprawności lotnisk startu i lądowań, tankowania w powietrzu itp.);
 - ustalone na szczeblu operacyjnym zasady użycia broni i zasady kwalifikowania wykrytych obiektów powietrznych jako cele do zwalczania (np. ROE – Rules of Engagement);
 - bieżące poglądy na taktykę prowadzenia walk powietrznych i pokonywania obrony powietrznej przeciwnika oraz plany użycia lotnictwa w operacji, a w tym wykorzystania przestrzeni powietrznej;
3. Przyjęta taktyka walki przez obie strony, a w tym takie jej elementy jak:
- możliwości wykrycia i rozpoznania przeciwnika powietrznego jako pierwszy i możliwość zaskoczenia go;
 - warunki lotu poszczególnych ugrupowań¹, ich położenie i rodzaj w momencie wywiązania się walki (prędkość, wysokość, parametry ugrupowań);
 - możliwości dowodzenia w walce powietrznej w powietrzu;

¹ W taktyce prowadzenia walk powietrznych przez taktyczne lotnictwo myśliwskie NATO dużą wagę przywiązuje się do zapewnienia przewagi nad przeciwnikiem w wartości tzw. wyjściowego potencjału energetycznego myśliwców w momencie wejścia do walki.

- podział sił na poszczególne cele i możliwości tworzenia lokalnych przewag w określonym miejscu i czasie;
- liczba możliwych ataków;
- preferowany sposób ataków (z dużej, średniej czy małej odległości)¹;
- stosowane manewry (zaczepne i obronne);
- zasady wykorzystania uzbrojenia;
- zasady wykorzystania indywidualnych środków walki radioelektronicznej i obrony (np. pułapek termicznych);

Szczegółowe omówienie wpływu wszystkich z wymienionych wyżej czynników na rezultaty walk powietrznych wydaje się niecelowe, ponieważ charakteryzujące większość z nich zależności matematyczne zostały wraz z niezbędnymi objaśnieniami zawarte w proponowanych, w dalszej części opracowania, metodach obliczeniowych mających stanowić podstawą algorytmu przyszłej aplikacji wspomagających ocenę tych rezultatów.

Warto jednak odnieść się do tych czynników, których charakteryzowanie wskaźnikami liczbowymi jest do dziś trudne i nie do końca rozwiązane.

Czynnik ludzki - indywidualne cechy psychiczne i fizyczne oraz umiejętności pilotów są zwykle charakteryzowane stopniem ich wykszolenia². Nie oddaje to w pełni istoty wpływu omawianego czynnika na możliwości wykorzystania potencjału bojowego w walce - jaki stanowi użytkowana przez ludzi technika (zwłaszcza w indywidualnych wypadkach). Podejście autora do problemu ma jednak charakter probabilistyczny, przy którym nie rozważa się wyjątków, jak w podejściach opartych np. na teorii katastrof. Stąd domyślne założenie dobrego wykszolenia pilotów i personelu naziemnego, zabezpieczającego działania w powietrzu w wypadku obu walczących stron wydaje się sprawiedliwe i w sensie statystycznym zasadne.

Powzięte decyzje w czasie walki co do: stosowanych manewrów, podziału wysiłku na określone cele sposobów ataku czy też zasad użycia uzbrojenia, mogą być odwzorowywane w

¹ Istotnym dla wyniku walki wydaje się np. ustalenie czy po wykonaniu ataków z dużych i średnich odległości będą kontynuowane manewrowe walki na małych i bliskich odległościach.

² Np. w skali: bardzo dobry, dobry, dostateczny.

symulatorach walk powietrznych¹. W podejściu probabilistycznym, często spotykaną metodą ich uwzględniania jest ustalanie określonych, uśrednionych współczynników służących z kolei do obliczania prawdopodobieństw zajścia kolejnych zdarzeń w procesie walki powietrznej. Współczynniki te określa się zwykle drogą opracowania statystycznego wyników otrzymanych metodami empirycznymi (uzyskanych podczas prób poligonowych, ćwiczeń doświadczalnych czy też z wykorzystaniem metod symulacyjnych). Przykładem takiego rozwiązania jest, opisany w pozycji [8], algorytm modułu „Myśliwiec”, funkcjonujący w programie „PRZENIKANIE”.

Wpływ na taktykę prowadzenia walki zasad użycia broni i kwalifikowania wykrytych obiektów powietrznych jako cele do zwalczania (ROE) może mieć istotne znaczenie w czasie eskalacji konfliktu zbrojnego, w wypadku gdy zasady te ograniczają swobodę walczących stron. Mogą one być odwzorowane moim zdaniem w ograniczeniu czasu dysponowanego na atak o czas potrzebny na dodatkowe przedsięwzięcia związane z respektowaniem tych zasad. Czas ten wynika z procedur przyjętych w systemie dowodzenia. Natomiast ustalenie jego wartości, jako wielkości wejściowej potrzebnej do kalkulacji byłoby w gestii decydenta.

3.2 Prawdopodobieństwo wykrycia celu i naprowadzenia na obiekt ataku

Wykrycie, rozpoznanie² celu powietrznego i wskazanie jego położenia lotnictwu w celu podjęcia z nim walki, jest efektem działania elementów systemu wczesnego wykrywania i ostrzegania³. Pracują one nie tylko na rzecz systemu dowodzenia i naprowadzania lotnictwa, ale również i zabezpieczają w informację o sytuacji powietrznej inne aktywne środki walki. Niektóre z elementów tego systemu nie zawsze będą funkcjonować w infrastrukturze zabezpieczającej działania lotnictwa w obszarze gdzie planowane jest starcie powietrzne. Może mieć to istotny wpływ na prawdopodobieństwo wykrycia celów powietrznych przez

¹ *Metody symulacyjne z uwagi na możliwość odwzorowania dynamiki działań są wprost idealne do prowadzenia gier wojennych (taktycznych), ale z uwagi na niejednoznaczność wyników każdej symulacji nie są moim zdaniem wygodne w wykorzystaniu do określania probabilistycznych wskaźników możliwości bojowych istotnych w czasie planowania działań. Wynika to z konieczności badania rozkładu wyników wielu symulacji w celu ustalenia wyników najbardziej prawdopodobnych.*

² *Rozpoznanie celu powietrznego może być traktowane jako ustalenie jego przynależności. W wyniku rozpoznania możliwe są również stwierdzenia o mniejszej wartości rozpoznawczej np., że nie jest to samolot własny lub, że nie jest to przeciwnik powietrzny,*

³ *W literaturze przedmiotu funkcjonuje także określenie jednolity system rozpoznania sytuacji powietrznej.*

przeciwne strony. W ogólnym przypadku do elementów systemu wczesnego wykrywania i ostrzegania zalicza się:

- naziemną infrastrukturę rozpoznania i naprowadzania (posterunki radiolokacyjne i obserwacji wzrokowej, podsystemy dowodzenia i punktów naprowadzania, podsystem rozpoznania radioelektronicznego i inne współdziałające, naziemne i nawodne źródła informacji o sytuacji powietrznej);
- powietrzne elementy systemu wczesnego wykrywania i ostrzegania (np. samoloty E-3A, Awizo, E-8);
- pokładowe kompleksy celowniczo-nawigacyjne lub obserwację wzrokową prowadzoną z samolotów biorących udział w walce.

Można sądzić, że w niedalekiej przyszłości zasadniczym źródłem informacji o sytuacji powietrznej będą sensory umieszczone w kosmosie.

W pierwszym przybliżeniu, zdarzenia samodzielnego wykrycia ŚNP przez wymienione wyżej źródła można traktować jako zdarzenia niezależne w rozumieniu rachunku prawdopodobieństwa.

Sumaryczne prawdopodobieństwo wykrycia celu powietrznego w omawianym systemie ($P_{wykr.}$) jest wynikiem celowego działania wymienionych wyżej trzech elementów, z których każdy charakteryzować można własnym, prawdopodobieństwem wykrycia w konkretnym obszarze przestrzeni powietrznej tam, gdzie planujemy walkę. Wartość interesującego nas prawdopodobieństwa można zatem określić na podstawie zależności:

$$P_{wykr.} = 1 - (1 - P_{wykr.1}) \circ (1 - P_{wykr.2}) \circ (1 - P_{wykr.3}); \quad (3.1)$$

gdzie:

$P_{wykr.1}$ - *prawdopodobieństwo wykrycia i naprowadzenia na cel powietrzny przez naziemną infrastrukturę rozpoznania i naprowadzania;*

$P_{wykr.2}$ - *prawdopodobieństwo wykrycia i naprowadzenia na cel przez powietrzny element systemu;*

$P_{wykr.3}$ - *prawdopodobieństwo wykrycia i naprowadzenia się na cel podczas samodzielnego poszukiwania i zwalczania celów powietrznych.*

Średnie wartości $P_{wykr.1}$ i $P_{wykr.2}$ można oszacować dla konkretnych sytuacji operacyjno-taktycznych w interesujących nas rejonach (zwłaszcza z uwzględnieniem efektów walki

radioelektroniczej). Problematyką tą zajmuje się teoria rozpoznania¹. W algorytmie opisanym w pozycji [8], pozwalającym obliczać prawdopodobieństwo przenikania obrony powietrznej przez lotnictwo, przyjęto pewne uśrednione wartości tych prawdopodobieństw dla różnych typowych warunków operacyjno-taktycznych. Adoptowanie tych fragmentów omawianego algorytmu na potrzeby tworzonej metody - oceny rezultatów grupowych walk powietrznych - wydaje się zasadne wobec braku lepszych rozwiązań.

Określenie wartości $P_{\text{wykr.3}}$ ma szczególne znaczenie gdy rozważana strona nie jest wspierana przez wymienione jako pierwsze dwa elementy systemu rozpoznania. Zależy ono w ogólnym wypadku od wielkości obszaru zainteresowania - S_0 (może to być np. powierzchnia obszaru odpowiedzialności LM – FAOR lub w wypadku pokonujących system OP - pas obrony powietrznej przeciwnika), składu i typów statków powietrznych zaangażowanych do obserwacji przestrzeni powietrznej, ich ugrupowania i warunków lotu oraz zasad wykorzystania posiadanych możliwości technicznych wykrywania i rozpoznania, a także od składu i typu, parametrów ugrupowania i warunków lotu oraz możliwości przeciwdziałania radioelektronicznego samolotów przeciwnika.

Metoda określania interesującego nas prawdopodobieństwa zależeć będzie od charakteru działań rozważanej strony. W wypadku myśliwców OP dyżurujących w powietrzu, w wyznaczonych strefach (CAP - combat air patrol) można przyjąć moim zdaniem pewne założenia uogólniające, zgodne z typowymi rozwiązaniami taktycznymi przyjmowanymi najczęściej podczas ćwiczeń, a znacznie upraszczające analizę matematyczną. Ich istotę ilustrują rysunki 3.1 i 3.2. Poniżej przedstawiona jest treść tych założeń, w myśl których:

- usytuowanie stref dyżurowania każdego rzutu myśliwców – CAP w obszarze odpowiedzialności LM (FAOR) będzie równomierne wzdłuż linii, frontem skierowane do kierunku nalotu tak, że każdej grupie dyżurującej w strefie można wyznaczyć pas odpowiedzialności;
- manewr w strefach dyżurowania powinien zapewniać najwyższe możliwości wykrywania środków napadu powietrznego (zapewnia to tzw. „lot po prostokacie”);
- ugrupowanie w strefach będzie kompromisem między efektywnością wykrycia celów a możliwościami wejścia do walki². Oznacza to, że samoloty w danej strefie dyżurowania

¹ Z. Groszek „Rozpoznanie w systemie obrony powietrznej Rzeczypospolitej Polskiej” rozprawa hab. AON, Warszawa 1994.

² Przyjmuje się, że połowa sił powinna mieć możliwość obserwacji przestrzeni z kierunku nalotu.

będą podzielone na dwie podgrupy (o tym samym składzie). Każda z nich będzie wykonywać lot w ugrupowaniu zwartym lub luźnym i prowadzić rozpoznanie kierunku spodziewanego nalotu w wyznaczonym pasie rozpoznania (o szerokości L_{CAP} – patrz rys.3.1);

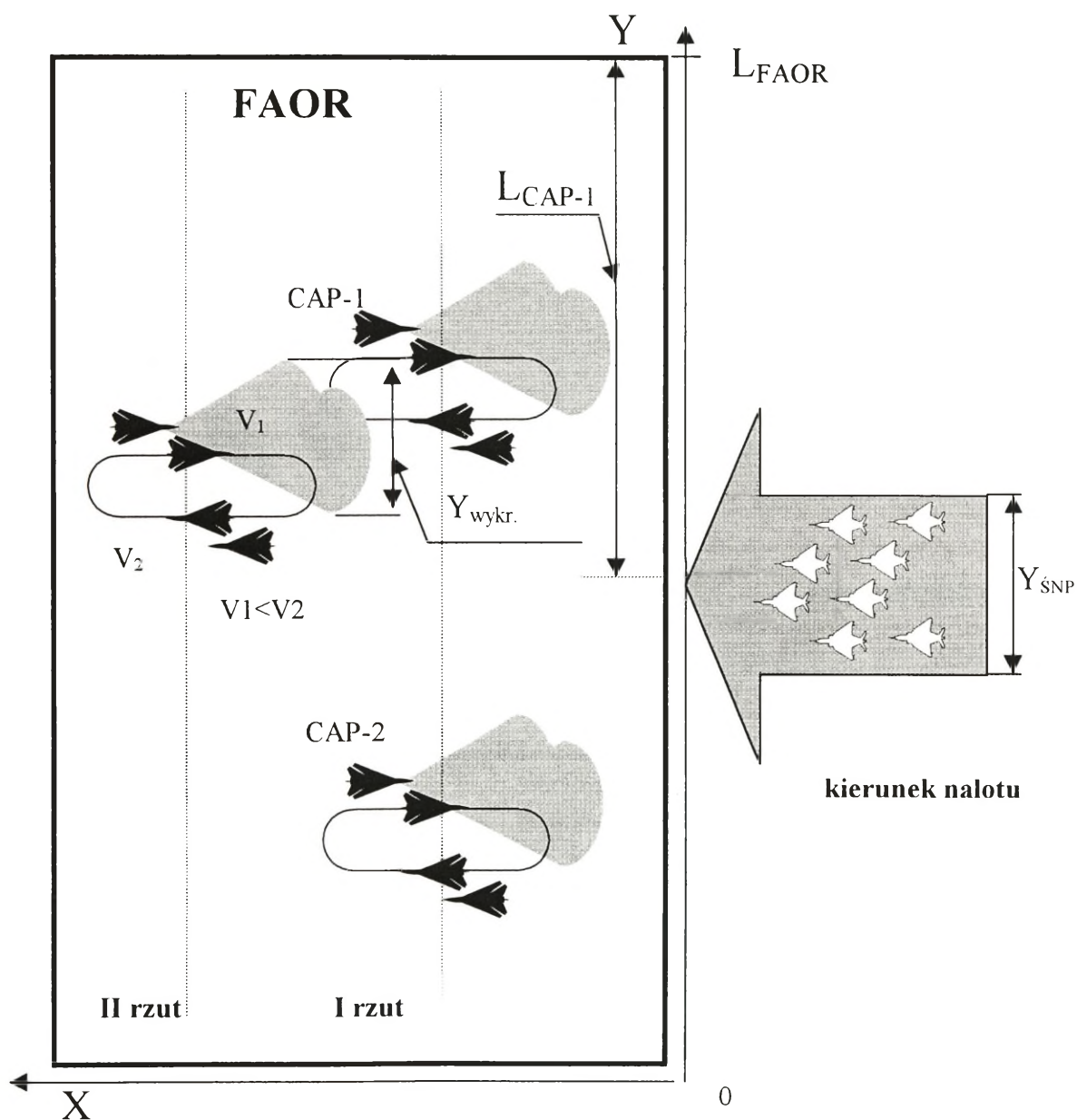
- wyznaczone samoloty o najlepszych możliwościach będą dyżurowały w strefach z włączonymi radiolokacyjnymi środkami rozpoznania.¹
- realizowane jest wzajemne informowanie o wykrytych obiektach. Oznacza to w praktyce, możliwość przyjęcia założenia, że najwyższe prawdopodobieństwo wykrycia celu jakie posiada określona grupa samolotów myśliwskich w danym obszarze odpowiedzialności (FAOR) jest wspólne dla pozostałych grup, którym cel jest wskazany²;
- dla samolotów myśliwskich (III i IV generacji) wyposażonych:
 - ⇒ w dopplerowskie stacje radiolokacyjne (dające możliwość obserwacji obiektów powietrznych na tle ziemi), znacząco dłuższy bok strefy ich dyżurowania pokrywał się będzie ze spodziewanym kierunkiem nalotu (ilustruje to rysunek 3.1). Ponadto samoloty wykonujące rozpoznanie kierunku spodziewanego nalotu będą utrzymywać prędkość, na tyle niższą w stosunku do samolotów, które wykonują „jałowy” etap manewru w tej samej strefie dyżurowania, by zapewnić ciągłość przeszukiwania ($V_1 < V_2$ – patrz rys.3.1);
 - ⇒ w impulsowe stacje radiolokacyjne, dłuższy bok strefy dyżurowania będzie prostopadły do kierunku spodziewanego nalotu (ilustruje to rysunek 3.2);
- trajektoria lotu ŚNP rozpoczyna się co najmniej przed strefami wykrycia myśliwców o najlepszych zasięgach wykrywania.

W tworzonym modelu matematycznym, opisującym proces wykrywania obiektów samolotu powietrznych przez LM z ugrupowania zarówno LM jak i ŚNP, do rozważań wyodrębniłem jednorodne podgrupy - elementarne, złożone z samolotów tego samego typu, wykonujących wspólne zadanie w ugrupowaniu zwartym lub luźnym, które rozpatruje dalej jako prostopadłości o wymiarach tegoż ugrupowania (np.: X_{LM} , Y_{LM} , ΔH_{LM} lub $X_{\dot{S}NP}$, $Y_{\dot{S}NP}$,

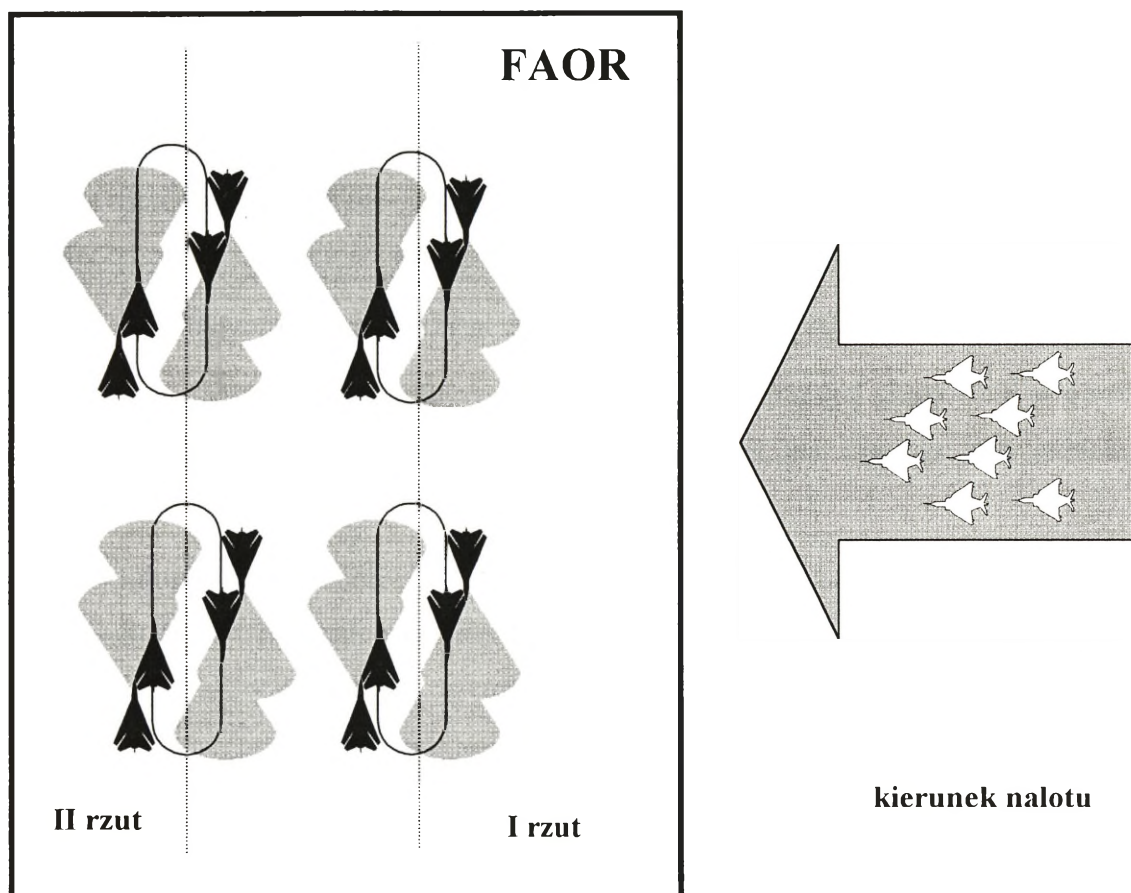
¹ W przeszłości uważano, że włączenie stacji radiolokacyjnej demaskuje obecność, wyklucza skryte podejście do celu i naraża na zakłócenia. Obecnie sądzi się, że radiolokatory samolotów nowej generacji stanowią zbyt cenny element uzbrojenia, odporny na zakłócenia by nie wykorzystywać go do rozpoznania przedpola.

² Pozwala to podzielić obszar FAOR na pasy odpowiedzialności poszczególnych grup myśliwców i zakładać,

$\Delta H_{\dot{S}NP}$). Jeżeli wszystkie parametry danego elementarnego ugrupowania przyjmą wartość zero, to będzie to implementacja pojedynczego statku powietrznego.



Rys. 3.1 Ilustracja graficzna przyjętych zasad operowania samolotów myśliwskich w obszarze odpowiedzialności (FAOR), wyposażonych w radar dopplerowski.



Rys. 3.2 Ilustracja graficzna przyjętej zasady operowania samolotów myśliwskich w obszarze odpowiedzialności (FAOR) wyposażonych w radar impulsowy.

3.2.1 Metoda obliczania prawdopodobieństwa wykrycia celu powietrznego podczas samodzielnego poszukiwania dla samolotów III i IV generacji

Przedstawiona poniżej metoda dotyczy obliczania prawdopodobieństwa wykrycia celów powietrznych przez samoloty III i IV generacji przy wykorzystywaniu pokładowych kompleksów celowniczo-nawigacyjnych, w skład których wchodzi zwykle radiolokator dopplerowski i urządzenia optoelektroniczne (np. termonamiernik).

Punktem wyjścia do obliczeń prawdopodobieństwa wykrycia celu powietrznego, podczas samodzielnego poszukiwania dla samolotów III i IV generacji, było znane w rachunku prawdopodobieństwa twierdzenie o tzw. „prawdopodobieństwie geometrycznym”.¹ Należy podkreślić, że omawiane twierdzenie pozwala obliczać prawdopodobieństwo metodą bezpośrednią, tzn. bez przyjmowania określonego rozkładu prawdopodobieństwa charakterystycznego dla danej zmiennej losowej, a więc bez konieczności udowodnienia, że dane zjawisko podlega temu rozkładowi. W praktyce takie dowody mają charakter empiryczny. Zatem, zależność pozwalająca obliczać prawdopodobieństwo, wyprowadzona w oparciu o metody bezpośrednie jego obliczania, jest bardziej wiarygodna w porównaniu z metodami opartymi na empirycznie założonych rozkładach charakteryzujących zmienne losowe. W modelu matematycznym autor przyjął dodatkowo następujące założenia:

1. Trafienie prostopadłej i prostoliniowej trajektorii lotu rozważanej grupy ŚNP w dowolny punkt osi OY przyjętego układu współrzędnych jak na rys.3.1, jest jednakowo prawdopodobne;
2. Każdej grupie danego rzutu LM, dyżurującej w strefach i prowadzącej rozpoznanie przydzielony jest pas odpowiedzialności o szerokości - L_{CAP} takiej, że suma szerokości wszystkich pasów równa jest szerokości całego obszaru odpowiedzialności - L_{FAOR} (rys.3.1)²
3. Sposób manewrowania w strefie dyżurowania zapewnia ciągłość rozpoznania fragmentu pasa odpowiedzialności rozpoznania z kierunku spodziewanego nalotu celu, a pozycje samolotów przeszukujących swój pas odpowiedzialności ulegają zmianie tak, by zapewnić okresowe rozpoznanie całej szerokości tego pasa - L_{CAP} ;
4. Dla rozpatrywanej grupy samolotów myśliwskich określona jest zastępcza, maksymalna szerokość rozpoznania $Y_{wykr.}$ (wzdłuż osi OY - patrz rys.3.1) odpowiadająca maksymalnemu zasięgowi ich środków wykrywania w danych warunkach (tj. warunków lotu celu i grupy wykrywającej, jej parametrów ugrupowania, skutecznej powierzchni odbicia samolotów itp.);
5. Wykrycie jakiegokolwiek samolotu z grupy ŚNP, powoduje w następnej kolejności wykrycie całego ugrupowania z tym samym prawdopodobieństwem.

¹ „Problemy rachunku prawdopodobieństwa”. PWN, Warszawa 1966, s. 17.

² W wypadku dwóch stref w pierwszym rzucie jak na rysunku 3.1 szerokość omawianego pasa byłaby równa połowie szerokości FAOR

Można zauważyć, że określanie prawdopodobieństwa wykrycia, przy przyjętych założeniach, wynikającego z geometrycznych wymiarów stref obserwacji pokładowych kompleksów celowniczo-nawigacyjnych, jest zadaniem dwuwymiarowym, gdyż sprowadzić je można do określenia dwóch prawdopodobieństw zajścia zdarzeń niezależnych polegających na jednoczesnym wykryciu celu w płaszczyźnie poziomej (P_1) i pionowej (P_2). Aspekty związane z uwzględnieniem niezawodności i gwarancji wykrycia wynikających z technicznej doskonałości sprzętu reprezentuje współczynnik - Nt . Można to zapisać w postaci zależności:

$$P_{wykr.3} = P_1 \circ P_2 \circ Nt ; \quad (3.2)$$

przy czym, jak to postaram się wykazać:

$$P_1 = 1 - \frac{(L_{CAP} - Y_{wykr.})^2 + (L_{CAP} - Y_{wykr.} + 0.5 \circ Y_{\dot{S}NP})^2 + (L_{CAP} - Y_{wykr.}) \circ (Y_{wykr.} - Y_{\dot{S}NP})}{2 \circ (L_{CAP} - Y_{wykr.max}) \circ (L_{CAP} + 2Y_{\dot{S}NP})}; \quad (3.3)$$

$$P_2 \in \{0;1\} ; \text{ oraz } Nt \in \langle 0;1 \rangle; \quad (3.4); (3.5)$$

i jednocześnie:

$$P_2=1 \text{ dla: } H_{\dot{S}NP} \leq H_{wykr.max}$$

$$P_2=0 \text{ dla: } (H_{wykr.min} - \Delta H_{\dot{S}NP}) > H_{\dot{S}NP} > H_{wykr.max}$$

gdzie:

L_{CAP} - szerokość pasa odpowiedzialności rozważanej grupy (CAP)– mierzona wzdłuż frontu obszaru odpowiedzialności LM (FAOR);

$Y_{wykr.}$ - zastępcza, maksymalna szerokość rozpoznania rozważanej grupy samolotów (wzdłuż osi OY - patrz rys.3.1) odpowiadająca maksymalnemu zasięgowi ich środków wykrywania w danych warunkach (tj. warunków lotu celu i grupy wykrywającej, jej parametrów ugrupowania, skutecznej powierzchni odbicia poszukiwanych $\dot{S}NP$ itp.);

$Y_{\dot{S}NP}$ – szerokość ugrupowania $\dot{S}NP$;

Nt – współczynnik niezawodności i gwarancji wykrycia wynikających z technicznej doskonałości sprzętu, o wartościach z zakresu - $0 \div 1$, z reguły bliski jedności.

P_2 – prawdopodobieństwo wykrycia celu związane z wymiarami strefy wykrycia pokładowych stacji radiolokacyjnych w płaszczyźnie pionowej;

$H_{\dot{S}NP}$ – wysokość lotu $\dot{S}NP$ mającego najmniejszą wysokość w rozważanym ugrupowaniu (zwartym lub luźnym);

$H_{wykr.max}$ – maksymalna wysokość wykrywanych $\dot{S}NP$ przez rozważaną grupę myśliwców

$H_{wykr.min}$ – minimalna wysokość wykrycia $\dot{S}NP$ przez rozważaną grupę myśliwców. Podczas wykorzystywania pokładowych dopplerowskich radarów, które pozwalają na obserwację celów powietrznych na tle Ziemi $H_{wykr.min} = 0$;

$\Delta H_{\dot{S}NP}$ – wymiar pionowy ugrupowania $\dot{S}NP$;

Zależność 3.3 jest słuszna gdy zachodzi koniunkcja warunków (czyli spełnione są jednocześnie):

$$\left. \begin{array}{l} L_{CAP} > Y_{wykr.}; \\ Y_{wykr.} \geq Y_{\dot{S}NP}; \end{array} \right\} \quad (3.6); (3.7)$$

W przeciwnym wypadku:

$$P_1 = 1; \quad (3.8)$$

W praktyce drugi czynnik zależności 3.2 przyjmuje wartość 1 ($P_2=1$), ponieważ przesądzają o tym parametry współczesnych pokładowych stacji radiolokacyjnych¹.

Ponieważ omawiane zależności (3.2, 3.3, 3.4 i 3.5) zostały podane przez autora, potrzebnym wydaje się jej szersze uzasadnienie.

Rozwiązanie zadania w płaszczyźnie poziomej

Poszukiwanie zależności określającej P_1 można, przy przyjętych założeniach, sprowadzić do zadania obliczenia prawdopodobieństwa - trafienia odcinkiem o długości $Y_{wykr.}$ w jakikolwiek punkt odcinka $Y_{\dot{S}NP}$ w obszarze rozważań ograniczonym taktycznymi i fizycznym warunkami zadania.

Przyjmując za φ współrzędną na osi OY położenia centrum grupy wykrywającej, a za β współrzędną na osi OY centrum ugrupowania $\dot{S}NP$. W myśl poczynionych założeń zakładamy, że zdarzenia spełniające poniższe warunki są zdarzeniami jednakowo prawdopodobnymi:

$$\frac{Y_{wykr.}}{2} \leq \varphi \leq L_{CAP} - \frac{Y_{wykr.}}{2}; \quad (3.9)^2$$

$$-Y_{\dot{S}NP} \leq \lambda \leq L_{CAP} + Y_{\dot{S}NP} ; \quad (3.10)$$

Warunki 3.9 i 3.10 wyznaczają obszar wszystkich możliwych zdarzeń.

Jeżeli wartość $Y_{wykr.}$ będzie zapewniać prowadzenie rozpoznania w całym pasie bez potrzeby zmiany pozycji wzdłuż osi OY to oczywiście φ będzie mieć wartość stałą (co oznacza, że centrum grupy rozpoznającej będzie wykonywać lot zajmując pozycję w centrum pasa).

Można zatem zapisać, że wykryciu (trafieniu) sprzyjają te zdarzenia, dla których spełniony jest warunek:

$$|\varphi - \lambda| \leq \frac{Y_{wykr.}}{2} + \frac{Y_{\dot{S}NP}}{2} ; \quad (3.11)$$

stąd dla $\varphi \geq \lambda$:

$$\varphi \leq \frac{Y_{wykr.}}{2} + \frac{Y_{\dot{S}NP}}{2} + \lambda ; \quad (3.12)$$

a dla $\varphi < \lambda$:

$$\varphi > -\frac{Y_{wykr.}}{2} - \frac{Y_{\dot{S}NP}}{2} + \lambda ; \quad (3.13)$$

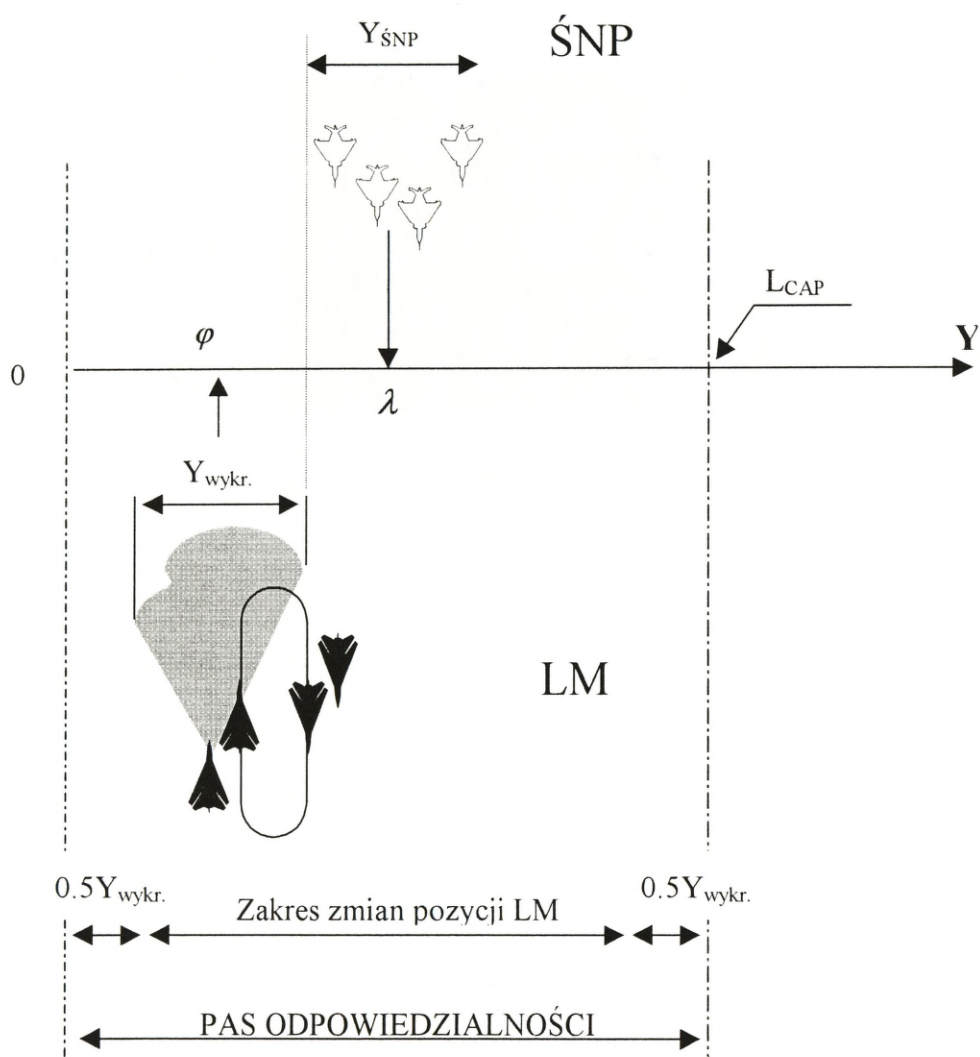
Ilustruje to rysunek 3.3

Alternatywę zależności 3.12 i 3.13 można przedstawić graficznie w dwuwymiarowej przestrzeni $\varphi; \lambda$ co ilustruje rysunek 3.4.

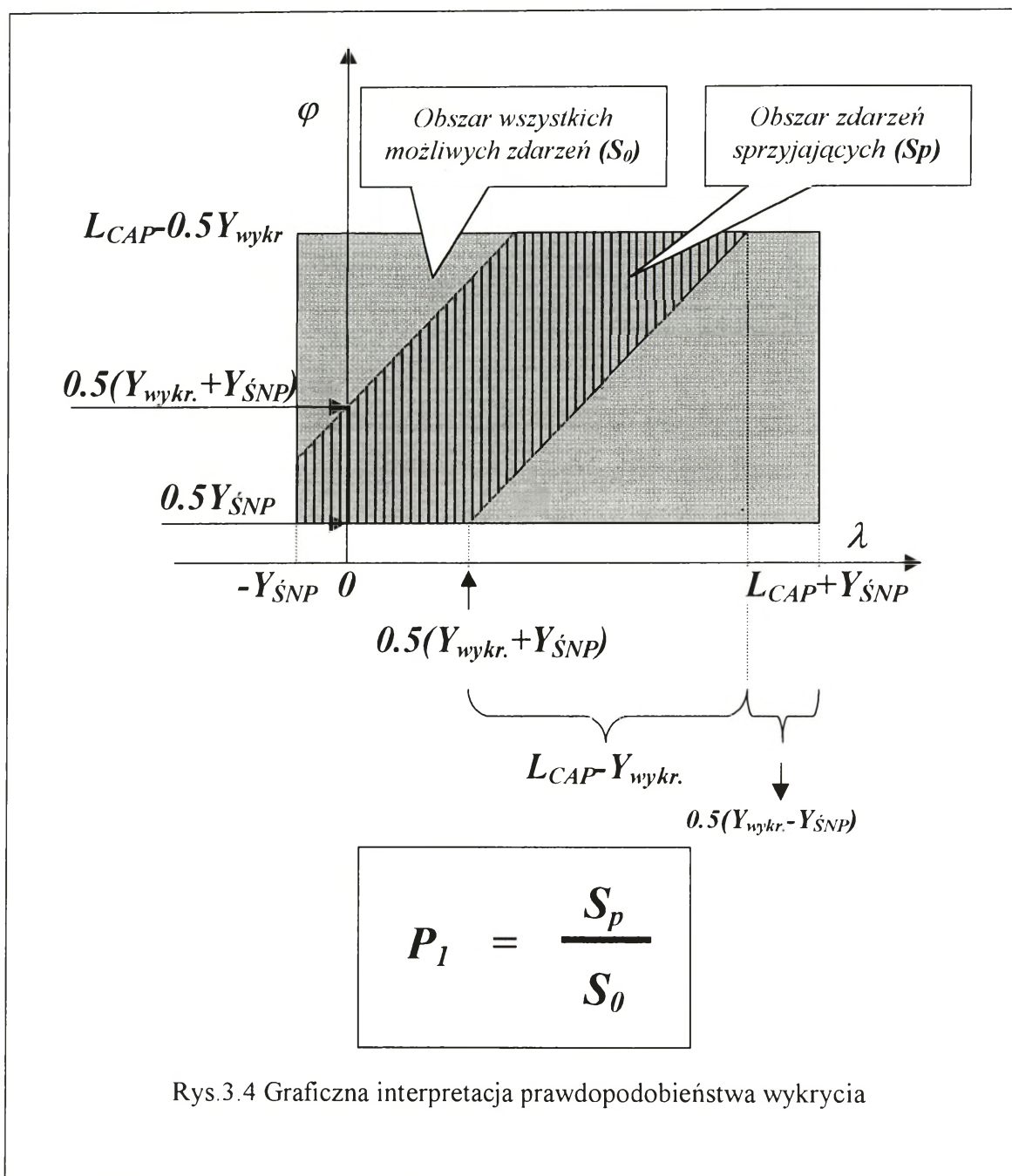
Obliczenie prawdopodobieństwa P_1 sprowadza się zatem do obliczenia stosunku powierzchni (S_P / S_0) zdefiniowanych na rysunku 3.4, co jest równoważne z zależnością 3.3 i kończy praktycznie uzasadnienie proponowanego sposobu obliczania wartości P_1 .

¹ Np. MiG –29 posiada kompleks celowniczo-nawigacyjny umożliwiający zwalczanie przeciwnika powietrznego wykonującego lot z przewyższeniem do 10km.

² Konsekwencja założenia konieczności zapewnienia okresowego przeszukiwania całej szerokości pasa – L_{CAP} .



Rys.3.3 Schemat ilustrujący zasadność zależności (3.11) dla $\varphi < \lambda$



Rys.3.4 Graficzna interpretacja prawdopodobieństwa wykrycia

Obliczanie prawdopodobieństwa P_2 dla potrzeb aplikacji, wspomagającej ocenę rezultatów grupowych walk powietrznych, nie wydaje się konieczne. Znana jest bowiem z założenia wysokość lotu \dot{S}_{NP} – $H_{\dot{S}_{NP}}$ i wysokości dyżurowania LM – H_{LM} . Wystarczy zatem sprawdzić czy poszukiwany \dot{S}_{NP} znajduje się w realnej strefie wykrycia samolotów myśliwskich. Jeśli tak to P_2 przyjmie wartość równą jedności, w przeciwnym wypadku zero.

Zatem dla potrzeb aplikacji zależność pozwalająca określać $P_{wykr.3}$ może przyjąć postać:

$$P_{wykr3} = \left[1 - \frac{(L_{CAP} - Y_{wykr})^2 + (L_{CAP} - Y_{wykr} + 0.5 \circ Y_{\dot{S}NP})^2 + (L_{CAP} - Y_{wykr}) \circ (Y_{wykr} - Y_{\dot{S}NP})}{2 \circ (L_{CAP} - Y_{wykr,max}) \circ (L_{CAP} + 2Y_{\dot{S}NP})} \right] \circ P_2 \circ N_t; \quad (3.14)$$

a ponadto: $P_2=1$ dla: $H_{\dot{S}NP} \leq H_{wykr,max}$

$P_2=0$ dla: $(H_{wykr,min} - \Delta H_{\dot{S}NP}) > H_{\dot{S}NP} > H_{wykr,max}$

Czynniki określające wartość $P_{wykr,3}$ (w zależności 3.14) i występujące w związanych z nią warunkach, stanowią funkcje uwikłane innych dostępnych i mierzalnych determinantów tego prawdopodobieństwa. Takich, jak np.: wymiary strefy przeszukiwania pokładowych technicznych środków rozpoznania czy parametry ugrupowania $\dot{S}NP$. Decyduje to o walorach praktycznych omawianej zależności. Aby to wykazać postaram się poniżej przedstawić rozwiązanie zadania oceny Y_{wykr} i $H_{wykr,max}$ oparciu o dostępne dane taktyczno-techniczne samolotów. Otóż, dysponujemy między innymi, takimi parametrami samolotów jak:

- maksymalne zasięgi wykrycia celów powietrznych na tle Ziemi - $D'_{wykr,max}$ i powyżej jej horyzontu - $D_{wykr,max}$ (zwykle podawane dla celów o skutecznej powierzchni odbicia $3m^2$ i gwarantowanego prawdopodobieństwa wykrycia nie mniejszego niż 0.8);
- kątowe wymiary strefy obserwacji radiolokatorów pokładowych w azymucie ($\pm\alpha$) i elewacji ($\pm\varepsilon_{1,2}$), dla warunków jak wyżej;
- maksymalne dodatnie i ujemne kąty podniesienia w elewacji oraz odchylenia w azymucie „osi optycznej” strefy obserwacji radiolokatorów pokładowych;
- średnia skuteczna powierzchnia odbicia (SPO).

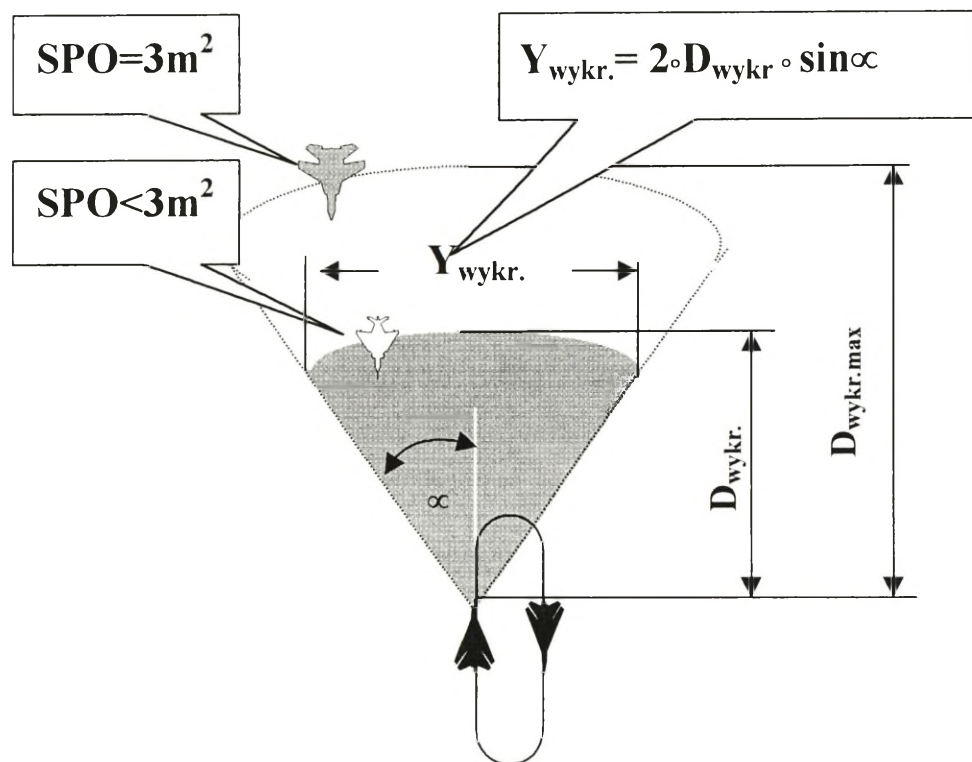
Maksymalną odległość wykrycia konkretnego $\dot{S}NP$ (o znanej SPO) – D_{wykr} , możemy zatem oszacować korzystając, z fizycznego prawa, że odległość wykrycia radiolokatora jest proporcjonalna do pierwiastka czwartego stopnia ze skutecznej powierzchni odbicia. Można zatem posłużyć się następującymi zależnościami:

$$D_{wykr} = D_{wykr,max} \circ \sqrt[4]{\frac{SPO_{(grupy)}}{3}}; \quad (3.15)$$

$$D'_{wykr} = D'_{wykr,max} \circ \sqrt[4]{\frac{SPO_{(grupy)}}{3}}; \quad (3.16)$$

gdzie: $SPO_{(grupy)}$ – średnia skuteczna powierzchnia odbicia celów pojedynczych lub grupowych, w wypadku zwartych ugrupowań: $SPO_{grupy} = \eta \Sigma SPO$; gdzie: η - współczynnik wypełnienia ustalany doświadczalnie zwykle z zakresu $0.2 \div 0.5$;

Znając parametry strefy obserwacji w azymucie, określenie interesującej nas wartości $Y_{wykr.}$, w wypadku pojedynczego samolotu jest już łatwe. Ilustruje to rysunek 3.5 i podana w jego polu zależność ($Y_{wykr.} = 2 \cdot D_{wykr.} \cdot \sin \alpha$).



Rys.3.5 Ilustracja sposobu obliczania parametru $Y_{wykr.}$

W wypadku pary i większej liczby samolotów myśliwskich wykonujących lot w ugrupowaniu zwartym lub luźnym i przeszukujących jednocześnie ten sam kierunek można praktycznie założyć, że częściowe przekrycie ich stref obserwacji będzie niewielkie gdyż możliwe jest takie operowanie kątami odchylenia osi strefy obserwacji radiolokatorów by to zapewnić. Stąd proponuję dla pary samolotów przyjmować wartość $Y_{wykr.}$ powiększoną o około 80% w porównaniu z wartością obliczoną dla pojedynczego samolotu, a dla większej liczby samolotów niż para, przyjmować wartość podwojoną.¹

¹ W aplikacji komputerowej wspomagającej ocenę rezultatów grupowych walk powietrznych omawiana zasada mogłaby stanowić fragment algorytmu.

Dla danego ugrupowania myśliwców wartość $H_{\text{wykr.max}}$ możemy określić analogicznie, wykorzystując w tym celu znane wartości kątów elewacji ($\pm\varepsilon$) strefy obserwacji ich radiolokatorów oraz uwzględniając wymiary ich ugrupowania. Wówczas wartość $H_{\text{wykr.max}}$ proponuję określać z wykorzystaniem zależności:

$$H_{\text{wykr.max}} = H_{LM} + \Delta H_{LM} + D_{\text{wykr}} \circ \sin \varepsilon_1 \quad (3.17)$$

gdzie:

ε_1 - w tym wypadku dodatni kąt elewacji strefy obserwacji (przeszukiwania) radiolokatora dopplerowskiego;

H_{LM} – wysokość dyżurujących samolotów myśliwskich, rozumiana jako wysokość najniżej lecącego w ugrupowaniu statku powietrznego;

ΔH_{LM} – wysokość ugrupowania LM;

D_{wykr} – rzeczywista odległość wykrycia ŚNP o danej skutecznej powierzchni odbicia radiolokacyjnego (obliczona według zależności 3.15);

W wypadku wykorzystywania przez myśliwce takich termonamierników, przy pomocy których nie możliwe byłoby obserwowanie celów na tle Ziemi, wówczas proponuję określić wartość $H_{\text{wykr.min}}$ według zależności:

$$H_{\text{wykr.min}} = H_{LM} - \Delta H_{\text{ŚNP}} - D_{\text{wykr}} \circ \sin \varepsilon_2; \quad (3.18)$$

gdzie:

ε_2 - w tym wypadku ujemny kąt elewacji strefy obserwacji radiolokatora dopplerowskiego;

$\Delta H_{\text{ŚNP}}$ – wysokość ugrupowania ŚNP;

Graficzną interpretację zależności 3.15 przedstawiono na rysunku 3.6

Dla pary samolotów, wykonujących lot w ugrupowaniu zwartym lub luźnym, wartość współczynnika N_t będzie praktycznie taka sama jak dla pojedynczego samolotu ($N_{t2}=N_{t1}$) bo oba samoloty z reguły będą przeszukiwać odrębne obszary przestrzeni powietrznej. Zwykle omawiany współczynnik będzie przyjmować wartości $N_{t1,2} = 0.8$ lub większe¹. Dla większej liczby samolotów niż para ($k > 2$) proponuję określać jego wartość w oparciu o poniższą zależność:

¹ W zależności od tego dla jakich prawdopodobieństw gwarancyjnych określono wymienione wcześniej przestrzenne granice stref obserwacji pokładowych radiolokatorów.

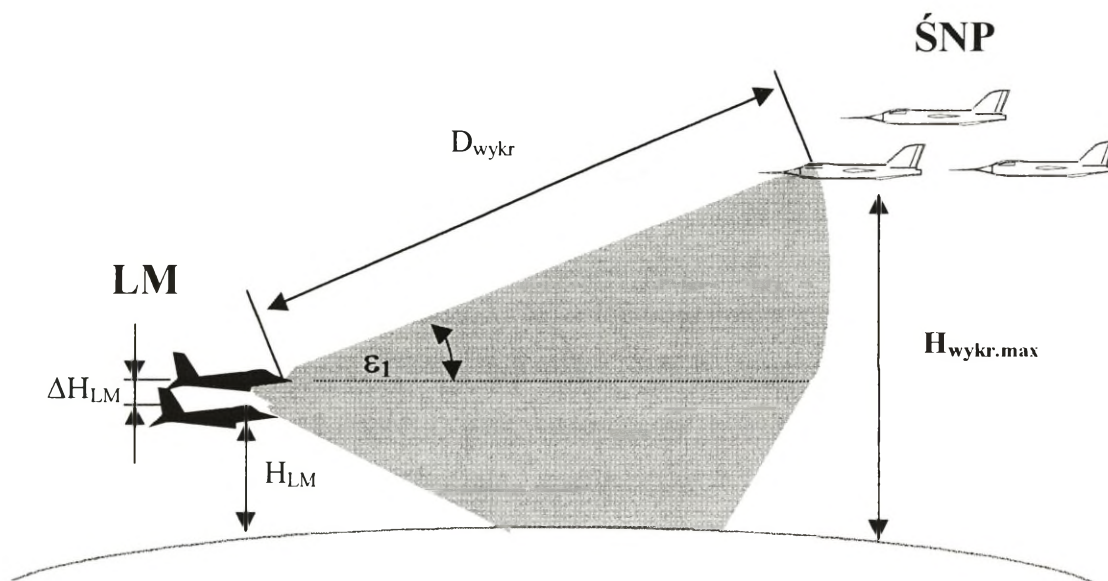
$$Nt_k = 1 - (1 - Nt_1)^k ; \quad (3.19)$$

gdzie:

Nt_k - wypadkowy współczynnik gwarancyjny dla k - samolotów;

Nt_1 - współczynnik gwarancyjny dla pojedynczego samolotu;

k - liczba samolotów jednocześnie przeszukująca jeden kierunek nalogu we wspólnym ugrupowaniu, w strefie dyżurowania.



Rys.3.6 Ilustracja zasady obliczania maksymalnej wysokości wykrycia ŚNP przez samoloty myśliwskie III i IV generacji

Uwzględnienie zakłóceń radioelektronicznych

Uwzględnienie wpływu zakłóceń radioelektronicznych na prawdopodobieństwo wykrycia celu powietrznego jest zapewne przy obecnym stanie wiedzy możliwe. Problem jednak polega na dostępności informacji o szczegółach technicznych pokładowych radiolokatorów jak i systemów zakłócających. Dane te stanowią pilnie strzeżone tajemnice. Doświadczenia minionych wojen i konfliktów lokalnych w tym zakresie wskazują, że przewaga technologiczna ma tu kluczowe znaczenie¹. Systemy zakłócające, działające na korzyść samolotów nowszej generacji, w konfrontacji z elektronicznymi systemami wykrywania

¹ W czasie wojny w zatoce, iracki system OP w wyniku natarcia radioelektronicznego został całkowicie obozwładniony. Prawdopodobieństwo jego pokonania przez samoloty aliantów wynosiło ponad 99%.

samolotów starszych typów, zmuszały te ostatnie do rezygnacji z włączania własnych, pokładowych radiolokatorów. Natomiast skuteczność zakłóceń emitowanych przez systemy starszej generacji była z reguły niewielka w odniesieniu do pokładowych radiolokatorów nowej generacji (kilku lub kilkunastoprocentowe obniżenie zasięgu wykrycia). Nieznane są natomiast efekty stosowania zakłóceń w relacjach między najnowszymi technologicznie systemami zakłócania i wykrywania. Można założyć, że ani systemy rozpoznania ani zakłócania nie uzyskały znaczącej przewagi i ich skuteczność pozostała na poziomie takim jaki był między systemami starszej generacji.

Jedną z metod ilościowego opisu wpływu zakłóceń o określonej intensywności na skuteczność wykrycia sensorów radiolokacyjnych jest szacowanie skali kompresji ich stref wykrycia pod wpływem zakłóceń radioelektronicznych. Wykorzystanie takiego podejścia wydaje się wprost idealne dla wyżej podanej metody obliczania prawdopodobieństwa wykrycia ŚNP, gdyż uwzględnienie wpływu zakłóceń odbywałoby się na poziomie wielkości wejściowych. Zapewniałoby to zachowanie jedności leżących u podstaw metody już raz przyjętych założeń. Poważnym problemem jest jednak zdobycie kompletu danych charakteryzujących stopień kompresji stref wykrywania poszczególnych radiolokatorów pokładowych, stanowiących wyposażenie współczesnych samolotów myśliwskich i wielozadaniowych. Zapewne, po przystąpieniu Polski do struktur NATO ustąpią te ograniczenia.

W opisanym w pozycji [8], algorytmie określania prawdopodobieństwa przenikania samolotów przez obronę powietrzną, wpływ zakłóceń na prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP przez pokładowe kompleksy celowniczo-nawigacyjne, został uwzględniony poprzez przyjęcie uśrednionych współczynników zmniejszających prawdopodobieństwo wykrycia w warunkach bez stosowania zakłóceń radioelektronicznych. Współczynniki te zostały opracowane metodami eksperckimi i częściowo zweryfikowane praktycznie przez autorów metody.¹ Wobec braku innych rozwiązań, można je adoptować do potrzeb zamierzonej aplikacji wspomagającej ocenę rezultatów planowanych grupowych walk powietrznych. Wówczas uwzględnienie wpływu zakłóceń radioelektronicznych polegałoby np. na zmniejszeniu odpowiednio wartości współczynnika N_t w zależności 3.14.

¹ *Metoda obliczania prawdopodobieństwa przenikania przez obronę powietrzną, wykorzystywana w aplikacjach znanych pod nazwami „DELTOID-41” i „PRZENIKANIE” stanowi dorobek naukowy autorów byłego ZSRR.*

3.2.2 Metoda określania prawdopodobieństwa wykrycia ŚNP przez samoloty myśliwskie starszej generacji podczas działań autonomicznych

W wypadku samolotów starszej generacji, które dysponują impulsowymi stacjami radiolokacyjnymi i operują w strefach dyżurowania, problem określenia prawdopodobieństwa wykrycia wydaje się daleko bardziej skomplikowany. Ponadto, ma on mniejsze znaczenie utylitarne. Wynika to z braku perspektyw dłuższego, niż kilka lat, użytkowania samolotów starszych generacji (np. MiG-21, MiG-23MF; F-4F). Tym niemniej, dla potrzeb zamierzonej aplikacji nie można go pominąć.

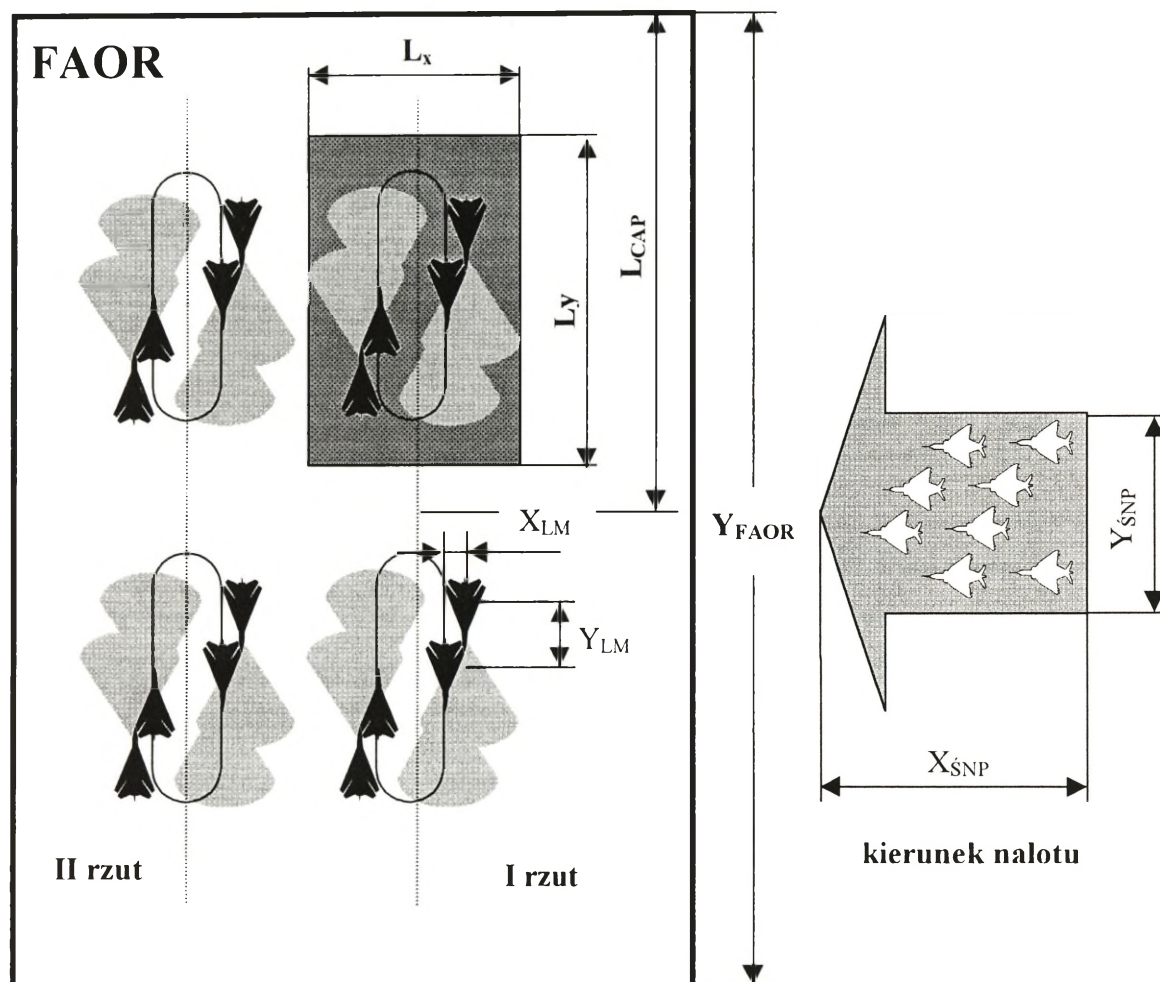
W pozycji [4] można znaleźć zależności pozwalające określać prawdopodobieństwo wykrycia celu powietrznego podczas tzw. „poszukiwania przypadkowego”. Jednak w świetle wcześniej przyjętych założeń (patrz rys. 3.2), okazują się one nieadekwatne do sytuacji i niewystarczające do praktycznych obliczeń. Pozwalają natomiast, na przyjęcie rozkładu Poissona dla prawdopodobieństwa zdarzenia wykrycia celu powietrznego przy przyjętych przeze mnie założeniach. Stanowiło to wyjściowy punkt dalszych rozważań.

Samolotom myśliwskim wyznacza się zazwyczaj strefy dyżurowania w powietrzu (CAP), rozmieszczone w obszarze odpowiedzialności LM (FAOR). Strefy te z reguły mają kształt prostokątów o wymiarach $L_x \times L_y$ (25x40km). Dyżurujące w nich myśliwce wykonują lot po prostokącie – lot wzdłuż dłuższego boku trwa zazwyczaj nie mniej niż 2min poczym wykonywany jest manewr kursem o 180° z niewielkim przechyleniem (30°), trwający około 1min. Zasięgi wykrywania pokładowych impulsowych radiolokatorów są rzędu 15÷25km tak, że rozpatrywanie możliwości samodzielnego wykrycia ŚNP przez myśliwce można ograniczyć do obszarów, w których dyżurują.

Rysunek 3.7 powinien posłużyć lepszemu wyjaśnieniu znaczenia przyjętych wielkości.

Można zakładać, że rozpatrywany rzut (I lub II) myśliwców składać się będzie z n - stref dyżurowania, rozmieszczonych wzdłuż frontu FAOR. Front ten może być pokonywany przez ŚNP w dowolnym punkcie, z których każdy będzie jednakowo prawdopodobny. Wymiary stref dyżurowania przekraczają zwykle wymiary przeszukiwanej powierzchni przez pokładowe radiolokatory starszej generacji (impulsowe). Ponadto strefy dyżurowania danego rzutu są od siebie oddalone. Dlatego też, nie można w tym wypadku zakładać wzajemnego, skutecznego wskazywania wykrytych celów między grupami dyżurującymi w oddzielnych strefach, tak jak w wypadku samolotów III i IV. Zakładając, że każdej grupie LM, dyżurującej w oddzielnej strefie, wyznaczony zostanie odpowiedni pas odpowiedzialności o

szerokości L_{CAP} i strefy są położone w centrum tego pasa to, prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP proponuję obliczać na podstawie zależności:



Rys. 3.7 Ilustracja graficzna przyjętych oznaczeń dla przypadku operowania samolotów myśliwskich w obszarze odpowiedzialności (FAOR) wyposażonych w radar impulsowy.

$$P_{wykr.3} = P_{wykr.strefy} \circ \frac{2 \circ Y_{\dot{S}NP} + L_y}{L_{CAP}} ; \quad (3.20)$$

gdy spełniony jest warunek: $\frac{2 \circ Y_{\dot{S}NP} + L_y}{L_{CAP}} < 1$; a w przeciwnym wypadku z zależności:

$$P_{wykr3} = P_{wykr.strefy}; \quad (3.21)$$

gdzie:

$P_{wykr.strefy}$ – prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w danej strefie dyżurowania (o wymiarach $L_x \times L_y$ pod warunkiem przelotu choć jednego ŚNP przez tą strefę;

L_y - długość dłuższego boku strefy dyżurowania;

L_{CAP} - przydzielona szerokość pasa odpowiedzialności rozpoznania dla samolotów dyżurujących w rozważanej strefie, mierzona wzdłuż frontu FAOR (patrz rys. 3.7). W wypadku, gdy na rozważany rzut LM składa się n – stref dyżurowania, równomiernie rozmieszczonych wzdłuż frontu FAOR i w każdej z nich dyżurują identyczne grupy LM to, $L_{CAP} = n/Y_{FAOR}$;

$Y_{\dot{S}NP}$ – szerokość ugrupowania ŚNP;

Problemem zatem pozostaje podanie zależności na obliczenie $P_{wykr.strefy}$. W ogólnym przypadku będzie ono zależeć od iloczynu dwóch składowych prawdopodobieństw związanych ze strefą wykrywania pokładowych radiolokatorów – charakteryzowanych w płaszczyznach poziomej i pionowej oraz wypadkowego współczynnika gwarancyjnego niezawodności technicznej dla k - samolotów - Nt_k , co można zapisać w postaci zależności:

$$P_{wykr.strefy} = P_1 \circ P_2 \circ Nt_k; \quad (3.22)$$

gdzie:

P_1 - prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w strefie dyżurowania, wynikające z możliwości radiolokatora (termonamienika) rozpatrywanych w płaszczyźnie poziomej;

P_2 - prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w strefie dyżurowania, wynikające z możliwości radiolokatora (termonamienika) rozpatrywanych w płaszczyźnie pionowej;

Nt_k – wypadkowy współczynnik niezawodności technicznej;

Aby wyprowadzić zależność na obliczanie wartości P_1 i P_2 przyjąłem, że liczba k samolotów dyżurujących w strefie podzielona jest na dwa identyczne ugrupowania pary lub klucza (w szyku front lub schody), wykonujące lot po przeciwległych bokach prostokąta i

prowadzące niezależne¹ rozpoznanie, zwane dalej elementarnymi. Każda z tych elementarnych grup jednocześnie wykonuje cyklicznie: manewr o kąt 90° - odcinek lotu prostoliniowego- manewr o kąt 90°. Stąd wartości P_1 i P_2 można obliczać z zależności:

$$P_1 = 1 - (1 - P_1^*)^2; \quad (3.23)$$

$$P_2 = 1 - (1 - P_2^*)^2; \quad (3.24)$$

gdzie:

P_1^* - prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w strefie dyżurowania, wynikające z możliwości radiolokatora rozpatrywanych w płaszczyźnie poziomej, określone dla połowy składu samolotów dyżurujących w strefie;

P_2^* - prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w strefie dyżurowania, wynikające z możliwości radiolokatora rozpatrywanych w płaszczyźnie pionowej, określone dla połowy składu samolotów dyżurujących w strefie;

Metoda obliczania prawdopodobieństwa P^*_1

Przyjęcie, za Autorem pozycji [4], rozkładu Poissona jako właściwego dla rozkładu prawdopodobieństwa wykrycia pozwala skorzystać z poniższej zależności jako wyjściowej dla obliczeń P^*_1 :

$$P_1^* = 1 - e^{-\frac{S_1}{S_2}}; \quad (3.25)$$

gdzie:

S_1 - powierzchnia efektywnie przeszukiwana przez samoloty myśliwskie w strefie patrolowania w płaszczyźnie poziomej (w czasie efektywnego przeszukiwania, tzn. w ci ągu którego cele znajdują się w rejonie poszukiwania) Jej wartość zależy między innymi od warunków lotu samolotów LM i ŚNP;

S_2 - powierzchnia strefy patrolowania o długości L_y i szerokości równej $X_{wykr.}$ wyliczonej według zależności:

$$X_{wykr.} = X_{LM} + 2 \cdot D_{wykr.} \cdot \sin \alpha; \quad (3.26)$$

¹ Zasadne wydaje się przyjęcie założenia, że zdarzenie samodzielnego wykrycia ŚNP przez każde z ugrupowań dyżurujących we wspólnej strefie jest niezależne, możliwe jest natomiast wzajemne wskazywanie sobie wykrytych celów przez te ugrupowania.

gdzie:

D_{wykr} – rzeczywista maksymalna odległość wykrycia celu o danej skutecznej powierzchni odbicia obliczona według zależności 3.15 (patrz podrozdział 3.1.1)

α – kąt, określający wymiary strefy rozpoznania w azymucie, zawarty między boczną granicą strefy rozpoznania a jej osią symetrii (podłużną osią samolotu).

X_{LM} – szerokość ugrupowania elementarnej grupy LM

Na podkreślenie zasługuje fakt, że w czasie realizacji zadania poszukiwania ŚNP, wielkość S_1 jest stała tylko podczas lotu prostoliniowego w strefie. Należy zauważyć, że rozważane ugrupowanie wykonuje dwa etapy lotu: lot na odcinku prostym, a następnie zakręt ustalony¹ o kąt 180° . Inne zatem warunki wykrycia panują na każdym z wymienionych etapów. Trzeba zatem, określić kolejne prawdopodobieństwa mogących zaistnieć zdarzeń pojawienia się ŚNP. Analizując taktyczne aspekty problemu, wydaje się wygodnym wyróżnienie dwóch zdarzeń przeciwnych i odpowiadającym im prawdopodobieństw warunkowych:

- zdarzenie pojawienia się chociażby części ugrupowania ŚNP podczas poszukiwania na odcinku lotu prostoliniowego;
- zdarzenie pojawienia się ugrupowania ŚNP tylko podczas manewru;

Zdarzenie pojawienia się chociażby części ugrupowania ŚNP podczas poszukiwania na odcinku lotu prostoliniowego może być sprowadzone do trafienia „odcinka” czasu przelotu ugrupowania ŚNP przez strefę efektywnego wykrycia w „odcinek” czasu lotu prostoliniowego. „Odcinek” czasu przelotu ugrupowania ŚNP przez strefę efektywnego wykrycia jest czasem efektywnego poszukiwania t_p .

Czas ten proponuję obliczać na podstawie zależności:

$$t_p = \frac{2 \circ X_{\dot{S}NP} + X_{LM} + 2 \circ D_{wykr} \circ \sin(\alpha)}{V_c}; \quad (3.27)$$

gdzie:

D_{wykr} – odległość wykrycia pojedynczego ŚNP (o danej skutecznej powierzchni odbicia) w [m];

$X_{\dot{S}NP}$ – głębokość ugrupowania ŚNP w [m];

X_{LM} – głębokość ugrupowania LM w [m];

V_c – prędkość ŚNP w [m/s].

α – połowa kąta szerokości wiązki w azymucie pokładowego radiolokatora samolotu myśliwskiego;

Biorąc pod uwagę, że każdy moment pojawienia się celu jest jednakowo prawdopodobny oraz że czas manewru - t_m jest mniejszy niż czas lotu prostoliniowego - t_{lp} , prawdopodobieństwo, że cel pojawi się w czasie lotu prostoliniowego – P_{lp} proponuje określać w oparciu o zależność:

$$P_{lp} = 1 - \frac{t_m + t_p}{t_{lp} + t_m + t_p}; \quad (3.28)$$

gdzie:

t_{lp} – czas lotu prostoliniowego samolotu myśliwskiego w [s]

t_m – czas manewru o 180° w [s].

t_p – czas przelotu ŚNP przez strefę efektywnego wykrycia obliczony według zależności 3.27

Powyższa zależność jest słuszna gdy czas przelotu ugrupowania ŚNP przez efektywną strefę wykrycia – t_p nie przekracza czasu manewru – t_m , wynika to z fizycznych aspektów zadania. w przeciwnym wypadku:

$$P_{lp} = 1; \quad (3.29)$$

Graficzne uzasadnienie zależności 3.28 przedstawiono na rysunku 3.8.

Wykorzystując dla założonych warunków, znane z rachunku prawdopodobieństwa twierdzenie o prawdopodobieństwie całkowitym do przekształcenia zależności 3.25 otrzymujemy jej nową postać:

$$P_1^* = \left(1 - e^{-\frac{S_1}{S_2}} \right) \circ P_{lp} + (1 - P_{lp}) \circ \left(1 - e^{-\frac{S_1(t)}{S_2}} \right); \quad (3.30)$$

gdzie:

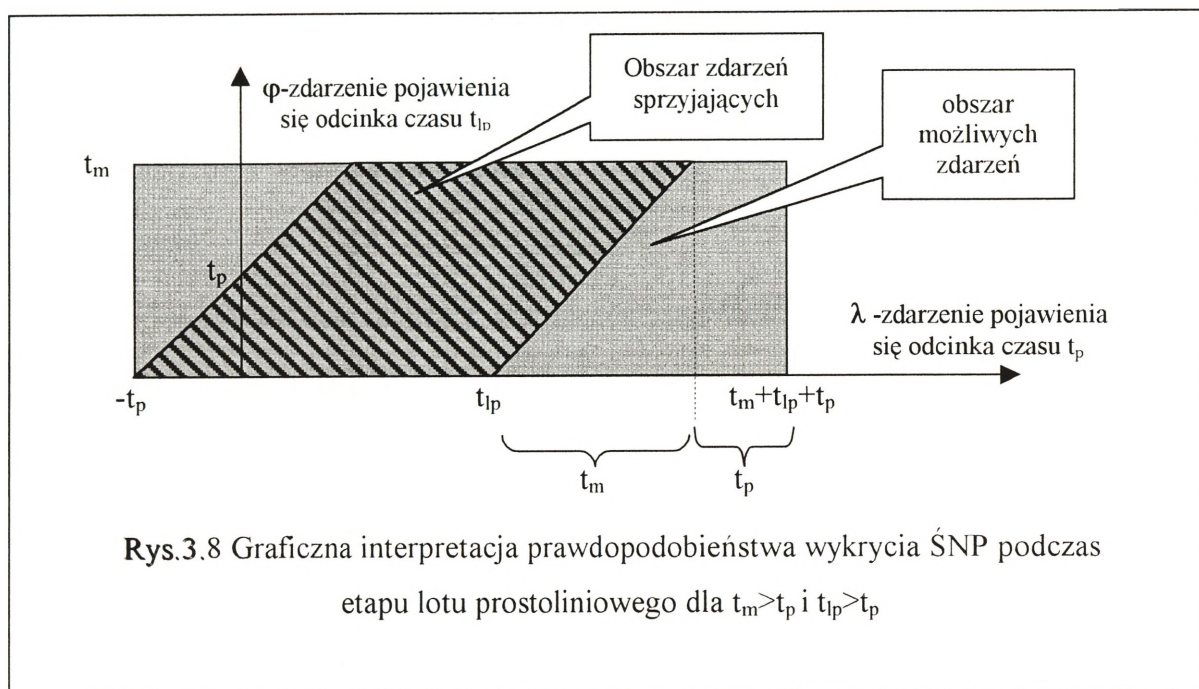
$S_1 = \text{const.}$ w czasie lotu prostoliniowego;

$S_1(t)$ – wartość zmienna w czasie manewru (bo zmienia się prędkość zbliżania);

¹ Zakręt ustalony wykonywany jest bez zmiany wysokości z ustalonym kątem przechylenia i prędkością.

S_2 – powierzchnia pasa przeszukiwania obliczona według zależności:

$$S_2 = L_y \cdot (X_{LM} + 2 \cdot D_{wykr} \cdot \sin \alpha); \quad (3.31)$$



Zależność, pozwalająca określać powierzchnię efektywnego przeszukiwania – S_1 będzie miała następującą postać:

$$S_1 = L_{wykr.} \cdot V_{zbl.} \cdot t_p; \quad (3.32)$$

gdzie:

$L_{wykr.}$ – rzut efektywnej strefy poszukiwania na prostopadłą do wektora względnej prędkości zbliżania - $V_{zbl.}$

$V_{zbl.}$ – prędkość zbliżania;

t_p – czas efektywnego przeszukiwania, tzn. czas kiedy cele znajdują się w rejonie przeszukiwania (zależność 3.27) .

Prędkość zbliżania – $V_{zbl.}$ zaś, dla różnicy kursów myśliwców i ŚNP równej 90° , można obliczyć z zależności:

$$V_{zbl.} = \sqrt{V_m^2 + V_c^2}; \quad (3.33)$$

gdzie:

V_c – prędkość ŚNP w [m/s];

V_m – prędkość dyżurowania myśliwców w strefie w [m/s];

Interpretację graficzną wielkości $L_{wykr.}$, niezbędnej do obliczenia wartości S_1 , przedstawia rysunek 3.9

Autor zauważył, że wartość $L_{wykr.}$ może być obliczana na podstawie czterech różnych zależności, prawdziwych dla określonych warunków. Poniżej przedstawiam wariant algorytmu obliczania omawianej wartości.

Dane wejściowe:

α , V_m , V_c , $D_{wykr.}$, X_{LM} , Y_{LM} – zmienne zdefiniowane poprzednio

Zmienne pomocnicze: θ , U_{LM} , $U_{ŚNP}$.

gdzie:

θ - kąt kursowy samolotów myśliwskich;

U_{LM} – rzut w płaszczyźnie poziomej ugrupowania LM na prostą prostopadłą do względnej prędkości zbliżania (patrz rys. 3.9);

$U_{ŚNP}$ rzut w płaszczyźnie poziomej ugrupowania ŚNP na prostą prostopadłą do względnej prędkości zbliżania (patrz rys. 3.9);

Wynik obliczeń:

$L_{wykr.}$

Start

$$\theta = \arctg(V_c/V_m); \quad (3.34)$$

$$U_{LM} = Y_{LM} \sin \theta + X_{LM} \cos \theta; \quad (3.35)$$

$$U_{ŚNP} = Y_{ŚNP} \sin \theta + X_{ŚNP} \cos \theta; \quad (3.36)$$

jeśli $\alpha < \theta$ i $(\theta + \alpha) < 90^\circ$ to:

$$L_{wykr.} = D_{wykr.} \sin(\alpha + \theta) + U_{LM} + U_{ŚNP}; \quad (3.37)$$

jeśli $\alpha < \theta$ i $(\theta + \alpha) \geq 90^\circ$ to:

$$L_{wykr.} = D_{wykr.} + U_{LM} + U_{ŚNP}; \quad (3.38)$$

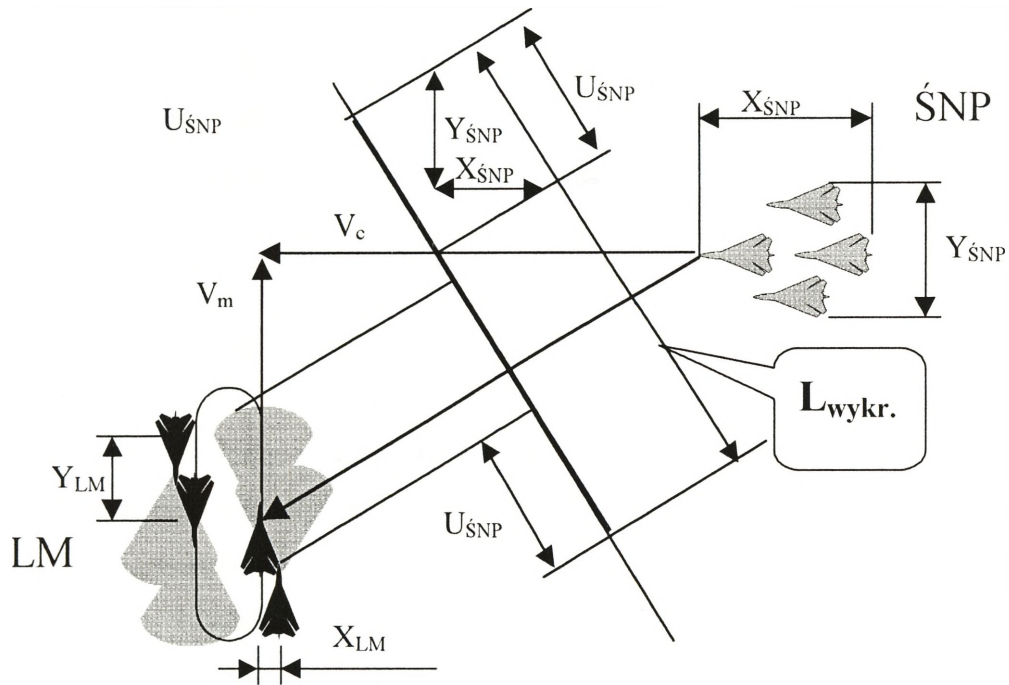
jeśli $\alpha \geq \theta$ i $(\theta + \alpha) < 90^\circ$ to:

$$L_{wykr.} = D_{wykr.} \circ [\sin(\alpha + \Theta) + \sin(\alpha - \Theta)] + U_{LM} + U_{\dot{S}NP}; \quad (3.39)$$

jeśli $\alpha \geq \theta$ i $(\theta + \alpha) \geq 90^\circ$ to:

$$L_{wykr.} = D_{wykr.} \circ [1 + \sin(\alpha - \Theta)] + U_{LM} + U_{\dot{S}NP}; \quad (3.40)$$

Koniec



Rys.3.9 Interpretacja graficzna rzutu efektywnej strefy poszukiwania na prostopadłą do wektora względnej prędkości zbliżania – $L_{wykr.}$

Problem stanowi jednak określenie wartości $S_1(t)$ potrzebnej do oceny wartości drugiego składnika zależności 3.30. Dla ułatwienia rozważań oznaczmy symbolem – P_1^{**} wartość opisaną zależnością:

$$P_1^{**} = \left(1 - e^{-\frac{S_1(t)}{S_2}} \right); \quad (3.41)$$

gdzie:

$S_1(t)$ – - powierzchnia efektywnie przeszukiwana przez samoloty myśliwskie w strefie patrolowania w płaszczyźnie poziomej (w czasie efektywnego przeszukiwania, tzn. w ci ągu

którego cele znajdują się w rejonie poszukiwania) - wartość zmienna w czasie manewru (bo zmienia się prędkość zbliżania);

S_2 - powierzchnia strefy patrolowania wyliczona według zależności 3.31

Znalezienie analitycznych zależności, pozwalających na obliczenie wartości $S_1(t)$, jak dotąd, nie zakończyło się powodzeniem, pomimo podejmowanych przez autora prób w tym zakresie. Ponieważ wartość omawianego składnika - P_1^{**} jest zwykle znikomo mała¹, autor pokusił się na jej przybliżoną ocenę metodami graficzno-analitycznymi. W tym celu, dla wybranych reprezentatywnych prędkości ŚNP i dyżurujących samolotów myśliwskich oraz przyjętych parametrów ich radiolokatorów² zostały obliczone wartości P_1^{**} w kilku momentach czasowych podczas manewru. Następnie wykonano wykresy rozkładu tych prawdopodobieństw w czasie manewru i na tej podstawie obliczono średnią jego wartość. Dokonano tego, porównując pola pod krzywymi rozkładu z polami prostokątów o wymiarach równych: czasowi manewru i średniego prawdopodobieństwa - P_1^{**} . Te żmudne kalkulacje pozwoliły zaobserwować, że dla poddźwiękowych i mało się różniących od siebie prędkości celu i dyżurujących samolotów, prawdopodobieństwo P_1^{**} jest około 20÷40% mniejsze, niż prawdopodobieństwo podczas poszukiwania na etapie lotu prostoliniowego. Pozwala to zakładać, że średnio jego wartość stanowi około 70% wartości prawdopodobieństwa wykrycia celu podczas lotu prostoliniowego. Uwzględnienie tej prawidłowości w zależności 3.30 pozwala obliczać interesującą nas wartość P_1^{**} na podstawie znacznie już uproszczonej, poniższej zależności:

$$P_1^* = \left(1 - e^{-\frac{S_1}{S_2}} \right) \circ (0.7 - 0.3 \circ P_{lp}) \quad (3.42)$$

gdzie:

P_{lp} - prawdopodobieństwo, że cel pojawi się w czasie lotu prostoliniowego, obliczone na podstawie zależności 3.28;

S_1 - powierzchnia efektywnie przeszukiwana przez samoloty myśliwskie w strefie patrolowania w płaszczyźnie poziomej (w czasie efektywnego przeszukiwania, tzn. w ciągu którego cele

¹ Jej wpływ na wartość P_1^{**} , obliczanej według zależności 3.26 jest niewielki.

² Jako modelowe posłużyły tu parametry pokładowych stacji radiolokacyjnych takich jak Szafir-23E i RP-21M(CD-30) samolotów MiG-23MF i Mi21MF.

znajdują się w rejonie poszukiwania). Obliczona według zależności 3.32 i związanych z nią zależności 3.33 i 3.27;

S_2 - powierzchnia strefy patrolowania o długości L_y i szerokości równej X_{wykr} wyliczonej według zależności 3.31

W konsekwencji, wykonując kolejne podstawienia podanych wyżej zależności można obliczać wartości P_1 w oparciu o wartości znanych i mierzalnych wielkości takich, jak parametry taktyczno-techniczne samolotów i zakładane warunki ich działań¹.

Metoda obliczania prawdopodobieństwa P_2

W zamierzonym modelu walki wysokość lotu ŚNP będzie jedną z wielkości wejściowych. Dlatego też prawdopodobieństwo wykrycia celu - P_2 , wynikające z własności pokładowych radiolokatorów, charakteryzowanych wymiarami ich stref wykrywania w płaszczyźnie pionowej, będzie przyjmować wartości: $P_2=0$ wtedy, gdy ugrupowanie ŚNP będzie wykonywać lot na wysokościach poza strefą wykrycia ugrupowania dyżurujących samolotów myśliwskich oraz wartość różną od zera ($0 < P_2 \leq 1$) w przeciwnym wypadku.

Posługując się wcześniej zdefiniowanymi oznaczeniami można to zapisać w formie alternatywy warunków:

jeżeli $H_c > (H_{LM} + \Delta H_{LM} + D_{wykr} \cdot \sin \varepsilon_1)$ lub $(H_c + \Delta H_{\dot{S}NP}) < (H_{LM} - D_{wykr} \cdot \sin \varepsilon_2)$ to $P_2 = 0$;

w przeciwnym wypadku: ($0 < P_2 \leq 1$);

Graficzną ilustrację powyższych warunków przedstawia rysunek 3.10.

Należy podkreślić, że występujące jeszcze aktualnie na uzbrojeniu samolotów myśliwskich - impulsowe stacje radiolokacyjne, nie mają możliwości wykrywania obiektów powietrznych na tle Ziemi. Ich strefa wykrywania charakteryzowana jest dodatkowo minimalną wysokością wykrycia (np. dla stacji radiolokacyjnej CD-30 samolotu MiG-21MF wynosi ona 700m).

Rozważmy zatem te przypadki, kiedy wartość P_2 będzie większa od zera. W myśl zależności 3.24, wartość $P_2 = f(P_2^*)$. Z kolei poszukiwanie zależności określającej wartość P_2^* podlegać może na rozpatrzeniu, podobnie jak dla płaszczyzny poziomej, dwu etapów: lotu prostoliniowego i manewru o kąt 180° . Zatem, wykorzystując dla założonych warunków,

¹ Wykonanie tej pracy należy jednak do komputera realizującego algorytm i prezentacja zależności w postaci nie uwikłanej wydaje się zbyt duża.

znane z rachunku prawdopodobieństwa twierdzenie o prawdopodobieństwie całkowitym do przekształcenia zależności 3.24, otrzymujemy jej nową postać:

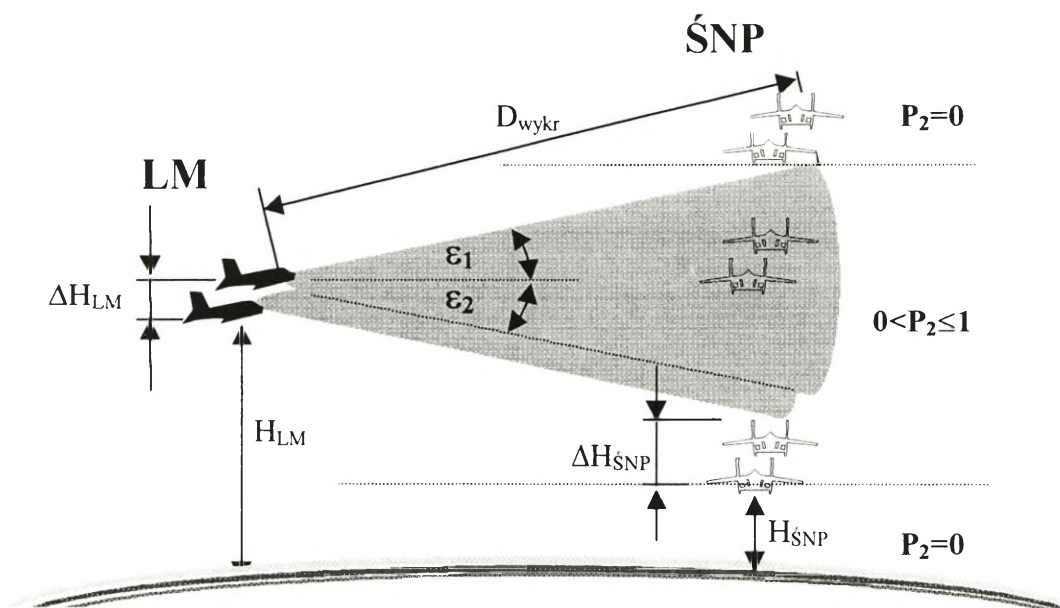
$$P_2^* = P_{2-lp}^* \circ P_{lp} + P_{2-m}^* \circ (1 - P_{lp}) ; \quad (3.30)$$

gdzie:

P_{lp} – prawdopodobieństwo zdarzenia, że cel pojawi się w czasie lotu prostoliniowego myśliwców (obliczony według zależności 3.28)

P_{2-lp}^* – prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w płaszczyźnie pionowej przez rozważaną grupę myśliwców (połowę składu dyżurującego w strefie) podczas lotu prostoliniowego;

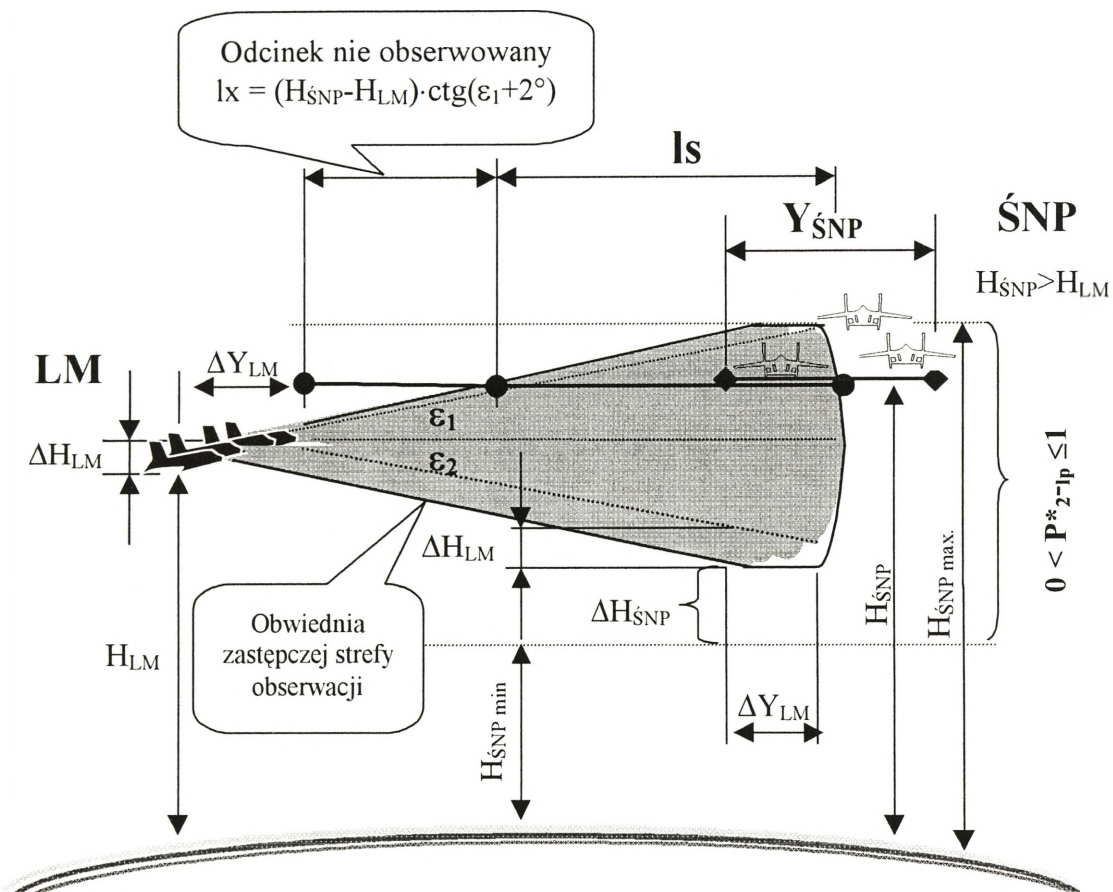
P_{2-m}^* – prawdopodobieństwo wykrycia ŚNP w płaszczyźnie pionowej przez rozważaną grupę myśliwców (połowę składu dyżurującego w strefie) podczas manewru (o kąt $2 \times 90^\circ$).



Rys.3.10 Ilustracja zasady określania obszaru, w którym $P_2 > 0$

Rozpatrzmy prostoliniowy etap lotu. Analizując fizyczne aspekty zdarzenia polegającego na wykryciu ŚNP przez samoloty LM, z uwzględnieniem pionowego przekroju strefy obserwacji ich pokładowych, technicznych systemów wykrywania można zauważyć, że sukces nastąpi wówczas gdy pojawieniu się ŚNP towarzyszyć będzie trafienie w pionowy

przekrój strefy obserwacji. Ponieważ wzajemne położenie myśliwców i ŚNP jest znane z założenia, to sukcesowi sprzyjać będą zdarzenia trafienia elementów ugrupowania ŚNP (odcinka – $Y_{\dot{S}NP}$) w odcinek – l_s , którego graficzną definicję ilustruje rys. 3.11.



Rys.3.11 Ilustracja zasady określania prawdopodobieństwa P^*_{2-lp}

Przy założeniu, że elementarne grupy LM będą wykonywały zadanie w ugrupowaniu zwartym lub luźnym, dla uproszczenia kalkulacji, można przyjąć z niewielkim błędem, że rzeczywista wypadkowa strefa obserwacji w płaszczyźnie pionowej ma kształt jak obwiednia pokazana na rysunku 3.11. Wówczas, dla $H_{\dot{S}NP} > H_{LM}$ można określać wartość l_s z zależności:

$$l_s = \sqrt{D_{wykr.}^2 - (H_{\dot{S}NP} - H_{LM})^2} - (H_{\dot{S}NP} - H_{LM}) \circ \text{ctg}(\varepsilon_1 + 2^\circ); \quad (3.43)$$

z jednoczesnym uwzględnieniem warunku:

$$\text{jeżeli } l_s < \Delta Y_{LM} \text{ to } l_s := \Delta Y_{LM};$$

Dla $H_{\dot{S}NP} \leq H_{LM}$ do obliczenia wartości ls proponuję posługiwać się zależnością:

$$ls = \sqrt{D_{wykr.}^2 - (H_{\dot{S}NP} - H_{LM})^2} + \Delta Y_{LM} - (H_{LM} - H_{\dot{S}NP}) \circ \text{ctg}(\varepsilon_2); \quad (3.42)$$

z jednoczesnym uwzględnieniem następującego warunku:

$$\text{jeżeli } ls < \Delta Y_{LM} \text{ to } ls := \Delta Y_{LM};$$

Dla ułatwienia zapisów oznaczmy zmienną lx - odcinek leżący poza obserwacją myśliwców (patrz rys. 3.11). Wartość lx dla $H_{\dot{S}NP} > H_{LM}$ proponuję obliczać według zależności:

$$lx = (H_{\dot{S}NP} - H_{LM}) \circ \text{ctg}(\varepsilon_1 + 2^\circ); \quad (3.43)$$

W wypadku, gdy $H_{\dot{S}NP} \leq H_{LM}$ wartość lx można obliczyć posługując się zależnością:

$$lx = (H_{LM} - H_{\dot{S}NP}) \circ \text{ctg}(\varepsilon_2) - \Delta Y_{LM}; \quad (3.43)$$

Oznaczmy ponadto zmienną φ - zdarzenie przemieszczania się początku odcinka $Y_{\dot{S}NP}$. Wszystkie możliwe zdarzenia, które towarzyszą trafieniu w efektywną strefę wykrywania można opisać warunkiem:

$$-Y_{\dot{S}NP} \leq \varphi \leq ls + lx; \quad (3.44)$$

Odcinek ls jest niejako „nieruchomy” (wynika to z faktu, że spełniony jest warunek trafienia w strefę efektywnego przeszukiwania, dla którego to zdarzenia prawdopodobieństwo zostało już obliczone – P^*_1). Dlatego też zdarzeniu trafienia przez początek odcinka $Y_{\dot{S}NP}$ w dowolny punkt odcinka ls sprzyjają zdarzenia opisane warunkiem:

$$lx - Y_{\dot{S}NP} \leq \varphi \leq lx + ls + Y_{\dot{S}NP}; \quad (3.45)$$

Stąd wartość P^*_{2-lp} można obliczyć na podstawie zależności:

$$P^*_{2-lp} = \frac{ls + 2 \circ Y_{\dot{S}NP}}{ls + lx + Y_{\dot{S}NP}}; \quad (3.46)$$

Przy czym jeżeli $lx < Y_{\dot{S}NP}$ to $P^*_{2-lp} = 1$ co potwierdzają fizyczne warunki zadania.

Podczas manewru samolotów myśliwskich ulega zmianie jedynie długość odcinka ugrupowania $\dot{S}NP$ „trafiającego” w przekrój pionowy wypadkowej strefy obserwacji myśliwców. Zmiany te są z zakresu od wartości wyjściowej $Y_{\dot{S}NP}$ do wartości $X_{\dot{S}NP}$ po wykonaniu manewru o kąt 90° i z powrotem do wartości $Y_{\dot{S}NP}$ po manewrze o kolejny kąt 90° . Oznaczmy długość tego odcinka za pomocą zmiennej $U^*_{\dot{S}NP}(t)$, a bieżący kąt manewru przez

- $\omega(t)$, gdzie $t \in (0, t_m)$ oraz uwzględnijmy warunki początkowe $\omega(0) = 0$; $\omega(t_m) = 0$. Przypadek szczególny, jakim jest lot prostoliniowy myśliwców można zatem uogólnić wprowadzając do zależności 3.46 w miejsce stałej $Y_{\dot{S}NP}$ zmienną zależną od czasu manewru - $U^*_{\dot{S}NP}(t)$. Otrzymamy wówczas zależność pozwalającą wyliczać wartość chwilową P^*_{2-lp} , tzn. charakterystyczną dla każdej chwili manewru:

$$P^*_{2-m}(t) = \frac{ls + 2 \circ U^*_{\dot{S}NP}(t)}{ls + lx + U^*_{\dot{S}NP}(t)}; \quad (3.47)$$

Powyzsza zależność jest oczywiście słuszna dla $lx < U^*_{\dot{S}NP}(t)$, w przeciwnym wypadku $P^*_{2-m}(t) = 1$.

Analizując parametry lotu podczas zakrętu ustalonego, przy kącie przechylenia - β , możemy zapisać równanie:

$$\omega(t) = \frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t; \quad (3.48)$$

gdzie:

g - przyspieszenie ziemskie w [m/s];

Analiza zmian wielkości $U^*_{\dot{S}NP}(t)$ pozwala spostrzec, że jej wartość zmienia się w czasie manewru według zależności:

$$U^*_{\dot{S}NP}(t) = Y_{\dot{S}NP} \circ \cos[\omega(t)] + X_{\dot{S}NP} \circ \sin[\omega(t)] \quad (3.49)$$

W wyniku podstawienia zależności 3.48 do 3.49 i podstawienia otrzymanego równania do zależności 3.47 otrzymujemy zależność:

$$P^*_{2-m}(t) = \frac{ls + 2 \circ \left[Y_{\dot{S}NP} \circ \cos\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) + X_{\dot{S}NP} \circ \sin\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) \right]}{ls + lx + Y_{\dot{S}NP} \circ \cos\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) + X_{\dot{S}NP} \circ \sin\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right)}; \quad (3.50)$$

Aby obliczyć **średnią wartość** $P^*_{2-m}(t)$, podczas manewru można posłużyć się zależnością:

$$P^*_{2-m} = \frac{1}{2 \circ t_m} \int_0^{t_m} \frac{ls + 2 \circ \left[Y_{\dot{S}NP} \circ \cos\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) + X_{\dot{S}NP} \circ \sin\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) \right]}{ls + lx + Y_{\dot{S}NP} \circ \cos\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right) + X_{\dot{S}NP} \circ \sin\left(\frac{g \circ \text{tg } \beta}{V_m} \circ t\right)} dt; \quad (3.51)$$

Przedstawiona powyżej całka, niewątpliwie należy do grupy całek rozwiązywalnych znanymi w rachunku całkowym metodami¹. Rozwiązywanie owej całki jest jednak żmudne i byłoby celowe wtedy, gdyby dotyczyło problemu bardziej wazącego dla opisywanej metody. Mając w zanadru taką potęgę obliczeniową, jaką są współczesne mikrokomputery, opracowanie procedury, która obliczałaby wartość przybliżoną omawianej całki (np. metodą trapezów, obliczając wartości funkcji podcałkowej np. co kilka sekund), jest zadaniem elementarnym, któremu sprostać może nawet początkujący twórca programów komputerowych.

3.2.3 Wnioski i spostrzeżenia

Z rozważań prowadzonych w tej części opracowania wynika, że wielkość $P_{wykr.3}$ określona dla samolotów III i IV generacji zależnością 3.14, a w wypadku samolotów starszych typów zależnością 3.20 jest w rzeczywistości funkcją tych czynników, które wymienia się jako zasadnicze czynniki wpływające na efektywność wykrywania ŚNP. Wykorzystując wcześniej zdefiniowane oznaczenia, dla samolotów III i IV generacji można to zapisać w formie symbolicznej zależności:

$$P_{wykr.3} = f(Nt, L_{CAP}, H_{LM}, \Delta H_{LM}, Y_{LM}, k, Y_{\dot{S}NP}, H_{\dot{S}NP}, \Delta H_{\dot{S}NP}, SPO, D_{wykr.max}, \alpha, \varepsilon_1, \varepsilon_2); \quad (3.52)$$

Natomiast, dla samolotów starszego typu interesująca nas zależność przyjmie postać:

$$P_{wykr.3} = g(Nt, L_{CAP}, L_y, H_{LM}, \Delta H_{LM}, Y_{LM}, X_{LM}, V_{LM}, t_{lp}, t_{mp}, k, Y_{\dot{S}NP}, X_{\dot{S}NP}, H_{\dot{S}NP}, \Delta H_{\dot{S}NP}, SPQ, D_{wykr.max}, \alpha, \varepsilon_1, \varepsilon_2); \quad (3.53)$$

Łatwo spostrzec, że wartości tych czynników (argumentów funkcji f i g) jesteśmy w stanie określać na podstawie konkretnych sytuacji taktycznych i danych taktyczno-technicznych samolotów. Dowodzi to praktycznej użyteczności podanych przez autora zależności.

W wypadku określania prawdopodobieństwa wykrycia samolotów LM określonego rzutu przez stronę przeciwną – wykonującą zadania ofensywne, można zastosować identyczne podejście, jak w wypadkach opisanych w podrozdziałach 3.12 i 3.13, w wyniku czego otrzymano analogiczne zależności. Z uwagi na ograniczone ramy niniejszego opracowania, uznałem, że dowodzenie istniejących analogii w wypadku „zamiany ról” między ŚNP i LM i

¹ Rozwiązanie całki typu: $\int \Psi(\sin x, \cos x) dx$; a taką jest całka opisana zależnością 3.51, polegać może na sprowadzeniu jej do całkownych – np. przy wykorzystaniu wzoru rekurencyjnego - funkcji wymiernych, po zastosowaniu podstawień: $\sin x = 2z/(1+z^2)$, $\cos x = (1-z^2)/(1+z^2)$, $dx = 2dz/(1+z^2)$ gdzie: $z = \operatorname{tg}(x/2)$.

wyprowadzanie zależności pozwalających określać prawdopodobieństwo wykrycia grup LM przez grupy ŚNP wydaje się zbyteczne.

3.3 Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku

Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku (P_{ataku}) chyba jest i będzie najbardziej kontrowersyjnym wskaźnikiem, w każdym matematycznym modelu walki powietrznej.

Poszukując, w dostępnej literaturze przedmiotu, sposobu obliczania tego wskaźnika autor miał na uwadze wcześniej sformułowaną przez siebie tezę, że prawdopodobieństwo wyjścia do ataku powinno być obliczane innymi sposobami dla wymienionych niżej przypadków¹:

1. podczas ataków na dalekich i średnich odległościach (na kursach przeciwnie przecinających się);
2. podczas manewrowych walk powietrznych, toczonych na małych odległościach²;
3. podczas przechwytywania celów powietrznych na kursach zgodnie przecinających się, na dużych wysokościach (w stratosferze), lub na prędkościach naddźwiękowych.

W pierwszym z wymienionych przypadków, decydować będzie czas dysponowany na atak (wynikający z odległości wykrycia celu, możliwych odległości jego rażenia posiadany uzbrojeniem i prędkości zbliżania) i czas niezbędny do wykonania ataku, wynikający z właściwości taktyczno-technicznych pokładowych systemów uzbrojenia.

Drugi przypadek – manewrowych walk powietrznych (w literaturze anglojęzycznej określane pojęciem - **dogfight**) należy do najtrudniejszych i najbardziej skomplikowanych. Do najważniejszych wskaźników, wymienianych w literaturze przedmiotu³, świadczących o „zdolności bojowej do prowadzenia walk powietrznych” zalicza się takie, jak:

- siła ciągu zespołu napędowego;
- ciężar startowy;
- nadmiar energii lub jednostkowy nadmiar siły ciągu;

¹ Wynika to z ich istoty.

² Gen.dyw.pil. J.Gotowała w pozycji [6] przedstawia w graficznej formie obszary prowadzenia manewrowych walk powietrznych (rys.57, str.256). W zakresie wysokości zasadniczy obszar prowadzenia takich walk ograniczony jest do wysokości średnich, a w wymiarze prędkości do prędkości poddźwiękowych.

³ W pozycji [6] s.263,264 przytoczone są poglądy W.K.Babicza prezentowane w pozycji „Istriebiteli mieniajut taktiku”, Moskwa 1983, str93.

- współczynnik hamowania;
- efekt mechanizacji skrzydła;
- sterowność samolotu;
- możliwości prowadzenia obserwacji z kabiny samolotu;
- stateczność samolotu;
- żywotność samolotu;
- możliwości elektronicznej aparatury ostrzegawczej;
- charakterystyka uzbrojenia samolotu;
- wymiary samolotu;
- obciążenie ciągu;
- jednostkowe obciążenie skrzydła.

W trzecim przypadku prawdopodobieństwo wyjścia do ataku zależy od możliwości zbliżenia się do przeciwnika powietrznego. Dla przykładu, w pozycji literatury [21] s.21 znaleźć można wykresy¹ pozwalające określać prawdopodobieństwo zbliżenia w zależności od prędkości celu i nadmiaru ciągu samolotu atakującego. Zdaniem autora jest to jednak zbyt daleko idące uproszczenie, gdyż zbliżenie się do przeciwnika powietrznego (strefy możliwych ataków) zależy także od warunków początkowych zaistniałych w momencie wykrycia celu takich, jak: warunki lotu, wzajemne położenie, a także możliwości uzbrojenia.

3.3.1 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku na kursach przeciwnie przecinających się

Wnioski z ostatnich wojen i konfliktów lokalnych, wskazują, że podstawą przyczyną niepowodzenia w walkach powietrznych toczonych na dużych odległościach był deficyt czasu dysponowanego na wykonanie ataku (patrz rozdział 2). Zainspirowało to autora aby przyjąć jako punkt wyjścia do dalszych rozważań, zmierzających do określenia sposobu obliczania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku w przednią półsferę celu, następującą zależność zamieszczoną w pozycji literatury przedmiotu [21]:

$$P_{\text{ataku}} = 1 - e^{-\frac{t_{\text{dysp.}}}{t_{\Sigma}}} ; \quad (3.54)$$

gdzie:

$t_{dysp.}$ – czas dysponowany (rozporządzalny) na wykonanie ataku;

t_{Σ} – czas niezbędny pilotowi na wykonanie ataku (wykrycie, rozpoznanie celu, zajęcie pozycji do ataku i wykonanie celowania).

Proponuję zatem przyjąć następujący algorytm obliczania P_{ataku} dla n -tych kolejnych ataków:

Dla pierwszego ataku:

$$P_{ataku} = 1 - e^{-\frac{t_{dysp-1}}{t_{\Sigma-1}}};$$

Dla kolejnych ataków:

$$P_{ataku} = 1 - e^{-\frac{t_{dysp-n}}{t_{\Sigma-n}}};$$

Dla każdego ataku jeżeli $t_{dysp-n} = 0$ to $P_{ataku-n} = 0$;

(3.55)

Aby przytoczony algorytm 3.55, mógł być praktycznie wykorzystywany podczas kalkulacji powinien być uzupełniony zależnościami podającymi sposób obliczania jego wartości wejściowych (czego pozycja [21] nie zawiera).

Propozycja metody obliczania czasu - t_{Σ}

Czas niezbędny pilotowi na wykonanie pierwszego ataku, można obliczyć jako sumę czasów potrzebnych, w ogólnym przypadku: na manewr na kurs ataku (około 180° - w wypadku grup elementarnych, które w momencie wykrycia celu były na kursach zgodnych), czas potrzebny na: wykrycie wskazanego celu (określany w wypadku grup które nie wykryły celu jako pierwsze i którym został on wskazany) i ustalenie jego przynależności²; a także celowanie i odpalenie pocisków raketowych. Można to zapisać w formie zależności:

$$t_{\Sigma-1} = t_m + t_{wykr.} + t_{rozp.} + t_{ROE} + t_{decyzji} + t_c; \quad (3.56)$$

gdzie:

t_m – średni czas manewru o kąt 180°

¹ Podstawy teoretyczne, tych wykresów nie zostały określone przez autorów i nie zdołano ustalić czy istnieją zależności analityczne opisujące je, czy też mają charakter empiryczny.

² Z uwzględnieniem ewentualnych zasad ROE

$t_{wykr.}$ – czas potrzebny na wykrycie wskazanego celu (uwzględniany tylko w wypadku grup, którym cel został wskazany);

$t_{rozp.+ t_{ROE}}$ – czas potrzebny na rozpoznanie celu z uwzględnieniem czasu na dodatkowe przedsięwzięcia ROE (t_{ROE});

$t_{decyzji}$ – czas potrzebny na podjęcie decyzji przez pilota lub stanowisko dowodzenia (SD);

t_c – czas celowania i odpalenia pocisków.

W wypadku powtórzenia ataku do tego samego ŚNP lub przeniesienia ognia na inny z wykrytej grupy oczywiście niektóre czasy mogą przyjmować wartości bliskie zera jak np. czasy manewru i ROE.

Dla samolotów nie użytkowanych w kraju, określenie czasu niezbędnego na wykonanie skutecznego celowania - t_c jest trudne bo brak na ten temat danych w dostępnych publikacjach. O średnich wartościach tego parametru w odniesieniu do naszych samolotów myśliwskich można wnioskować w oparciu o obserwację typowych szkolnych ataków i analizę materiałów z obiektywnej kontroli lotów. Wynika z niej np., że dla potrzeb prowadzenia zamierzonych kalkulacji można przyjmować dla samolotu MiG – 23MF czas rzędu 20s, a dla samolotu Mi-29 czas około 10s. Wartości tego czasu, charakterystyczne dla innych współczesnych samolotów, wobec przejściowego¹ jak mniemam braku danych, można oszacować przez analogię do znanych typów samolotów przy wykorzystaniu metod eksperckich. Byłoby to oczywiście rozwiązanie zastępcze.

Propozycja metody obliczania czasu - $t_{dysp.}$

W celu określenia brakujących zależności przyjęto założenie, że kursy celu i samolotów myśliwskich w momencie wykrycia przecinają się pod niewielkimi kątami. Analizując proces ataku w przednią półsferę celu i założenia poczynione w rozdziale 3.12, można zauważyć, że czas rozporządzalny na wykonanie pierwszego ataku będzie określony następującą zależnością dla przypadku, gdy odległość wykrycia zapewnia wykonanie ataku:

$$t_{dysp.-1} = \frac{D_{wykr.} - D_{ataku.min.}}{V_m + V_{\dot{S}NP}}; \quad (3.57)$$

Przy czym $t_{dysp.-1} = 0$ w wypadku gdy $D_{wykr.} \leq D_{ataku.min.}$:

¹ Sytuację w zakresie uzupełnienia brakujących danych, dotyczących także i omawianych możliwości samolotów myśliwskich, może rozwiązać przystąpienie Polski do struktur NATO

gdzie:

$D_{wykr.}$ – rzeczywista odległość wykrycia obliczona według zależności: 3.15 lub 3.16;

$D_{ataku\ min.}$ – minimalna odległość ataku rozumiana jako dolna granica zakresu możliwych ataków ($D_{ataku\ min} \div D_{ataku\ max}$). Dla większości wypadków może być określana w oparciu o zależność zamieszczoną w pozycji [18]:

$$D_{ataku\ min.} = (V_{\dot{S}NP} + V_m) \circ \left(0.64 \circ \sqrt{\frac{100}{\text{tg } \beta}} + 0.5 \right) \quad [\text{m}] \quad (3.58)$$

gdzie:

$V_{\dot{S}NP}$; V_m – prędkości celu i myśliwca w [m/s];

β – kąt przechylenia w manewrze wyprowadzenia z walki ($45^\circ \div 60^\circ$);

Pierwszy atak zostanie wykonany po czasie niezbędnym na jego wykonanie – $t_{\Sigma-1}$, w odległości – $D_{ataku-1}$, którą proponuję określać na podstawie zależności:

$$D_{ataku-1} = D_{wykr.-} - t_{\Sigma-(n-1)} \circ (V_{\dot{S}NP} + V_m); \quad (3.59)$$

jeżeli $D_{ataku-1} > D^*_{ataku-1}$, to $D_{ataku-1} := D^*_{ataku-1}$

gdzie: $D^*_{ataku-1}$ – planowana odległość pierwszego ataku (odpalenia rakiet) – ustalana przez planującego z zakresu ($D_{ataku\ max} \div D_{ataku\ min}$) przed walką jako element taktyki.

Stąd, czas dysponowany kolejnego n-tego ataku na ten sam ŚNP lub inne z wykrytego ugrupowania, proponuję obliczać na podstawie poniższej zależności:

$$t_{dysp-n} = \frac{D_{ataku-(n-1)} - D_{ataku\ min.}}{V_m + V_{\dot{S}NP}}; \quad (3.60)$$

przy czym

$$D_{ataku-(n-1)} = D_{wykr.-} - \sum_{i=1}^{n-1} t_{\Sigma i} \circ (V_{\dot{S}NP} + V_m); \quad (3.61)$$

w wypadku gdy $D_{ataku-(n-1)} \leq D_{ataku\ min.}$ $t_{dysp-(n-1)} = 0$;

gdzie:

$D_{ataku-(n-1)}$ – odległość poprzedniego (n-1) ataku;

$t_{\Sigma-(n-1)}$ – czas potrzebny na wykonanie poprzedniego ataku;

Rzeczywista odległość ataku – D_{ataku} jest zależna od zasięgu systemu uzbrojenia i momentu odpalenia rakiety determinowanego decyzją pilota. Zasięg systemu uzbrojenia w danych warunkach zależy głównie od wysokości lotu celu i prędkości ŚNP (a także w niewielkim stopniu od prędkości i wysokości lotu nosiciela w momencie odpalenia pocisku). Dane taktyczno-techniczne pocisków klasy p-p rzadko zawierają charakterystyki rzeczywistych zasięgów rakiet w zależności od wymienionych wyżej warunków. Znane są tylko dokładne charakterystyki tych rakiet, które posiadamy aktualnie na uzbrojeniu. W wypadku innych możemy dysponować między innymi maksymalnym ich zasięgiem podczas ataków w przednią (i tylną) półsferę celu powietrznego, a także średnimi, maksymalnymi, prędkościami¹ osiąganymi przez te pociski. Analizując dostępne charakterystyki dotyczące naszego uzbrojenia, oraz ich dane taktyczno-techniczne autor spostrzegł prawidłowość, która pozwala w przybliżeniu szacować zasięgi pocisków klasy p-p w zależności od wysokości lotu celu. Jej istota polega na założeniu stałej prędkości przyrządowej pocisków raketowych (tj. ich prędkości względem cząsteczek powietrza) w całym, znanym zakresie ich bojowego wykorzystywania. Znane są wartości maksymalnego zasięgu – $Z_{\text{ataku max PP}}$, osiągnięte podczas atakowania celów w przednią półsferę lecących w stratosferze (w zakresie wysokości od 12000m do maksymalnej wysokości ich bojowego zastosowania) i maksymalne prędkości tych rakiet – $V_{r.max}$. (patrz załącznik 2). Pozwala to obliczyć ich charakterystyczne, średnie prędkości przyrządowe – V_p (przy założeniu rozkładu ciśnienia atmosferycznego jak w atmosferze standardowej), według znanej zależności²:

$$V_p = \exp\{\ln V_{r.max} - 0.5 \ln(TEC) + 2.831 + 2.628 \ln[1 - 0.0000226(H_{\dot{S}NP} + H_{ter})]\}; \quad (3.62)$$

gdzie:

V_r – prędkość rzeczywista pocisku w [km/h];

TEC – temperatura w [°K] na wysokości lotu ŚNP – w tym wypadku $TEC=216.5$ °K;

$H_{\dot{S}NP}$ – wysokość względna lotu ŚNP (nad powierzchnią terenu) w [m] - w tym wypadku $H_{\dot{S}NP}=12000$;

H_{ter} – średnia wysokość terenu w rejonie działań n.p.m. mierzona w [m].

¹ określenie „średnia” – dotyczy sposobu pomiaru prędkości jako średniej harmonicznej prędkości chwilowych za czas lotu. Prędkość rakiety w rzeczywistości zmienia się w trakcie pracy silnika marszowego, rosnąc od wartości prędkości nosiciela do największej z możliwych na danej wysokości, a następnie maleje do wartości, przy której następuje zazwyczaj jej samolikwidacja (jeśli nie osiągnie celu). Określenie „maksymalna” oznacza największa ze średnich.

² S.Fiedczyn „Nawigacja lotnicza” WKŁ, Warszawa 1974.

Pozwala to wyliczyć jej średnią, rzeczywistą prędkość – V_r w czasie atakowania ŚNP, lecącego na określonej wysokości - $H_{\dot{S}NP}$ według zależności:

$$V_r = \exp\{\ln V_{p \max.} + 0.5 \ln(TEC) + 2.831 - 2.628 \ln[1 - 0.0000226(H_{\dot{S}NP} + H_{ter})]\}; \quad (3.63)$$

Znając takie parametry pocisków klasy p-p, jak maksymalne prędkości atakowanych celów w przednią i tylną półsferę – $V_{\dot{S}NP \max.PP}$ i $V_{\dot{S}NP \max.TP}$ (zwykle wynoszą one 2300km/h÷2500km/h) oraz maksymalne zasięgi atakowania ($Z_{\text{ataku max. PP}}$, $Z_{\text{ataku max. TP}}$) możemy pokusić się o wyznaczenie czasu lotu kierowanego - t_{lk} rozważanego pocisku (jeśli nie jest on podany w informatorach, a tak się często zdarza w odniesieniu do pocisków nowszej generacji). Może być on oszacowany w oparciu o układ dwóch równań liniowych z dwiema niewiadomymi: $Z_{\text{ataku max.}}^*$ i t_{lk} .

$$\begin{cases} Z_{\text{ataku max.}}^* = Z_{\text{ataku max. PP}} - t_{lk} \cdot V_{\dot{S}NP \max.PP}; \\ Z_{\text{ataku max.}}^* = Z_{\text{ataku max. TP}} + t_{lk} \cdot V_{\dot{S}NP \max.TP}; \end{cases} \quad (3.64)$$

gdzie: $Z_{\text{ataku max.}}^*$ - jest to maksymalna droga jaką przebył pocisk w czasie lotu do celu, do którego został odpalony z maksymalnej odległości odpalania.

Rzeczywista odległość ataku - $D_{\text{ataku max.}}$, na kursach zgodnie przecinających się będzie zatem możliwa do określenia w oparciu o zależność:

$$D_{\text{ataku max.}} = V_r \cdot t_{lk} + V_{\dot{S}NP} \cdot t_{lk}; \quad (3.65)$$

Przedstawiony powyżej ciąg zależności pozwala obliczać prawdopodobieństwo wyjścia do ataku w oparciu o dostępne parametry taktyczno-techniczne rakiet klasy p-p oraz dane charakteryzujące sytuację operacyjno taktyczną i planowaną taktykę walki. Należą do nich takie parametry, jak warunki lotu ŚNP i atakujących myśliwców, czasy charakteryzujące obieg informacji w systemie dowodzenia i rozpoznania celów, planowana liczba ataków, planowane odległości odpalenia pierwszych pocisków rakietowych ($D_{\text{ataku-1}}^*$), a także temperatura i średnia wysokość planowanego rejonu walki.

3.3.2 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku podczas manewrowych walk powietrznych

W tym podrozdziale autor podaje metodę obliczania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, na podstawie amerykańskich materiałów, o których mowa w podrozdziale 2.4. Ponieważ omawiana metoda powstała w oparciu o badania empiryczne i stanowi dorobek naukowców amerykańskich ograniczę się tylko do podania algorytmu pozwalającego obliczać

prawdopodobieństwo wyjścia do ataku, bez szerszych komentarzy dotyczących taktycznych i fizycznych aspektów prezentowanych niżej zależności.

Dane wejściowe do obliczeń i ich oznaczenia:

Masa samolotów (Weight) [lb] – zmienna:	W;
Moc zespołu napędowego (Thrust) [lb] – zmienna:	T;
Powierzchnia nośna (Wing Area) [ft ²] – zmienna:	WA;
dopuszczalne przeciążenie ciągłe (Sustained g)	gs
Maksymalny zasięg broni (Maximum Range of Weapon) [N.Mi] – zmienna:	D _{ataku max.} ;
Minimalny zasięg broni (Maximum Range of Weapon) [N.Mi] – zmienna:	D _{ataku min.} ;
Wymiary kątowe strefy możliwych ataków (SMA) – kąt między osią celu a boczną granicą SMA - (Maximum Aspekt Angle of Weapon) w [°] – zmienna:	φ;
Powierzchnia celu widziana pod sylwetką 0/4 (Target Aircraft Frontal Area) w [ft ²] – zmienna:	A _f ;
Powierzchnia celu widziana z boku (Target Aircraft Side Area) w [ft ²] – zmienna:	A _s ;
Powierzchnia celu widziana z góry (Target Aircraft Top Area) w [ft ²] – zmienna:	A _t ;

Dane wyjściowe:

Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku przez samolot LM – zmienna:	P _{ataku-1} ;
Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku przez ŚNP – zmienna:	P _{ataku-2} ;

Zmienne pomocnicze: pozostałe zmienne w algorytmie.

Uwaga: Zmienne z indeksami: „1” dotyczą samolotów LM, a z indeksami: „2” - ŚNP.

START

$$CF_1 = [12.06 - 0.09732 (W_1/WA_1) + 1.1836 \cdot g_{s1}] (T_1/W_1)^{1/3} + 1.938;$$

$$CF_2 = [12.06 - 0.09732 (W_2/WA_2) + 1.1836 \cdot g_{s2}] (T_2/W_2)^{1/3} + 1.938;$$

$$\Delta CF = CF_1 - CF_2;$$

$$P_{conv1} = \{0.53 - 0.5 \exp[-10^{-6} (14 + \Delta CF)^{4.8}]\} / 0.55;$$

$$P_{conv2} = \{0.53 - 0.5 \exp[-10^{-6} (14 - \Delta CF)^{4.8}]\} / 0.55;$$

{uwzględnienie strefy możliwych ataków}

$$Awe_1 = \pi (2 \phi_1 / 360) (D_{ataku max.1}^2 - D_{ataku min.1}^2);$$

$$Awe_2 = \pi (2 \phi_2 / 360) (D_{ataku max.2}^2 - D_{ataku min.2}^2);$$

$$R_1 = \min\{ (P_{conv1} / P_{conv2}) [Awe_1 / (Awe_2)^{0.7}], 15.94\};$$

$$R_2 = \min\{ (P_{conv2} / P_{conv1}) [Awe_2 / (Awe_1)^{0.7}], 15.94\};$$

jeśli $P_{conv1} > P_{conv2}$ to

$$S_1 = 0.04 [P_{conv1} / P_{conv2}]^{0.866} + 0.56;$$

$$P_{cw2} = S_1 / (1 + R_1);$$

$$P_{cw1} = R_1 S_1 / (1 + R_1);$$

w przeciwnym wypadku:

$$S_2 := 0.04 [P_{conv2}/P_{conv1}]^{0.866} + 0.56;$$

$$P_{cw2} := S_2 / (1 + R_2);$$

$$P_{cw1} := R_2 S_2 / (1 + R_2);$$

{uwzględnienie wymiarów samolotów walczących stron}

$$R_{i1} := 0.0138 (0.5 Af_2^2 + 0.35 As_2^2 + 0.15 At_2^2)^{0.5};$$

$$R_{i2} := 0.0138 (0.5 Af_1^2 + 0.35 As_1^2 + 0.15 At_1^2)^{0.5};$$

$$a := \text{abs}[(R_{i2} - R_{i1}) / (R_{i2} + R_{i1})];$$

$$RAW := 0.2 [1 - \exp(-3a)];$$

jeżeli $R_{i1} > R_{i2}$ **i** $P_{cw1} > P_{cw2}$ **to**

$$RO_1 := [(2 P_{cw1} / (P_{cw1} + P_{cw2}))^{0.5};$$

$$Padv_1 := 0.2 + [RAW - 0.2] \exp(1 - RO_1);$$

$$P_{ataku1} := Padv_1 + P_{cw1} \cdot (1 - Padv_1);$$

$$P_{ataku2} := P_{cw2} \cdot (1 - Padv_1);$$

1- mniejszy samolot z
przewagą manewrową i
uzbrojenia

jeżeli $R_{i1} > R_{i2}$ **i** $P_{cw1} < P_{cw2}$ **to**

$$RO_1 := (P_{cw1} + P_{cw2}) / 2 P_{cw1};$$

$$Padv_1 := 0.2 + [RAW - 0.2] \exp(RO_1 - 1);$$

$$P_{ataku1} := Padv_1 + P_{cw1} \cdot (1 - Padv_1);$$

$$P_{ataku2} := P_{cw2} \cdot (1 - Padv_1);$$

1- mniejszy samolot z
przewagą manewrową i
uzbrojenia przeciwnika

jeżeli $R_{i1} \leq R_{i2}$ **i** $P_{cw1} \leq P_{cw2}$ **to**

$$RO_2 := [(2 P_{cw2} / (P_{cw1} + P_{cw2}))^{0.5};$$

$$Padv_2 := 0.2 + [RAW - 0.2] \exp(1 - RO_2);$$

$$P_{ataku2} := Padv_2 + P_{cw2} \cdot (1 - Padv_2);$$

$$P_{ataku1} := P_{cw1} \cdot (1 - Padv_2);$$

2- mniejszy samolot z
przewagą manewrową i
uzbrojenia

jeżeli $R_{i1} \leq R_{i2}$ **i** $P_{cw1} \geq P_{cw2}$ **to**

$$RO_2 := [(2 P_{cw2} / (P_{cw1} + P_{cw2}))^{0.5};$$

$$Padv_2 := 0.2 + [RAW - 0.2] \exp(1 - RO_2);$$

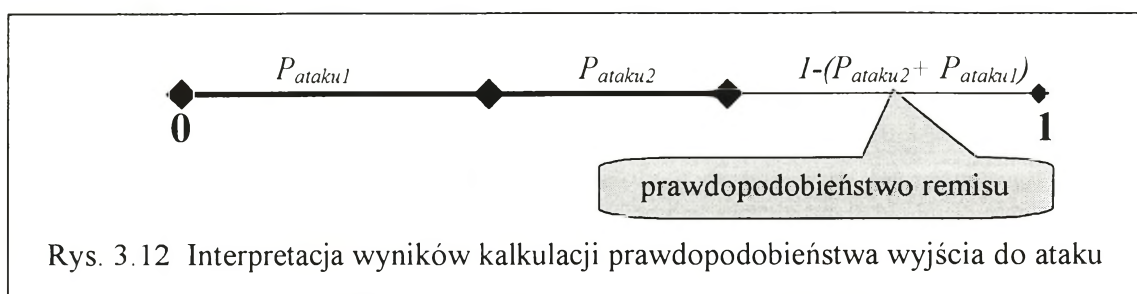
$$P_{ataku2} := Padv_2 + P_{cw2} \cdot (1 - Padv_2);$$

$$P_{ataku1} := P_{cw1} \cdot (1 - Padv_2);$$

2- mniejszy samolot bez
przewagi manewrowej i
uzbrojenia

KONIEC

Ilustrację graficzną wyników kalkulacji przedstawia rysunek 3.12



3.3.3 Metoda określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku podczas przechwytywania celów o dużych prędkościach lub wysokościach lotu na kursach zgodnie przecinających się

W obszarze dużych prędkości i wysokości lotu decydujące znaczenie o powodzeniu wyjścia do ataku samolotów myśliwskich mają ich własności rozpędzania i wznoszenia, własności uzbrojenia klasy p-p i systemów celowniczych¹, a także wyjściowe pozycje przeciwstawnych stron w momencie rozpoczęcia procesu naprowadzania. Szczegółowe rozważanie możliwych sytuacji do oceny rezultatów walk powietrznych jest niezwykle trudne, a przy podejściu probabilistycznym raczej niecelowe. Należy jednak podkreślić, że przechwytywanie ŚNP przez samoloty LM jest istotą modułu „MYŚLIWIEC” programu „PRZENIKANIE” i uogólnienia tam zawarte w formie fragmentów algorytmu dotyczących obliczania prawdopodobieństwa naprowadzenia i zbliżenia do celu² są zdaniem autora tą częścią programu, na której autorzy skupili główny wysiłek twórczy. Dlatego też, omawiane fragmenty algorytmu mogą być zespolone w integralną całość z prezentowanym wcześniej dorobkiem autora, tworząc algorytm przyszłej aplikacji wspomagającej ocenę rezultatów grupowych walk powietrznych. Ponieważ analityczne zależności niezbędne do obliczania wartości P_{ataku} dla rozważanych przypadków są zamieszczone w pozycji literatury przedmiotu [8], to autor pozwolił sobie na rezygnację z ich przytaczania w niniejszym opracowaniu.

3.4 Prawdopodobieństwo rażenia

Metody obliczania prawdopodobieństwa rażenia – $P_{\text{raż.}}$, zwłaszcza jego poligonowych wartości są w literaturze przedmiotu [18][19] najdokładniej opracowane i stopień ich formalizacji w zupełności wystarcza do opracowania algorytmu zamierzonej aplikacji

¹ W tym szczególnie wymiary stref możliwych ataków –SMA.

² Iloczyn tych prawdopodobieństw może być uważany za prawdopodobieństwo wyjścia do ataku.

komputerowej. Dlatego też autor uznał za zbyt liczne przytaczanie podręcznikowych zależności, służących do obliczania tego prawdopodobieństwa w niniejszym opracowaniu.

We wszystkich znanych metodykach określania tego prawdopodobieństwa, budzą wątpliwości przyjęte tam sposoby oceny przeciwdziałania przeciwnika. Dotyczy to zarówno przeciwdziałania radioelektronicznego jak i innych jego form takich, jak stosowanie pułapek termicznych czy realizacja manewrów przeciwrakietowych.

Wpływ stosowania zakłóceń aktywnych jak i pasywnych rozwiązano w algorytmie programu PRZENIKANIE [8] przy pomocy uśrednionych współczynników zmniejszających poligonowe wartości prawdopodobieństwa rażenia. Wykorzystanie tych sekwencji w algorytmie jest sytuacją wymuszoną wobec braku lepszych rozwiązań.

Interesujące wydaje się jednak rozważenie prawdopodobieństwa wyjścia z pod uderzenia raketami dalekiego zasięgu – P_{ESC} przez atakowany statek powietrzny. Staje się to szczególnie istotne w świetle prognozowanych tendencji zwiększania dystansu w walkach powietrznych. Trzeba zaznaczyć, że żadna, ze znanych autorowi metod obliczania wartości $P_{raż}$ nie uwzględnia takich możliwości.

Przyjmując przez analogię dla tego prawdopodobieństwa rozkład Poissona tak, jak dla prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, możemy posługiwać się zależnością:

$$P_{ESC} = 1 - e^{-\frac{t_{dysp}}{t_{\Sigma}}}; \quad (3.66)$$

gdzie:

t_{dysp} – czas dysponowany na wykonanie manewru zrywającego atak;

t_{Σ} – czas niezbędny na wykonanie manewru zrywającego atak.

Podstawą obliczenia t_{Σ} jest przyjęcie założenia (warunku), że zerwanie ataku nastąpi gdy atakowany statek powietrzny wyjdzie ze strefy skutecznego rażenia wcześniej niż odpalony do niego pocisk osiągnie cel. Aby tego dokonać pilot musi wykryć, odpowiednio wcześniej, odpaloną w swoim kierunku raketę. Załóżmy, że pokładowy radiolokator posiada możliwość wykrycia celów o skutecznej powierzchni odbicia około $0.1m^2$ – takie możliwości posiadają niektóre samoloty IV generacji.

Potrąfimy obliczyć D_{ataku} (zależność 3.61), znana jest także średnia rzeczywista prędkość pocisku raketowego V_r i jego czas lotu kierowanego t_{lk} . Załóżmy, że pilot atakowanego ŚNP wykryje pocisk, zmierzający w jego kierunku, w odległości $D_{wykr\ p-p}$, którą można oszacować z zależności:

$$D_{wykr.p-p} = D_{wykr.max} \sqrt[4]{\frac{SPO_{p-p}}{3}}; \quad (3.67)$$

gdzie:

$D_{wykr.max}$ - maksymalna odległość wykrycia pokładowej stacji radiolokacyjnej ŚNP;

SPO_{p-p} - skuteczna powierzchnia odbicia pocisku p-p (zwykle $< 0.1m^2$)

Zatem, czas potrzebny rakiecie do osiągnięcia granicy strefy skutecznego rażenia liczony od momentu jej wykrycia - równy w tym wypadku t_{dysp} można oszacować na podstawie równania:

$$t_{dysp} = \frac{V_r \circ t_{lk} + \left(\frac{D_{ataku} - D_{wykr.p-p}}{V_r + V_{\dot{S}NP}} \right) \circ V_{\dot{S}NP} + D_{wykr.p-p} - D_{ataku}}{V_r}; \quad (3.68)$$

Zależność ta jest słuszna wtedy, gdy spełnione są warunki:

$$D_{wykr.p-p} > 0 \text{ i } V_r t_{lk} > D_{ataku}$$

Natomiast czas niezbędny pilotowi na wykonanie manewru i dolet do granicy SMA można obliczyć z zależności:

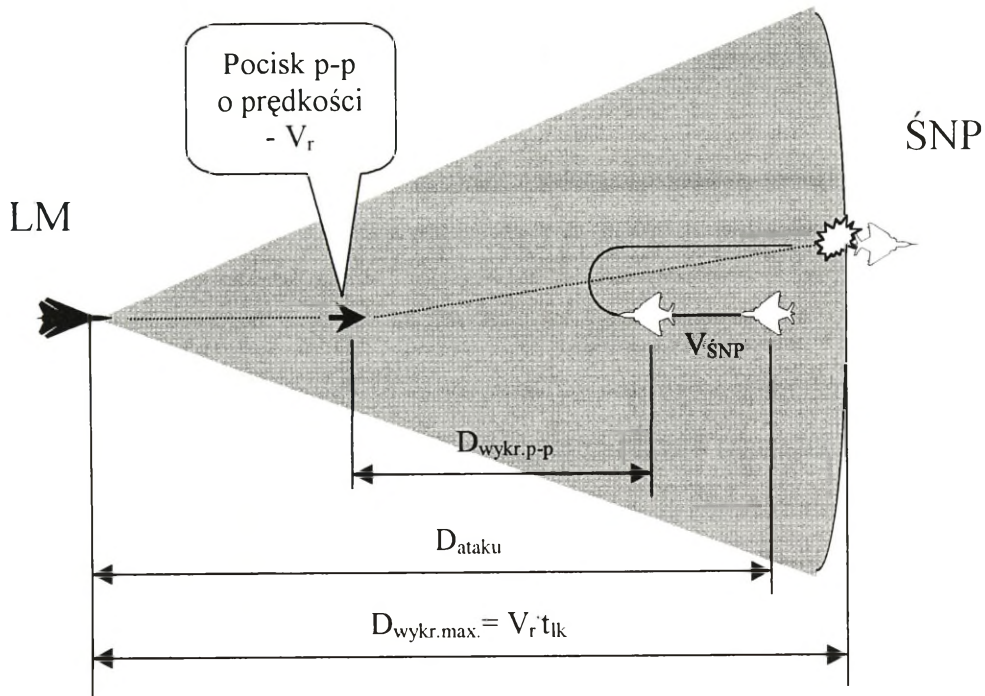
$$t_{\Sigma} = t_m + t_{reakcji} + \frac{V_r \circ t_{lk} + \left(\frac{D_{ataku} - D_{wykr.p-p}}{V_r + V_{\dot{S}NP}} \right) \circ V_{\dot{S}NP} - D_{ataku}}{V_{\dot{S}NP}}; \quad (3.69)$$

gdzie:

t_m - czas manewru o 180° z największym przeciążeniem (czas półprzewrotu);

$t_{reakcji}$ - czas reakcji pilota (np.: 2s);

Rysunek 3.13 powinien ułatwić analizę zasadności zależności 3.68 i 3.69.



Rys.3.13 Ilustracja istoty wyjścia ze strefy rażenia pocisku p-p przez atakowany ŚNP

Powyższa metoda oceny wartości P_{ESC} ma charakter szacunkowy, gdyż u jej podstaw istnieje założenie, że pociski p-p poruszają się ruchem jednostajnym z prędkością V_r . W rzeczywistości na końcowym odcinku lot pocisku odbywa się z prędkością nieco mniejszą niż średnia, co daje większą szansę zerwania ataku przez ŚNP. Z drugiej zaś strony, granica strefy skutecznego rażenia pocisku nie jest w rzeczywistości linią, której osiągnięcie zapewnia bezpieczeństwo w kategoriach absolutnych. Poza tą granicą istnieje jakieś prawdopodobieństwo rażenia mniejsze niż gwarantowane. Oznacza to, że w tym aspekcie szansa atakowanego statku powietrznego na uniknięcie rażenia jest tym razem mniejsza, niż obliczona. Następuje zatem pewna kompensacja wpływu przyjętych przybliżeń na rzetelność obliczeń. Niezależnie jednak od tego, który z aspektów odgrywa większą rolę, uwzględnianie P_{ESC} w zależnościach określających $P_{raż.}$ [18][19] jest na pewno potrzebne. Wykorzystanie proponowanej wyżej metody określania P_{ESC} , w algorytmie zamierzonej aplikacji przeznaczonej do wspomaganie określania rezultatów grupowych walk powietrznych, wydaje się słuszne. Przedstawiona poniżej zależność podaje sposób uwzględnienia omawianego prawdopodobieństwa podczas obliczania prawdopodobieństwa rażenia:

$$P_{raż.} = P_{raż}^* (1 - P_{ESC}); \quad (3.70)$$

gdzie:

$P_{ra\acute{z}}^*$ – prawdopodobieństwo rażenia bez uwzględnienia możliwości wyjścia ze strefy rażenia poprzez wykonanie manewru obronnego.

Wyprowadzone zależności 3.68 i 3.69 mogą ponadto służyć do określania gwarantowanych¹ odległości odpalania pocisków raketowych podczas walk powietrznych toczonych na dużych odległościach.

3.5 Wnioski i spostrzeżenia

W podsumowaniu, prezentowanych w niniejszym rozdziale rozważań można stwierdzić, że przedstawiony model matematyczny, pozwala obliczać prawdopodobieństwo wykonania zadania bojowego (zwycięstwa w walce powietrznej) w odniesieniu do wyodrębnionych z ugrupowań stron przeciwnych elementarnych grup samolotów w oparciu o dostępne dane takie, jak:

- dane taktyczno-techniczne samolotów;
- elementy decyzji o użyciu lotnictwa,;
- wnioski z oceny przeciwnika.

Otrzymane rozwiązania szczegółowe w zasadzie satysfakcjonują autora (prócz może tych, które dotyczą uwzględniania wpływu walki radioelektronicznej na omawiany wskaźnik) i są zgodne z założeniami koncepcyjnymi, jakie sobie wytyczył w zakresie opracowania w przyszłości programu komputerowego wspomagającego ocenę oczekiwanych rezultatów grupowych walk powietrznych. Pozwala to niezwłocznie przystąpić do prac implementacyjnych związanych z pisaniem algorytmu zamierzonego programu.

¹ Tzn. takich odległości odpalania pocisków klasy p-p, dla których zaatakowany cel nie ma szans zerwania ataku poprzez wykonania manewru i ucieczki ze strefy ognia.

4 OGÓLNA KONCEPCJA APLIKACJI PRZEZNACZONEJ DO WSPOMAGANIA OCENY REZULTATÓW WALK POWIETRZNYCH

Ogólna koncepcja aplikacji przeznaczonej do wspomaganie oczekiwanych rezultatów grupowych walk powietrznych opiera się na pomysł uwzględnienia także i pewnych aspektów przestrzenno-czasowych planowanego starcia powietrznego mimo probabilistycznego podejścia do modelu walki. Wprowadzenie do rozważań wymiaru czasu i przestrzeni pozwala oceniać liczby oczekiwanych zwycięstw i poniesionych strat po obu stronach w kolejno po sobie następujących walkach toczonych w ogólnym wypadku przez określone elementy całych ugrupowań. Przy czym aspekt czasu i przestrzeni powinien jedynie pozwolić na rozdział, walk na dużych i średnich odległościach od walk manewrowych i tzw. przechwyceń celów szybko lecących i stratosferycznych. Nie jest bowiem ambicją autora opracowywanie symulatora walki powietrznej. Omawiane podejście daje możliwość bieżącego bilansowania oczekiwanych efektów wcześniejszych niejako potyczek, co niewątpliwie zbliża model do rzeczywistości. W tym celu istnieje potrzeba wydzielenia z obu przeciwnych ugrupowań, grup elementarnych (złożonych ze statków powietrznych tego samego typu, jednakowo uzbrojonych wykonujących lot w zwartych lub luźnych szykach bojowych z podobnymi warunkami lotu). Wymaga to takiego konstruowania algorytmu by wyliczał on między innymi prognozowane czasy kolejnych starć powietrznych i wskazywał między którymi z grup elementarnych może do nich dojść.

4.1 Koncepcja interfejsu użytkownika

Algorytm programu powinien umożliwiać wprowadzanie takich danych w sposób funkcjonalny. Narzędzia do otwierania i zamykania aplikacji, sterowania nią, edycji danych wejściowych mogłyby przykładowo być utrzymane w konwencji oferowanej przez system Windows 95 i utworzone w środowisku Delphi 3 lub 4¹. Byłyby to zatem takie narzędzia jak „przyciski”, „pola wyboru opcji”, „okienka dialogowe”, „listy wyboru” „suwaki” itp.

Wprowadzane dane powinny być pogrupowane tematycznie. Dla przykładu mogłyby to być takie grupy, jak: grupa danych o charakterze ogólnym i grupa danych taktyczno-operacyjnych

¹ Jest to język programowania obiektowego, wysokiego poziomu do tworzenia aplikacji w systemie operacyjnym Windows 95 wyprodukowany przez firmę Borland. Ponadto jest to język kompatybilny z poprzednimi wersjami języka Turbo Pascal.

W grupie danych ogólnych użytkownik powinien określić takie: dane o terenie, jak jego rodzaj (równinny, pofałdowany, górzisty) i średnią jego wysokość n.p.m., a także porę doby, warunki atmosferyczne (ZWA, TWA), temperaturę przy powierzchni Ziemi, dolne i górne podstawy chmur (dane istotne podczas uwzględniania warunków wzrokowego wykrycia celu).

W grupie danych taktyczno-operacyjnych scharakteryzowaniu powinien podlegać system zabezpieczenia działań bojowych po obu stronach. Użytkownik powinien określić, analogicznie jak w interfejsie programu PRZENIKANIE, czy zakłócają systemy dowodzenia i naprowadzania? czy wykorzystywane są powietrzne elementy tych systemów?

W grupie tej również powinny być określone przez użytkownika zasadnicze dane o ugrupowaniach obu stron. W wypadku ugrupowania wykonującego zadania defensywne – LM OP, byłyby to wymiary obszaru zainteresowania – FAOR, określenie liczby stref dyżurowania w każdym z rzutów LM (I i II) oraz liczby grup potęgowania wysiłku z lotnisk (III rzut LM) z określeniem czasu wejścia do FAOR, liczonego od momentu wykrycia nalotu. Rozmieszczenie tych stref i zobrazowanie na ekranie w postaci symboli taktycznych można zapewnić poprzez działanie programu. Następnie użytkownik np. poprzez wyróżnienie za pomocą „myszy” komputerowej dowolnej ze stref mógłby wywołać formularz danej n-tej strefy (CAP_n) i zmieniać dowolnie jego zawartość. Postuluje się by formularze były wstępnie wypełnione domyślnymi wartościami danych.

W ogólnym wypadku byłyby to dane dotyczące liczby i typu dyżurujących samolotów, rodzaju manewru w strefie, wariantu uzbrojenia samolotów, warunków ich lotu i wymiarów ugrupowań elementarnych, a także elementów stosowanej taktyki podczas walki. Użytkownik powinien tu zdecydować o hierarchii ważności grup elementarnych przeciwnika, sposobie wykorzystania ugrupowania, tzn. jakimi siłami atakować wykryty cel pojedynczy uzbrojeniem na dalekich odległościach, ile starać się wykonać ataków do tego samego celu i jak wykorzystać uzbrojenie i środki WRe (według jakich zasad odpalać rakietę: salwą, czy pojedynczo? preferować atak z maksymalnych odległości? czy wykorzystywać określony procent potencjalnego zasięgu?) czy po wykonaniu ataku bez widzialności przeciwnika rozważana grupa elementarna będzie podejmować walkę manewrową, czy też nie? W odniesieniu do walk na małych i bliskich odległościach użytkownik powinien określić podział wysiłku na jeden cel elementarny i sposób wykorzystania uzbrojenia analogicznie, jak w wypadku opisanym wyżej, odnoszącym się do walk na dużych i średnich odległościach.

W wypadku strony wykonującej zadania ofensywne, wygodnym wydaje się opracowanie zestawu kilku szablonów ugrupowania. Po wyborze odpowiadającego mu szablonu,

użytkownik miałby możliwość wyróżniania jego poszczególnych elementów dla wypełniania analogicznych formularzy jak w wypadku strony przeciwnej. Ponadto obowiązkiem użytkownika byłoby oczywiście zatwierdzenie lub zmiana domyślnie przyjętych odległości względem zasadniczej grupy uderzeniowej.

Zakończeniem wprowadzania danych byłoby ostateczne ich zatwierdzenie. Powodowałoby to uruchomienie procedur obliczeniowych, dla których działania pozostałe dane pobierane byłyby z wewnętrznej bazy danych programu. Gros tych wielkości które powinny ją stanowić przedstawiono w załącznikach 2 i 7¹. W wyniku działania bloku obliczeniowego użytkownik otrzymywałby liczbę straconych po obu stronach samolotów z rozliczeniem na straty poniesione podczas ataków na dalekich i średnich odległościach jak i poniesionych podczas walk manewrowych oraz przechwyconych podczas próby przeniknięcia obszaru odpowiedzialności LM OP w czasie lotu na dużych wysokościach lub w stratosferze i z dużymi prędkościami.

4.2 Koncepcja funkcjonowania algorytmu

W świetle zadań badawczych najistotniejszą wydaje się być koncepcja funkcjonowania modułu obliczeniowego. W jego działaniu wyróżnić można szereg zadań, operacji, które są istotą koncepcji.

Ogólnie algorytm postulowanego programu powinien składać się z trzech zasadniczych modułów takich jak moduł interfejsu, wewnętrznej bazy danych, i moduł obliczeniowy. Użytkownik powinien mieć dostęp do bazy danych polegający na możliwości zmiany zawartych tam danych liczbowych, a także mieć możliwość tworzenia modeli własnych, eksperymentalnych typów statków powietrznych jak i ich uzbrojenia.

Moduł obliczeniowy składać się powinien z kolei z następujących modułów:

- zarządzania kolejnymi położeniami grup elementarnych – umownie nazwany SPEACE;
- odwzorowania rezultatów walk na dalekich odległościach – oznaczony symbolem BVR;
- odwzorowania rezultatów walk na kursach zgodnie przecinających się – oznaczony symbolem WVR.

¹ Brakujące w załączniku 7 dane, dotyczące wymiarów najnowszych samolotów nie stanowią problemu, gdyż są w dyspozycji skalowane ich sylwetki, które mogą posłużyć do oceny omawianych parametrów.

Dla skrócenia zapisów i lepszego zrozumienia koncepcji funkcjonowania modułu obliczeniowego, która realizowałaby postulaty uwzględniania aspektu przestrzno-czasowego posłużę się dwoma zmiennymi. Ich definicja byłaby następująca:

Atak_PP_i – zmienna charakteryzująca stan i-tej grupy elementarnej w aspekcie walki na dalekich i średnich odległościach. Przy czym:

- Atak_PP_i = 0; dla sytuacji gdy grupa nie wykonuje ataku i nie jest atakowana z dużych (średnich) odległości przez przeciwnika;
- Atak_PP_i = 1; dla sytuacji gdy grupa wykonuje atak i nie jest atakowana z dużych (średnich) odległości przez przeciwnika;
- Atak_PP_i = 2; dla sytuacji gdy grupa wykonuje atak i jest jednocześnie atakowana z dużych (średnich) odległości przez przeciwnika;
- Atak_PP_i = 3; dla sytuacji gdy grupa jest atakowana z dużych (średnich) odległości przez przeciwnika, a sama nie wykonuje takich ataków;
- Atak_PP_i = 4; dla sytuacji gdy grupa nie ma lub utraciła możliwość atakowania z dużych (średnich) odległości.

Atak_TP_i – zmienna charakteryzująca stan i-tej grupy elementarnej w aspekcie manewrowej walki powietrznej na bliskich i małych odległościach oraz przechwytywania celów poza obszarem manewrowych walk powietrznych. Przy czym:

- Atak_TP_i = 0; dla sytuacji gdy grupa nie wykonuje ataku i nie jest atakowana;
- Atak_TP_i = 1; dla sytuacji gdy grupa toczy manewrową walkę powietrzną;
- Atak_TP_i = 2; e atak na cele lecące na dużych lub stratosferycznych wysokościach lub z prędkościami naddźwiękowymi na kursach zgodnie przecinających się.
- Atak_TP_i = 3; dla sytuacji gdy grupa wykonuje lot na dużych wysokościach lub w stratosferze lub z prędkościami naddźwiękowymi i jest przechwytywana przez przeciwnika na kursach zgodnie przecinających się
- Atak_TP_i = 4; dla sytuacji gdy grupa nie ma lub utraciła możliwość atakowania z małych i bliskich odległości oraz przechwytywania przeciwnika na kursach zgodnie przecinających się.

Ponadto stronę realizującą zadania ofensywne (ŚNP), określać będę nazwą - „biali”, natomiast stronę wykonującą zadania defensywne LM OP nazwą – „niebiescy”

W stanie wyjściowym wszystkie wartości zmiennych $Atak_PP_i$ i $Atak_TP_i$ są zerowe lub mają wartość 4. Każdej elementarnej grupie przyporządkowane są pozycje wyjściowe za pomocą współrzędnych czoła ich ugrupowań, dla chwili t_0 , mierzonych wzdłuż osi OX (patrz rys.3.1. Wyjściowa współrzędna położenia grupy elementarnej białych, zajmującej pozycję na czele ugrupowania obliczona jest dla momentu czasowego – t_0 , tak dobrane, żeby wyjściowa odległość obu stron była na tyle duża aby wykluczyć w tym momencie wzajemne wykrycie jakiegokolwiek elementu ugrupowania przeciwnika.

Założmy, że w wyniku wprowadzenia danych I rzut niebieskich jest w składzie m_1 grup natomiast II rzut w składzie m_2 grup elementarnych, a ugrupowanie białych składa się z n grup elementarnych.

Moduł obliczeniowy powinien deszyfrować charakterystyczne momenty czasowe i w kolejnych sekwencjach pracy obliczać rezultaty starć powietrznych jakie w tych momentach mogą zaistnieć. Owe charakterystyczne momenty to chwile, w których może dojść do kontaktów ogniowych między grupami elementarnymi.

Prześledźmy sekwencję dla pierwszego charakterystycznego momentu czasowego.

POCZATEK SEKWENCJI

Blok SPEACE

Blok SPEACE wylicza dla każdej grupy elementarnej niebieskich n elementową tablicę, i dla każdej grupy elementarnej białych (m_1+m_2) elementową tablicę możliwych odległości rażenia każdej z grup przeciwnika, posiadanyimi środkami rażenia na kursach przeciwnie przecinających się i analogiczne tablice oczekiwanych odległości wykrycia przeciwnika. W oparciu o te dane sprawdza warunki ataku i określa moment $-t_1$ pierwszej grupowej walki na kursach przeciwnie przecinających się. Następnie określa moment $-t^*_1$ rozpoczęcia najbliższej czasowo walki na kursach zgodnie przecinających się. W oparciu o porównanie czasów t_1 i t^*_1 określa dla każdej i -tej grupy elementarnej białych i niebieskich wartości zmiennych $Atak_TP_i$ i $Atak_PP_i$ z uwzględnieniem logiki mogących zaistnieć konfliktów. Dla przykładu grupa związana manewrową walką powietrzną nie może być w tym samym czasie atakowana przez przeciwnika z dużych odległości z uwagi na konieczność zapewnienia bezpieczeństwa samolotom tegoż przeciwnika uwikłanym w walkę na małych odległościach (czyli jeśli $Atak_TP_i=1$ to również jednocześnie: $Atak_PP_i \neq 1$; lub $Atak_PP_i \neq 2$; lub $Atak_PP_i \neq 3$). Podobnie grupa realizująca przechwycenie celu w stratosferze nie będzie mogła wykonywać ataków innych grup elementarnych na kursach przeciwnie przecinających się – czyli $Atak_TP_i = 2$ wyklucza $Atak_PP_i = 1$, itp.

Jeżeli $t_1^* > t_1$ to przypisuje każdej grupie elementarnej białych nową pozycję odpowiadającą momentowi czasowemu $-t_1$. („przesuwając” każde i -te ugrupowanie elementarne o wektor $V_i(t_0-t_1)$, gdzie V_i – prędkość i -tego ugrupowania białych). W przeciwnym wypadku rolę charakterystycznego momentu czasowego spełniać będzie moment $-t_1^*$.

Blok BVR

Jeżeli $t_1^* > t_1$ to najpierw „rozegrane” zostaną ataki z dużych (średnich) odległości. Ugrupowaniu białych zostają przypisane takie pozycje grup elementarnych, by mogło dojść do walki.

Blok BVR w oparciu o te dane wylicza dla grup o wartościach zmiennych $Atak_{PP_x \neq 0}$ prawdopodobieństwa wykonania zadania i w wyniku działania procedury WYNIK_WP (załącznik 6), ustala oczekiwaną liczbę zwycięstw lub strat. Uaktualnia stany grup i stany ich uzbrojenia raketowego.

Blok WVR

Jeżeli $t_1^* \leq t_1$ to najpierw rozegrane zostaną walki na małych i bliskich odległościach lub przechwycenia na kursach zgodnie przecinających się. Wówczas to blok WVR jako pierwszy obliczy rezultaty tych walk i zweryfikuje stany zaangażowanych w nie grup i ich uzbrojenia. Przy czym rozegranie manewrowej walki powietrznej lub udział w przechwytywaniu celów na kursach zgodnie przecinających się będzie traktowane jako ostatnie zadanie, po którym obligatoryjnie powinno nastąpić wyjście z walki – powrót na lotnisko. Podstawą określenia tych rezultatów będzie oczywiście obliczenie prawdopodobieństw wykonania zadania według modeli opisanych w poprzednim rozdziale i działanie procedury WYNIK_WP (załącznik 6).

KONIEC SEKWENCJI

Warunkiem rozpoczęcia kolejnej j -tej sekwencji pracy modułu obliczeniowego jest istnienie jednocześnie choć jednej grupy elementarnej po stronie białych i niebieskich, którym przypisano wartości różne od 4 zmiennych $Ataku_{TP}$ lub $Ataku_{PP}$ w ostatnio zrealizowanej sekwencji.

W kolejnej j -tej sekwencji pracy algorytmu rolę czasu t_0 , pełni czas $t_0 := \min\{t_1, t_1^*\}$ analogicznie wyliczane powinny być identyczne wskaźniki. W ogólnym wypadku zostaje określony kolejny czas charakterystyczny na podstawie czasów t_j i t_j^* . Powoduje to uruchomienie odpowiednio bloków BVR i WVR. Po zrealizowaniu ich funkcji archiwizowane są cząstkowe wyniki starć powietrznych i sprawdzane warunki umożliwiające

realizację kolejnej sekwencji obliczeń. Jeśli są one spełnione to moduł kończy pracę i algorytm programu zobrazowuje w określonej formie wyniki zbiorcze dla białych i niebieskich (np. w formie poniesionych strat). Zapewnienie użytkownikowi możliwości analizy historii konkretnych walk poprzez zobrazowanie jej częściowych wyników – jako opcji formy zobrazowania wyników działania programu – wydaje się potrzebne. Jest to już tylko problemem informatycznym.

ZAKOŃCZENIE

Osiągnięte wyniki badań, prezentowane w niniejszym materiale teoretycznym, jednoznacznie wskazują na możliwość opracowania aplikacji komputerowej przeznaczonej do wspomagania oceny rezultatów grupowych walk powietrznych. Autorowi udało się jak mniema usunąć kilka problemów przyczynkowych leżących na przeszkodzie formalizacji procesów walki powietrznej, co zwiększa aktualny stan wiedzy w tym zakresie i pozwala wykorzystywać ją praktycznie podczas opracowywania szczegółowego algorytmu i programu komputerowego, który później będzie mógł być wykorzystywany zarówno w procesie szkolenia jak i planowania działań bojowych lotnictwa na stanowiskach dowodzenia WLOP. Ponadto, stworzenie warunków umożliwiających obiektywną ocenę rozwiązań przyjmowanych przez ćwiczących podczas dwustronnych ćwiczeń z wykorzystaniem programu komputerowego, stanowić będzie niewątpliwym postęp w dziedzinie metodyki prowadzenia ćwiczeń takich ćwiczeń. Zasadnicze jednak wykorzystanie opracowanej metody autor widzi w aplikacjach stanowiących oprogramowanie użytkowe zautomatyzowanych systemów dowodzenia SP.

Źródłem osobistej satysfakcji jest dla autora fakt, że uzyskane wyniki zostały osiągnięte przy pomocy skromnego warsztatu i stosowaniu najtańszych metod teoretycznych w obszarze wiedzy taktycznej, który został zmonopolizowany przez największe potęgi lotnicze. Autor daleki jest od sądów, że aktualny stan naszej wiedzy jest już kompletny i nic już nie zostało w tym obszarze do zrobienia. Proponowany przez autora probabilistyczny model walki powietrznej może i powinien być doskonalony. Jedną z dróg doskonalenia mogłoby być jego uszczegóławianie, polegające na zwalnianiu kolejnych założeń upraszczających, zwłaszcza dotyczących aspektów wpływu walki radioelektronicznej i radiolokacyjnego zabezpieczenia działań lotnictwa na rezultaty walk powietrznych. Utylitarne potrzeby opracowania jak najszybciej zamierzonej aplikacji komputerowej odsuwają niejako na plan dalszy prace nad wzbogacaniem teorii problemu. Autor ma jednak głęboką nadzieję, że problematyką tą zainteresują się także i inni. Jej interdyscyplinarność wymusza konieczność zaangażowania się wielu specjalistów z dziedzin takich jak taktyka LM i LMB, radiolokacja i walka radioelektroniczna, matematyka, informatyka i inne. Jest to niezbędny warunek osiągnięcia znaczących rezultatów na tym polu.

BIBLIOGRAFIA

- 1) Aktualności Lotnicze. 30.12.1991;
- 2) Aviation Magazine. 1975 nr.8.
- 3) Czumur S. „Walka o panowanie w powietrzu”. Warszawa 1988.
- 4) Dworak R. „Navigatorskie zabezpieczenie przechwytywania środków napadu powietrznego z patrołowania”. ASG, Warszawa 1980.
- 5) Dzieciołowski T. „Stan i kierunki rozwoju polskiego lotnictwa bojowego”. AON, Warszawa 1994.
- 6) Gotowała J. „Splątane wiraze”. Bellona, Warszawa 1992.
- 7) Goworek T. „Samoloty myśliwskie pierwszej wojny światowej”. Bellona, Warszawa 1988.
- 8) Grzelka A. Pieciukiewicz T. „Opracowanie metod, algorytmów i procedur programowych oceny możliwości pokonania SOP przez ŚNP przeciwnika”. AON, Warszawa.
- 9) Gunston B. „Współczesne samoloty myśliwskie”. Warszawa 1992.
- 10) „Informator o armiach obcych i rozpoznaniu”. Warszawa 1985;
- 11) „Katalog sprzętu lotniczego państw NATO”. Sztab Generalny 1187/84, Warszawa 1984;
- 12) Kulczycki R. „Podstawy modelowania działań bojowych lotnictwa oraz wojsk w systemie obrony powietrznej Cz. II”. ASG, Warszawa 1985;
- 13) Metodyka określania możliwości bojowych lotnictwa myśliwskiego w systemie obrony przeciwlotniczej”. DWL, Warszawa 1970;
- 14) Lotnictwo 2/92, str.22.
- 15) Lotnictwo 8/92, str. 26
- 16) Pacek D. „Dystans w walkach powietrznych” AON, Warszawa 1995.
- 17) Przegląd konstrukcji lotniczych, 3/93.
- 18) Paleń B. „Zastosowanie artyleryjsko-rakietowego uzbrojenia statków powietrznych w zwalczaniu celów powietrznych”. ASG, Warszawa 1988.
- 19) Rękas S. Makowski P. „Ocena efektywności systemów uzbrojenia lotniczego podczas zwalczania celów powietrznych i naziemnych”. AON, Warszawa 1994.
- 20) Sienkiewicz P. „Analiza systemowa, Podstawy i zastosowania”. Warszawa 1994.

- 21) „Taktyka lotnictwa myśliwskiego w prowadzeniu grupowej walki powietrznej z różnymi typami samolotów i śmigłowców”. Poznań 1990;
- 22) Waskowski W. „Rozwój koncepcji samolotów myśliwskich”. Technika Lotnicza 1975, nr.6.
- 23) Wolin M. „Agresja amerykańska w Wietnamie”. Warszawa 1967.
- 24) World Air Power Journal, Autumn 1991.
- 25) World Air Power Journal, 14/93, „Back to Iraq”.
- 26) Zabłocki E. „Taktyka lotnictwa myśliwskiego OPK”. ASG, Warszawa 1989;
- 27) Zabłocki E. „Ocena efektywności działań bojowych związku operacyjno-taktycznego Wojsk OPK dla potrzeb planowania walki”. ASG, Warszawa 1984;
- 28) Zabłocki E. „Ocena możliwości bojowych lotnictwa myśliwskiego obrony powietrznej kraju”. ASG, Warszawa 1979;
- 29) „Zastosowanie bojowe raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów, Cz.I i II”. DWL, Poznań 1970.

ZAŁĄCZNIKI

1. Podstawowe dane taktyczno-techniczne samolotów III generacji;
2. Podstawowe dane techniczne rakiet klasy powietrze-powietrze będących na wyposażeniu współczesnych samolotów;
3. Średnie skuteczne powierzchnie odbicia wybranych samolotów myśliwskich dla pokładowych stacji radiolokacyjnych;
4. Dane techniczne rakiet powietrze-powietrze najnowszej generacji;
5. Możliwości wykrywania i rażenia ŚNP współczesnych samolotów myśliwskich;
6. Kod źródłowy procedury zastępującej metodę graficzno-analityczną;
7. Biblioteka danych o samolotach - wartości zmiennych potrzebnych do obliczeń;

ZALĄCZNIK 1

Podstawowe dane taktyczno-techniczne samolotów myśliwskich III generacji.¹

TABELA 1.

Państwo	Typ samolotu	Typ i zasięg stacji r/lok	Stosunek ciągu do masy	Przebieg max.	Prędkość wznoszenia max. [m/s]	Prędkość max. [km/h]	Środki WRe	Ilość podwieszzeń	Uzbrojenie	Załoga
U.S.A.	F-14 Tomcat	AN/AWG-9 260 km	-	8	300	2500	AN/ALQ-126 AN/ALQ-165	10	AIM-7 AIM-9 AIM-120, AIM-54	2
	F-15C Eagle	AN/APG-63 200 km	1,4	9	310	2600	AN/ALQ-127 AN/ALQ-131 AN/ALQ-135	9	AIM-7 AIM-9 AIM-120	1
	F-16C Falcon	AN/APG-66 75 km	1,2	9	300	2100	AN/ALQ-131 AN/ALQ-119 RAPORT	11	AIM-7 AIM-9 AIM-120	1
	F/A-18C Hornet	AN/APG-65 60 km	1,1	8	230	1900	AN/ALQ-126B AN/ALQ-165	11	AIM-7 AIM-9 AIM-120	1
ROSYA	MiG-29 Fulcrum	Rubin-29 70 km	1,2	9	320	2500	GARDENIA	6	R-27 R-60 R-73	1
	MiG-31 Foxhound	Zastion ZBI-16 320 km	ok.0,8	5	?	3000	?	8	R-33, R-37 R-40, R-77 R-60, R-73	2
FRANCJA	Mirage2000	Thomson RDI 130 km	1,1	9	280	2300	?	9	Matra Super 530 Magic 550 Mica	1

¹ „Informator o armiach obcych i rozpoznaniu” OPK 984/84, Warszawa 1985;

„Lotnictwo taktyczne państw NATO”, Szt. Gen. 1342/88, Warszawa 1989;

„Lotnicze środki walki radioelektronicznej państw NATO”, Szt. Gen. 1252/86, Warszawa 1986

„Przegląd Konstrukcji Lotniczych”, 1/93

Technika Lotnicza i Astronautyczna 6/75 str. 7.

ZAŁĄCZNIK 2

Podstawowe dane techniczne rakiet klasy powietrze-powietrze będących na wyposażeniu współczesnych samolotów¹

TABELA 2


Typ Rakiety	Rodzaj kierowania	Zasięg		Wysokość odpalenia		Masa		Wymiary	
		min. (km)	max. (km)	min. (km)	max. (km)	pocisku (kg)	głowicy bojowej (kg)	dług. (cm)	kal. (cm)
Active SKY FLASH	aktywne radiolokacyjne	0,5	50	<0,1	16	208	30	366	20,3
ASPIDE Mk.2	aktywne radiolokacyjne i bierne prom. elektromagn.	0,6	100	0,1	30	230	35	365	21,2
AIM-7M Sparrow	półaktywne radiolokacyjne	0,6	100	0,1	24,5	230	39	366	20,3
AIM-9L Sidewinder	bierne na podczerwień	0,6	17,7	0	24,5	85,3	10,2	285	12,7
AIM-120 AMRAAM	aktywne radiolokacyjne i bierne prom. elektromagn.	0,3	100	0,02	30	152,4	20,4	365	18
AIM-132 ASRAM	termowizyjne	0,3	15	?	?	87	10	310	19
AIM-54 C Phoenix	aktywne radiolokacyjne	3,8	200	0,02	30,5	457,8	59,9	400	38,1
Super 530 D	półaktywne radiolokacyjne	?	60	0,08	24,5	265	30	375	26,3
R.550 MAGIC 2	bierne na podczerwień	0,5	15	0	24,5	90	12,5	275	15,7
R-27 EA AA-10 ALAMO	aktywne radiolokacyjne	0,5	130	0	?	350	39	478	26
R-27 R AA-10 ALAMO	półaktywne radiolokacyjne	0,5	60	0	27	235	39	480	23

¹ „Air International”, October 1993 str. 197-211

„Katalog sprzętu lotniczego państw NATO”, Sztab Generalny 1187/84

Typ Rakiety	Rodzaj kierowania	Zasięg		Wysokość odpalenia		Masa		Wymiary	
		min.	max.	min.	max.	pocisku	głowicy bojowej	dług.	kal.
		(km)	(km)	(km)	(km)	(kg)	(kg)	(cm)	(cm)
R-33 AA-9 AMOS	półaktywne radiolokacyjne	?	150	?	?	490	47	415	38
R-23 R AA-7 APEX	półaktywne radiolokacyjne	1,8	20	0,05	25	235	30	450	20
R-60 MK AA-8 APHID	biernie na podczerwień	0,2	12	0,03	20	65	6	208	13
R-73 E AA-11 ARCHER	biernie na podczerwień	0,3	30	0	26	110	7,4	290	17
R-13M	biernie na podczerwień	0.6	8	0	24	90	11.3	290	12.7
R-3s	biernie na podczerwień	0.9	7.6	0.3	18	75	7.3	280	17
RS-2us	półaktywne radiolokacyjne	1.6	7	0.7	25	83	13	250	20

TABELA 3

Typ Rakiety	Wymiary kątowe strefy możliwych ataków ϕ [°] 	Średnie prawdopodobieństwo rażenia	Maksymalna prędkość rakiety w [m/s]
Active SKY FLASH	180	0.9	1350
ASPIDE Mk.2	180	0.9	1360
AIM-7M Sparrow	180	0.75	1400
AIM-9L Sidewinder	165	0.9	900
AIM-120 AMRAAM	180	0.9	1400
AIM-132 ASRAM	180	0.9	1200
AIM-54 C Phoenix	180	0.85	2000
Super 530 D	180	0.7	1400
R.550 MAGIC 2	170	0.9	600
R-27 EA AA-10 ALAMO	180	0.9	1000
R-27 R AA-10 ALAMO	180	0.85	1000
R-33 AA-9 AMOS	180	0.9	1100
R-23 R AA-7 APEX	180	0.9	800
R-60 MK AA-8 APHID	180	0.9	700
R-73 E AA-11 ARCHER	180	0.9	1000
R-13M	170	0.8	900
R-3s	45	0.8	700
RS-2us	15	0.7	700

ZAŁĄCZNIK 4

Dane techniczne rakiet powietrze-powietrze najnowszej generacji¹

TABELA 5

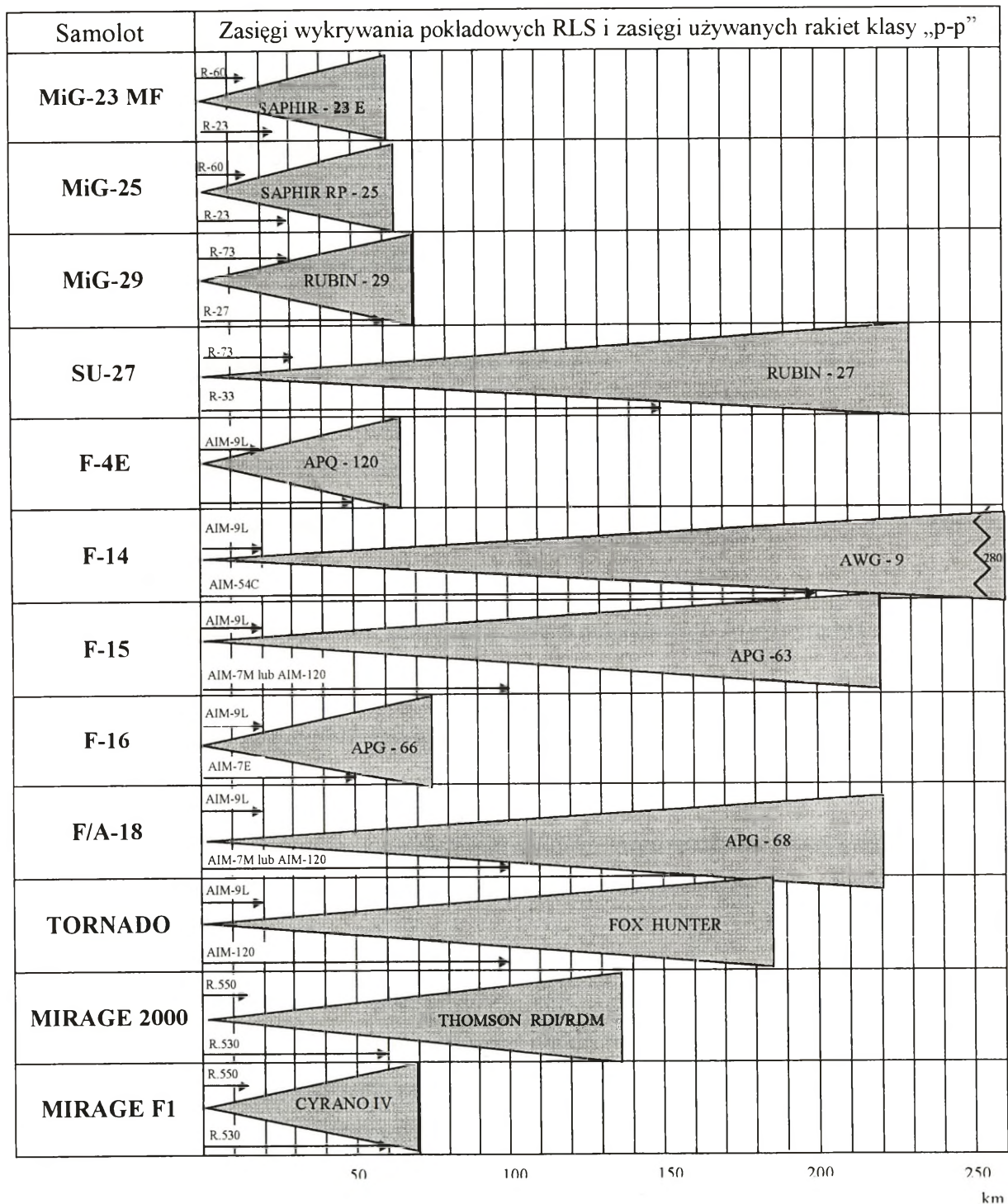
<i>Państwo</i>	<i>Typ rakiety</i>	<i>Układ naprowadzania</i>	<i>Zasięg</i>	<i>Długość</i>	<i>Masa</i>	<i>Uwagi</i>
			[km]	[m]	[kg]	
FRANCJA	MICA	radiolokacyjny aktywny	0,3 - 55	3,1	110	
	MICA	na podczerwień	0,3 - 55	3,1	110	
U.S.A.	AIM-120 AMRAAM	radiolokacyjny aktywny	0,3 - 100	3,6	152	
	AAAM	radiolokacyjny aktywny	0,3-ok. 150	3,6	175/295	Równolegle realizowane są dwa projekty
W. BRYT.	AIM-132 ASRAAM	na podczerwień	0,6 - 15	2,5	85	
ROSJA	R-77 (AA-12)	radiolokacyjny aktywny	? - 90	3,6	175	
	R-37	radiolokacyjny aktywny	? - 150	?	600	
	KS-172	radiolokacyjny aktywny	? - 400	7,4	750	
	R-27EA	radiolokacyjny aktywny	0,5 - 130	4,8	350	

¹ *Air International*”, October 1993 str. 197-211

„Przegląd Konstrukcji Lotniczych”, 3/93, str. 19-21.

ZAŁĄCZNIK 5

Możliwości wykrywania i rażenia ŚNP współczesnych samolotów myśliwskich¹



¹ Na podstawie informacji zawartych w:

1. Gunston B., Spick M., *Współczesne samoloty bojowe*, Espadon, Warszawa 1993
2. *Lotnictwo taktyczne państw NATO. Zasady użycia i prowadzenia walki*, MON, Warszawa 1989
3. *Vademecum o armiach obcych (dla personelu latającego)*, MON, Warszawa 1988

ZAŁĄCZNIK 6

Kod źródłowy procedury zastępującej metodę graficzno-analityczną – „WYNIK_WP”

W celu ułatwienia analizy części obliczeniowej procedury pominięto tę część kodu, która odpowiada za interfejs użytkownika.

Przyjęte oznaczenia zmiennych i ich definicje:

1) Zmienne wejściowe wprowadzane przez użytkownika:

- $co_obliczam$ – zmienna informująca o decyzji użytkownika co do wyboru opcji programu :
 - ⇒ $co_obliczam = 1$; dla obliczania potrzebnej liczby samolotów do wykonania zadania;
 - ⇒ $co_obliczam = 2$; dla obliczania oczekiwanych wyników działań;
- P_{gwar} – prawdopodobieństwo gwarancyjne, poziom ufności obliczeń z zakresu (0.5÷0.997);
- P_1 – prawdopodobieństwo zniszczenia celu elementarnego w jednym ataku z zakresu: (0.01÷0.997);
- K_c - ogólna liczba ŚNP biorących udział w grupowej walce powietrznej z zakresu (1÷25);
- NN – ogólna liczba samolotów myśliwskich – wprowadzana przez użytkownika w wypadku wyboru opcji obliczania oczekiwanych wyników ($co_obliczam=2$) z zakresu (1÷25);
- m – nakazana liczba zniszczonych ŚNP myśliwskich – wprowadzana przez użytkownika w wypadku wyboru opcji obliczania potrzebnej liczby sił do realizacji zadania bojowego ($co_obliczam=1$) z zakresu (1÷ K_c);
- C - liczba niezależnych ataków na jeden obiekt z zakresu:
 - ⇒ (1÷6* K_c) dla $co_obliczam=1$;
 - ⇒ (1÷6* NN) dla $co_obliczam=2$;

2. Wyniki obliczeń:

- NN – potrzebna ogólna liczba samolotów myśliwskich w wypadku wyboru opcji obliczania oczekiwanych wyników (co_obliczam=1);
- M – oczekiwany wynik walki - liczba zniszczonych ŚNP ze składu Kc w wypadku wyboru przez użytkownika opcji o_obliczam=2 z zakresu (1÷Kc);

3. Etrykiety:

- POCZ
- ETYKIETA1
- ETYKIETA2
- KONIEC

4. Inne zmienne mają charakter zmiennych wewnętrznych.

POCZĄTEK OBLICZEŃ

```

BEGIN
  Driver:=detect;
if P1<0.01 then
  begin
  co_obliczam:=3;
  goto koniec;
  end;
if P1>Pgwar then
  begin
  case co_obliczam of
  1: NN:=1;
  2: m:=100;
  end;
  goto koniec;
  end;
if co_obliczam=2 then
  begin
  {oczekiwany rezultat M}
  MM1V:= 1-exp(c*ln(1-P1));
  MM2V:=1-MM1V;

  if ((Kc=1) then
  begin
  m:=round(100*(1-exp(c*ln(1-P1))));
  if m>100 then m:=100;
  end {if Kc}
  else
  begin

  if Kc>20 then Kc:=20;
  A0:=exp(Kc*ln(MM1V));
  m:=Kc-1; A2:=A0; A1:=A0; A22:=A0;
  if A0> Pgwar then

```

```

begin
m:=100;
goto koniec;
end;
ETYKIETA1:
DELTA:=(m+1)*MM2V/((Kc-m)*MM1V);
A1:=A1*DELTA;
A2:=A2+A1;
if (A2< Pgwar) then
begin
if m=0 then
begin
Pgwar:=(Pgwar -A22)/(A2-A22);
m:=round((1- Pgwar)*100/Kc);
goto koniec;
end;
A22:=A2;
m:=m-1;
goto ETYKIETA1;
end
else
begin
Pgwar:=(Pgwar -A22)/(A2-A22);
m:=round((m+1- Pgwar)*100/Kc);
if m>100 then m:=100;
goto koniec;
end;
end; {if Kc else}
end {if co_obliczam1}
else
begin
if ((Kc=1) and (obiekt=1)) then
begin
A:=ln(1-Pgwar)/ln(1-P1);
if (A-trunc(A))>0.1 then NN:=trunc(A)+1
else NN:=trunc(A);
end {if KC1}
else
begin
if Odd(Kc)=true then Kc:=Kc+1;
if Kc>30 then Kc:=30;
if P1>=(A-0.01) then
begin
NN:= C;
goto koniec;
end;
if P1<0.01 then MM1V:=0.01 else MM1V:=P1;
ETYKIETA2:
MM2V:=1-MM1V;
A0:=exp(Kc*ln(MM1V));
A2:=A0; A1:=A0;
m:=Kc-1;
repeat

```

```

    DELTA:=( (m+1) *MM2V) / ((Kc-m) *MM1V);
    A1:=A1*DELTA;
    A2:=A2+A1;
    m:=m-1;
until m<round(0.5*Kc);
if (A2<A) then
    begin
        MM1V:=MM1V+0.005;
        goto ETYKIETA2;
    end
else
    begin
        c:=(ln(MM2V))/(ln(1-P1));
        NN:= c+1;
        goto koniec;
    end;
end; {if Kc2}
    end; {if co_obliczam2}
koniec:
if co_obliczam=3 then
    begin
{KOMUNIKAT: „ SPOSOB WYKONANIA ZADANIA ZDECYDOWANIE
NIESKUTECZNY”};
    else
if co_obliczam=1 then
    begin
        {KOMUNIKAT: „WARTOŚĆ POTRZEBNEJ LICZBY SAMOLOTÓW WYNOSI
NN”};
        end
    else
    begin
        {KOMUNIKAT: „OCZEKIWANA LICZBA ZNISZCZONYCH ŚNP m”};
        end;
    end;
end;
END.

```

KONIEC OBLICZEŃ

Załącznik 7

Biblioteka danych o samolotach - wartości zmiennych potrzebnych do obliczeń

TABELA 6

Ip.	TYP MYŚLIWCA	NAZWA PARAMETRU												Wymiary					
		V _{SNP} max	H _{SNP} max	H _{wykr} min	Z _{wykr} max	Kat obserwacji w azymucie ±α _z	Kat obserwacji w elewacji +ε ₁	Kat obserwacji w elewacji -ε ₂	liczba rakiet dalekiego i średniego zasięgu R1	H _{SNP} max na R1	liczba rakiet bliskiego i małego zasięgu R2	H _{SNP} max na R2	SPO	GS	Jednostkowe obciążenie skrzydła W/WA	Nadmiar ciągu T/W	AI	AS	AI
1	F-4F	700	21.5	300	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
2	Tornado	600	18.0	0	130	50	30	30	4	300	3/5	30	4/6	7	361	0.7	80	39	10.
3	F-14D	700	32.0	0	100	65	60	60	4	15	2	0	2/5	7.5	400	0.8	60	30	8
4	MIG-21MF	550	18.0	700	18	30	12	12	0	-	2	50	3/4	8	432	0.8	100	35	9
5	MIG-21 bis	550	18.0	500	25	30	17	17	0	-	2	50	3/4	8.5	380	0.7	37	26	4
6	MIG-23MF	700	24.0	50	40	52	41	37	2	2500	4	30	3/5	8.5	380	0.8	37	26	4
7	MIG-29	700	23.0	0	70	65	56	36	2	20	4	30	2/3	9	413	1.2	66	24	6
8	MIG-31	800	40.0	20	120	70	70	60	4	20	4	20	3/5	5	410	0.8	105	44	11
9	Su-22M4	400	15.0	-	-	-	-	-	0	-	2	30	3/5	9	375	0.75	58	36	5
10	Su-27S	700	27.0	20	100	65	56	36	6	20	4	20	3/6	9	380	1.4	104	40	10
11	F-15C	800	32.0	0	110	60	60	60	4	0	4	0	2/8	9	300	1.4	102	38	10
12	F-16A	600	18.0	0	55	60	40	40	0	-	6	0	1/2	9	314	1.2	50	25	5
13	F-16C	700	25.0	0	75	60	40	40	4	0	4	0	1/2	9	314	1.2	50	25	5
14	F-18A	600	25.0	0	75	60	60	60	2	0	4	0	1/2	8	343	1.1	60	34	6
15	F-18C	700	25.0	0	75	70	70	70	10	0	2	0	1/2	8	343	1.1	60	34	6
16	Viggen	600	18.0	0	50	50	60	60	2	75	4	30	2/5	9	320	0.7	66	30	9
17	Gripen	700	25.0	0	75	60	60	60	4	0	4	0	2/4	9	?	?	?	?	?
18	Mirage2000	700	24.0	0	90	60	60	60	2/3	0	2	0	1/3	9	215	1.1	?	?	?
19	Rafale	700	25.0	0	100	60	70	70	8	0	4	0	0.8/2	9	?	?	?	?	?
20	EF2000	700	25.0	0	90	70	60	60	6	80	6	0	0.5/1	9	404	1.2	?	?	?



¹ Dla samolotów o powierzchni odbicia SPO_{SNP}=3m².