

Grey Scale #13



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



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

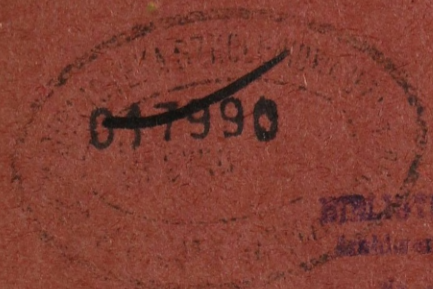


Egz. Nr 1

Opracował płk doc. dr Roman DWORAK

MANEWROWANIE SAMOLOTÓW

PODRĘCZNIK



43040

WARSZAWA

WRZESIEŃ

1971



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE


Egz. Nr 1

Opracował płk doc. dr Roman DWORAK

MANEWROWANIE SAMOLOTÓW

PODRĘCZNIK



 43040

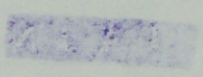
WARSZAWA

WRZESIEŃ

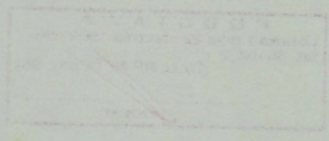
1971

ALABAMA STATE UNIVERSITY
The College of Business Administration

JAWNE
312500000

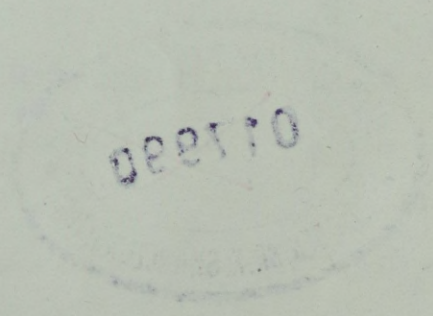


PRZEKLASYKOWANO
Protokół Nr 12827



WYKONANO
KATEDRA WARTY SĄDOWEJ
PROKURATURA

(12/11/11)



WARSZAWA

W S T Ę P

Manewrowanie samolotów polega na ich zamierzonym przemieszczaniu w celu zajęcia, zmiany lub zachowania nakazanego położenia względem innych samolotów w powietrzu lub obiektów znajdujących się na powierzchni ziemi /morza/.

Manewrowanie stanowi podstawę wykonywania większości etapów lotu - począwszy od startu, a kończąc na lądowaniu. Do zadań rozwiązywanych za pomocą manewrowania można zaliczyć formowanie ugrupowań bojowych, zwieranie, rozluźnianie i przeformowanie ugrupowań bojowych na trasie i w rejonie celu, rozpuszczanie, zajęcie do lądowania, lot na przechwycenie celów powietrznych, poszukiwanie naziemnych i morskich obiektów i szereg innych zadań związanych z prowadzeniem walki powietrznej, atakowaniem celów naziemnych, rozpoznaniem powietrznym, pokonywaniem obrony przeciwlotniczej nieprzyjaciela itp.

Podstawą manewrowania we wszystkich wypadkach jest zmiana prędkości, wysokości i kierunku lotu. Zmiany tych warunków lotu dokonuje się zgodnie z określonymi zasadami i prawami w zależności od celu manewrowania, lotno-taktycznych danych samolotów i właściwości zastosowania bojowego różnych rodzajów lotnictwa.

W nauczaniu teorii manewrowania szczególną uwagę poświęca się kinematycznej stronie manewru, to znaczy charakterowi torów lotu, czasowi potrzebnemu na wykonanie manewru, przebytej drodze, zmianie wysokości itd. Przy tym ma się na uwadze to, że współdziałanie sił i charakter zmiany paramet

trów aerodynamicznych znane są z aerodynamiki praktycznej.

Zagadnienia rozpatrywane w teorii manewrowania można podzielić na dwie grupy.

Pierwsza grupa obejmuje ogólne podstawy manewrowania. Znając je pilot lub nawigator może ocenić możliwości manewrowe samolotu i obliczyć najczęściej spotykane w praktyce parametry manewrów /skręty, zmiany prędkości, nabór wysokości, zniżanie itp./.

Dla współczesnych samolotów naddźwiękowych -zwłaszcza myśliwskich i myśliwsko-bombowych - charakterystyczne jest wykonywanie manewrów przestrzennych /np. nabór wysokości ze skrętem i rozpędzaniem prędkości/ i manewrów w płaszczyźnie pionowej i poziomej z dużym odcinkiem lotu nie ustalonego.

Najbardziej rozpowszechnione we wszystkich rodzajach lotnictwa jest manewrowanie prędkością i kierunkiem lotu w płaszczyźnie poziomej, a także manewrowanie w płaszczyźnie pionowej /nabór wysokości i zniżanie/.

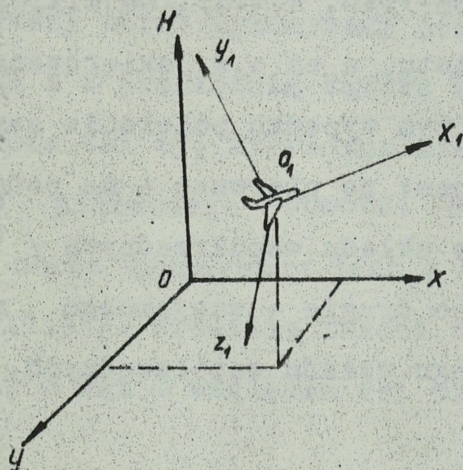
Do drugiej grupy zagadnień należą bardzo ważne zadania manewrowania związane z zapewnieniem wyjścia na cel w nakazanym czasie i z nakazanego kierunku, a także formowanie ugrupowań bojowych oraz rozpuszczanie^{x/} i zajęcie do lądowania.

x/ Rozformowanie ugrupowania bojowego przed lądowaniem.

1. PODSTAWOWE RÓWNANIA MANEWROWANIA POJEDYNCZEGO SAMOLOTU

1.1. RÓWNANIA MANEWKU PRZESTRZENNEGO SAMOLOTU

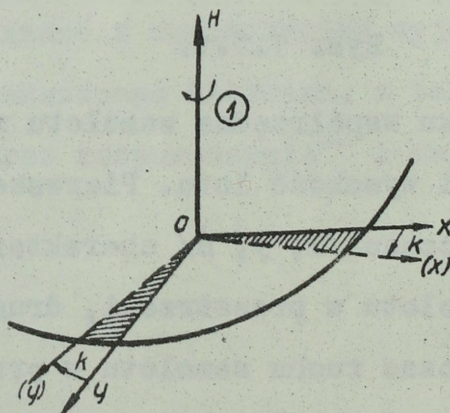
Rozpatrzmy ruch samolotu w przestrzeni. Do tego celu wykorzystamy nieruchomy układ współrzędnych o, x, y, H , którego początek może znajdować się w dowolnym punkcie powierzchni ziemi, a osie ox i oy położone są w płaszczyźnie poziomej. Oś oH jest pionowa i skierowana do góry /rys. 1/



Rys. 1.1.1.

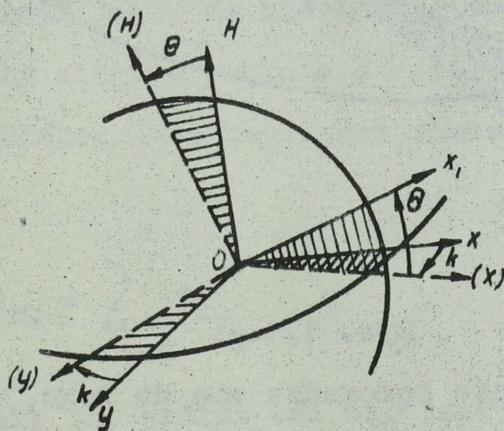
W tym wypadku współrzędne samolotu x, y, H będą okre - ślać jego miejsce i wysokość lotu. Pierwsze pochodne współ - rzędnych względem czasu $\dot{x}, \dot{y}, \dot{H}$ charakteryzują kierunek i prędkość ruchu samolotu w przestrzeni, drugie zaś $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{H}$ - przyspieszenie podczas ruchu samolotu w przestrzeni. Jednak ruch samolotu w przestrzeni ma miejsce dlatego, że jego prę - dkość V , kurs K , kąt przechyłu β i kąt nachylenia toru lotu θ przyjmują różne wartości, czyli ulegają zmianie przy pewnych prędkościach $\dot{V}, \dot{K}, \dot{\beta}$ i $\dot{\theta}$.

Z kolei kierunki wektora prędkości i kątów k , β i Θ określa się na podstawie podłużnej i poprzecznej osi samolotu w stosunku do powierzchni ziemi. Dlatego też, żeby wyczerpująco opisać położenie samolotu w przestrzeni, oprócz współrzędnych x , y i H należy znać położenie podłużnej i poprzecznej osi samolotu w stosunku do osi nieruchomego układu współrzędnych. W tym celu korzystamy z drugiego ruchomego układu współrzędnych o_1, x_1, y_1, z_1 , którego początek pokrywa się ze środkiem ciężkości samolotu, a oś o_1x_1 z wektorem prędkości powietrznej samolotu /rys. 1.1.1/. Oś o_1y_1 leży w płaszczyźnie symetrii samolotu, a oś o_1z_1 skierowana jest w prawo od tej płaszczyzny. W tym wypadku położenie samolotu w przestrzeni będzie określone: po pierwsze - na podstawie położenia początku ruchomego układu współrzędnych / współrzędne punktu $o_1 - x, y, H$ / i po drugie - wzajemnego rozmieszczenia nieruchomego i ruchomego układu współrzędnych.



Rys. 1.1.2.

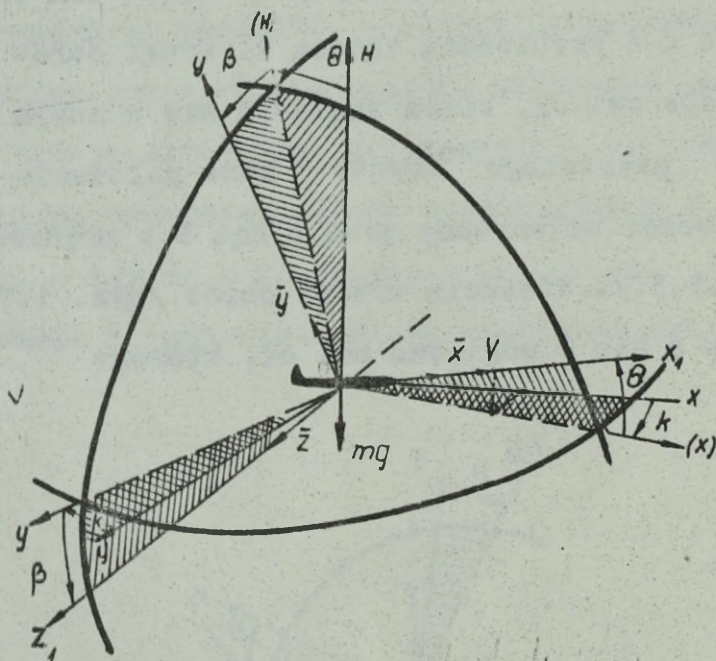
Rozpatrzmy, w jaki sposób może być określone wzajemne rozmieszczenie osi ruchomego i nieruchomego układu współrzędnych. Wiadomo, że kąty między osiami dwóch dowolnych układów współrzędnych zależne są od trzech kątów obrotu - przy założeniu, że na początku kierunki odpowiednich osi pokrywają się^{x/}. Będziemy zakładać, że początki ruchomego i nieruchomego układu współrzędnych pokrywają się, a kierunek osi o_1x_1 pokrywa się z kierunkiem ox , kierunek o_1y_1 - z kierunkiem oH , kierunek zaś osi o_1z_1 - z kierunkiem oy . W tym wypadku pierwszy obrót wykonywany jest wokół osi oH /rys. 1.1.2./ o kąt k z prędkością kątową \dot{k} . Drugi obrót wykonywany jest dookoła osi oy , która znalazła się w nowym położeniu w rezultacie pierwszego obrotu. Nowe położenie oznaczone jest $y/$. Ten obrót wykonywany jest o kąt Θ z prędkością kątową $\dot{\Theta}$ /rys. 1.1.3./. Wreszcie trzeci obrót /rys. 1.1.4./ wykonywany jest o kąt β względem osi ox , którego położenie



Rys. 1.1.3.

x/ Kąty obrotu zwane są kątami Eulera /nutacji, precesji/.

Określone jest przez pierwsze dwa obroty i oznaczone x_1 . Wykorzystanie tej ogólnej zasady w naszym wypadku jest bardzo wygodne. Rzeczywiście można się przekonać, że k jest kątem skrętu samolotu i charakteryzuje wielkość zmiany kursu. Kąt Θ jest kątem nachylenia toru lotu, a kąt β jest kątem przechyłu. Na rys. 1.1.4. pokazane jest wzajemne położenie osi ruchomego i nieruchomego układu współrzędnych, które w sposób wyczerpujący określają wartości i kierunki kątów k , Θ i β



Rys. 1.1.4.

Teraz zadanie sprowadza się do tego, żeby otrzymać układ równań charakteryzujących ruch w przestrzeni środka ruchomego układu współrzędnych i położenie jego osi. Inaczej mówiąc, ten układ równań powinien uzależniać zmianę prędkości, kursu, kąta przechyłu i kąta nachylenia od zmiany współrzędnych samolotu. Wówczas w rezultacie rozwiązania tego

układu równań można będzie określić współrzędne samolotu x_1 , y , H , położenie jego osi w przestrzeni Θ i β i prędkość ruchu V .

Jak wiadomo, na samolot podczas lotu działa siła aerodynamiczna R , siła ciągu P i siła ciężenia mg . Rozkładając siły R i P zgodnie z kierunkiem osi ruchomego układu współrzędnych otrzymamy składowe \bar{X} , \bar{Y} i \bar{Z} /rys. 1.1.4./. Należy zaznaczyć, że podczas wykonywania manewru skoordynowanego, który będziemy rozpatrywać, $\bar{Z} = 0$.

Zgodnie z drugim prawem Newtona iloczyn masy samolotu i przyspieszenia j jest równy sumie wszystkich sił zewnętrznych F_1 działających na samolot.

$$mj = \sum_{i=1}^n F_1 \dots \dots \dots /1.1.1./$$

Wykorzystamy to równanie do wyprowadzenia równań manewru przestrzennego samolotu.

Rzeczą oczywistą jest, że kierunek ruchu samolotu na skutek działania siły ciągu w punkcie o /rys. 1.1.4./ pokrywa się z osią ox_1 . Dlatego też zapiszemy równanie /1.1.4./ w rzutach na tę oś:

$$mj_{x_1} = \sum_{i=1}^n F_{x_1 i}$$

Przyspieszenie j_{x_1} wzdłuż osi ox_1 jest równe \dot{v} , a

$$\sum_{i=1}^n F_{x_1 i} = \bar{X} - mg \sin \Theta,$$

a zatem

$$m\dot{v} = \bar{X} - mg \sin \Theta.$$

Podzielimy lewą i prawą część równania przez m . Wów -
 czas otrzymamy pierwsze równanie układu:

$$\dot{V} = g(n_x - \sin \Theta) \quad \dots \quad /1.1.2./,$$

gdzie $n_x = \frac{\bar{X}}{mg}$ - przeciążenie podłużne.

Skrzywienie toru w płaszczyźnie poziomej będzie mieć
 miejsce w wypadku działania przyspieszenia dośrodkowego, które
 skierowane jest wzdłuż osi $o(y)$. Dlatego też

$$m j_y = \sum_{i=1}^n F_{(y)_i}$$

Przyspieszenie dośrodkowe w tym wypadku, jak wiadomo,
 jest równe

$$j_y = \frac{V_x^2}{R_{\text{poz}}},$$

gdzie V_x - składowa pozioma prędkości;

R_{poz} - promień krzywizny rzutu toru na płaszczyznę po-
 ziomą.

Z rys. 1.1.4. wynika, że wzdłuż osi $o(y)$ działa siła
 $\bar{Y} \sin \beta$,

a zatem

$$m \frac{V_x^2}{R_{\text{poz}}} = \bar{Y} \sin \beta,$$

Z drugiej strony, prędkość kątowna ruchu samolotu
 /skrzywienia toru w płaszczyźnie poziomej/ równa jest prędkoś-
 ci zmiany kursu lotu:

$$\dot{k} = \frac{V_x}{R_{\text{poz}}},$$

Uwzględniając więc, że $V_x = V \cos \Theta$, otrzymamy:

$$m V \cos \Theta \dot{k} = \bar{Y} \sin \beta$$

Drugie równanie układu będzie miało postać

$$k = \frac{g n_y \sin \beta}{V \cos \Theta} \dots \dots \dots /1.1.3./,$$

gdzie $n_y = \frac{\bar{Y}}{mg}$ - przeciążenie poprzeczne.

Trzecie równanie układu wyprowadzimy analogicznie, wychodząc z założenia, że skrzywienie toru w płaszczyźnie pionowej ma miejsce w wypadku działania przyspieszenia dośrodkowego, skierowanego wzdłuż osi o(H). Wzdłuż tej osi działają /rys. 1.1.4./ rzuty sił ciężenia $-mg \cos \Theta$ i siły nośnej $\bar{Y} \cos \beta$ /, a więc

$$m j_{(H)} = \sum_{i=1}^n F_{(H)i} ,$$

$$m \frac{V^2}{R_{\text{pion}}} = -mg \cos \Theta + \bar{Y} \cos \beta .$$

Jeśli zaś uwzględnimy to, że prędkość kątowna na torze w płaszczyźnie pionowej jest równa prędkości zmiany kąta nachylenia $\dot{\Theta} = \frac{V}{R_{\text{pion}}}$, otrzymamy:

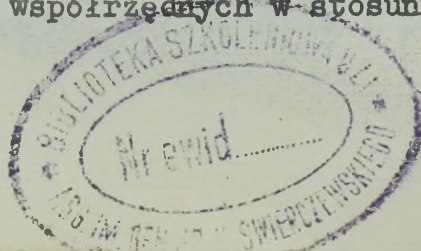
$$m V \dot{\Theta} = -mg \cos \Theta + \bar{Y} \cos \beta .$$

Ostatecznie trzecie równanie układu będzie następujące:

$$\dot{\Theta} = \frac{g}{V} (n_y \cos \beta - \cos \Theta) \dots \dots \dots /1.1.4./$$

Można ułożyć jeszcze jedno równanie charakteryzujące zmianę kąta przechyłu (β) . Jednak tę zmianę w obliczeniach nawigacyjnych przyjmuje się jako konieczną, ponieważ związana jest ona z wysiłkiem pilota /nacisk na drążek sterowania/ podczas wprowadzania i wyprowadzania z przechyłu.

Powyższe równania umożliwiają określenie przestrzennego położenia ruchomego układu współrzędnych w stosunku do



układu nieruchomego, to znaczy kątów k , β i Θ . Dla stworzenia możliwości określenia położenia początku ruchomego układu współrzędnych wyprowadzimy równania uzależniające prędkość zmiany współrzędnych x , y i H od składowych prędkości powietrznej samolotu, to znaczy zależności kinematyczne.

Z rys. 1.1.4., rzutując wektor V na oś ox , wynika, że

$$\dot{x} = V \cos \Theta \cos k$$

Postąpimy analogicznie, rzutując wektor V na oś oy i oś oH :

$$y = V \cos \Theta \sin k \dots \dots \dots /1.1.5./$$

$$\dot{H} = V \sin \Theta \dots \dots \dots /1.1.6./$$

W rezultacie otrzymamy układ równań:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= g(n_x - \sin \Theta) \\ \dot{k} &= \frac{gn_y \sin \beta}{V \cos \Theta} \\ \dot{\Theta} &= \frac{g}{V} (n_y \cos \beta - \cos \Theta) \\ \dot{x} &= V \cos \Theta \cos k \\ \dot{y} &= V \cos \Theta \sin k \\ \dot{H} &= V \sin \Theta \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /1.1.7./$$

Układ składa się z sześciu równań z dziewięcioma zmiennymi $/n_x, n_y, V, k, \Theta, \beta, x, y$ i H . Dlatego też podczas analizowania i obliczania ruchu samolotu w konkretnych warunkach zgodnie z rozpatrywanym manewrem należy zawczasu założyć wartości lub prawa zmiany trzech dowolnych zmiennych. Podczas wykonywania obliczeń nawigacyjnych tego rodzaju zmiennymi są n_x^* , n_y^* i β . W tym wypadku układ równań /1.1.7./ umożliwia

x/ Należy pamiętać, że n_x i n_y są funkcjami prędkości, wysokości i wielu innych parametrów.

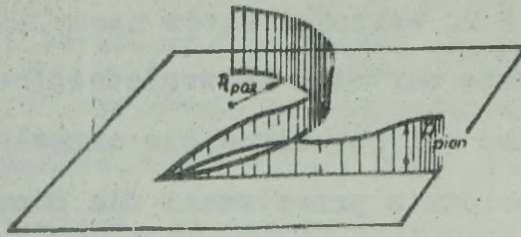
określenie dla dowolnego momentu czasu wartości współrzędnych samolotu x , y i H , wartości kątów nachylenia toru lotu Θ i kursu k , a także wartości bezwzględnej (modułu) wektora prędkości powietrznej (V), co całkowicie określa parametry i położenie ruchu samolotu w przestrzeni dla dowolnego założonego manewru.

1.2. NIEKTÓRE ELEMENTY MANEWRU PRZESTRZENNEGO

Najbardziej typowy jest taki manewr samolotu, gdy jednocześnie zmieniają się wszystkie trzy współrzędne x , y i H . Tego rodzaju manewr jest najczęściej wykorzystywany przez samoloty myśliwskie i myśliwsko-bombowe, które dokonują go w procesie naprowadzania na cele powietrzne lub podczas atakowania celów naziemnych. W tym wypadku ma sens obliczanie różnych parametrów rzutu toru manewru na płaszczyznę poziomą. Należy mieć na uwadze to, że dokładne obliczenie tego rodzaju manewrów jest dość trudne i rozpatruje się je w odpowiednich działach aerodynamiki i dynamiki lotu. Nas interesuje możliwość przybliżonego obliczenia niektórych parametrów manewru, które niezbędne są do rozwiązywania zadań praktycznych.

Do parametrów potrzebnych do celów praktycznych zaliczyć należy promień krzywizny rzutu toru na płaszczyznę, długotrwałość wykonywania skrętu o kąt nakazany, różnicę wysokości dla różnych punktów toru i niektóre inne.

W celu uproszczenia opisu manewru przestrzennego można rozpatrywać tor lotu jako kierownicę cylindrycznej powierzchni pionowej /rys. 1.2.1./. Wówczas przekrój tej powierzchni płaszczyzną poziomą będzie rzutem poziomym toru, który charakteryzuje zmianę współrzędnych x i y .



Rys. 1.2.1.

Jeżeli z powierzchni cylindrycznej utworzymy powierzchnię pionową, to tor lotu przekształci się w krzywą płaską, odpowiadającą zmianie współrzędnej H . W rezultacie tego można dowolną krzywą przestrzenną zamienić dwiema liniami płaskimi: rzutem poziomym o promieniu R_{poz} i śladem toru w płaszczyźnie pionowej o promieniu krzywizny R_{pion} .

Określimy zależności dla R_{poz} i R_{pion} . Rzeczą oczywistą jest, że ruch rzutu samolotu na płaszczyznę poziomą będzie odbywać się z prędkością kątową

$$\omega = \frac{V}{R_{poz}}$$

Z drugiej strony, prędkość kątowa równa jest prędkości zmiany kursu

$$\omega = \dot{k},$$

a więc

$$\frac{V_x}{R_{poz}} = \dot{k} \dots \dots \dots /1.2.1./$$

Wykorzystamy drugie równanie układu /1.1.7./.

Otrzymamy:

$$\frac{V_x}{R_{\text{poz}}} = \frac{g n_y \sin \beta}{V \cos \Theta}$$

Uwzględniając, że $V_x = V \cos \Theta$, otrzymamy:

$$R_{\text{poz}} = \frac{V^2 \cos^2 \Theta}{g n_y \sin \beta} \dots \dots \dots /1.2.2./$$

Analogicznie określimy zależność dla R_{pion} :

$$\frac{V}{R_{\text{pion}}} = \dot{\Theta},$$

a z uwzględnieniem trzeciego równania układu /1.1.7./:

$$\frac{V}{R_{\text{pion}}} = \frac{g}{V} (n_y \cos \beta - \cos \Theta)$$

$$R_{\text{pion}} = \frac{V^2}{g(n_y \cos \beta - \cos \Theta)} \dots \dots \dots /1.2.3/$$

Dla celów praktycznych najczęściej potrzebne są wartości R_{poz} /budowa planszetek, obliczanie manewrów itp./. Podstawowa trudność, która powstaje podczas wykonywania obliczeń, polega na określeniu wartości normalnego przeciążenia n_y , które jest funkcją wielu zmiennych. W każdym konkretnym przypadku obliczeń należy zakładać wartości n_y lub znać prawo zmiany Θ . Na przykład dla współczesnych samolotów myśliwskich podczas naprowadzania charakterystyczny jest manewr z nabieraniem wysokości i wykonaniem zakrętu, którego tor można rozpatrywać jako odcinki spirali. Ponieważ spirala po rozwinięciu tworzy linię prostą, to $\Theta = 0$. A zatem z trzeciego równania układu /1.1.7./ można wyprowadzić prawo zmiany przeciążenia:

$$n_{y_i} \cos \beta - \cos \Theta_i = 0$$

$$n_{y_i} = \frac{\cos \Theta_i}{\cos \beta}$$

Wówczas R_{poz_i} będzie równy:

$$R_{\text{poz}} = \frac{v_i^2 \cos \Theta_i}{g \operatorname{tg} \beta} \dots \dots \dots /1.2.4./,$$

gdzie Θ_i, v_i - wartości odpowiednich parametrów dla każdego odcinka /dla każdej spirali/.

Do obliczenia R_{poz} należy również znać prawo zmiany kąta Θ . Dość często podczas wykonywania lotów zakłada się jakiś charakter zmiany prędkości pionowej $v_z(t)$.

W związku z tym wzór /1.2.2./ może mieć inną postać, wychodząc z założenia, że

Wówczas
$$\cos \Theta = \sqrt{1 - \sin^2 \Theta} = \sqrt{1 - \frac{v_z^2}{v^2}} .$$

$$R_{\text{poz}} = \frac{v_i \sqrt{v_i^2 - v_z^2}}{g n_{y_i} \sin \beta_i} \dots \dots \dots /1.2.5./$$

Jeżeli znany jest charakter zmiany prędkości pionowej, to może być określona zmiana wysokości podczas wykonywania manewru przestrzennego.

Z ostatniego równania układu /1.1.7./ wynika, że

$$\dot{H} = v \sin \Theta = v_z ,$$

czyli

$$\Delta H = \int_{t_1}^{t_2} v_z(t) dt \dots \dots \dots /1.2.6./$$

W praktyce charakter zmiany $v_z(t)$ zazwyczaj zakłada się drogą ustalenia konkretnych wartości prędkości pionowych dla różnych wysokości. Jeżeli przy tym założyć, że prędkość pionowa jest stała w ciągu czasu Δt , to zmianę wysokości można obliczyć stosując wzór:

$$\Delta H = \sum_{i=1}^n v_{z_i} \Delta t_i \dots \dots \dots /1.2.7./$$

W niektórych wypadkach zachodzi konieczność obliczenia zmiany wysokości podczas wykonywania skrętu o kąt α ; wówczas Δt_1 będzie odpowiadać czasowi skrętu o ten kąt.

Podczas naprowadzania samolotów myśliwskich na cele powietrzne trzeba znać długotrwałość skrętu przestrzennego o kąt nakazany. W celu jej obliczenia wykorzystamy równanie /1.2.1./.

Otrzymamy:

$$dt = \frac{R_{\text{poz}}}{V_x} dk$$

Następnie przejdziemy do przyrostów granicznych

$$\Delta t = \sum_{i=1}^n \frac{R_{\text{poz}}}{V_{x_i}} \Delta k_i \dots \dots \dots /1.2.8./$$

Obliczenia wykonywane za pomocą przytoczonych wzorów w zasadzie są liczbowym całkowaniem równań różniczkowych, które powinno być wykonywane z zachowaniem odpowiednich zasad. Do obliczeń nawigacyjnych należy przyjmować odcinki Δk i Δt w przedziałach $\Delta k = 10-20^\circ$ i $\Delta t = 10-20$ s /patrz 3.2./.

1.3. RÓWNANIA MANEWROWANIA W PŁASZCZYZNACH POZIOMEJ I PIONOWEJ

Manewrowanie w płaszczyźnie poziomej jest szeroko stosowane podczas wykonywania lotów praktycznych i stanowi podstawę do rozwiązywania tego rodzaju zadań, jak: wyjście na cel z nakazanego kierunku, formowanie i rozpuszczanie ugrupowań bojowych, zajęcie do lądowania, wykonanie przechwyceń itp.

Zanim przejdziemy do rozpatrywania metodyki rozwiązywania konkretnych zadań manewrowania w płaszczyźnie poziomej, które będą omawiane w następnych rozdziałach, wyprowadzimy ogólne równania ruchu samolotu podczas wykonywania manewrów w tej płaszczyźnie.

Ponieważ zakładamy, że manewr w płaszczyźnie pionowej nie odbywa się, to $\Theta = 0$. Oprócz tego rzeczą oczywistą jest, że

$$\dot{\Theta} = 0 ; \quad \dot{H} = 0$$

Wówczas układ równań /1.1.7./ będzie miał postać:

$$\dot{V} = g n_x ; \quad \dot{x} = V \cos k ;$$

$$\dot{k} = \frac{g}{V} n_y \sin \beta , \quad \dot{y} = V \sin k .$$

Z trzeciego równania układu /1.1.7./ otrzymamy:

$$0 = \frac{g}{V} (n_y \cos \beta - 1)$$

lub

$$n_y = \frac{1}{\cos \beta} .$$

Wówczas układ równań, charakteryzujących manewr w płaszczyźnie poziomej, będzie uproszczony:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= g n_x ; \\ \dot{k} &= \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta ; \\ \dot{x} &= V \cos k \\ \dot{y} &= V \sin k \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /1.3.1./$$

Rzeczą oczywistą jest, że manewrowanie w płaszczyźnie poziomej realizowane jest przez zmianę prędkości, a w wypadku lotu z kątem przechyłu - zmianą kursu. Układ równań /1.3.1./ najprościej jest rozwiązywać metodą graficzno-analityczną lub z pomocą elektronowych maszyn liczących. Podczas rozwiązywania układu równań /1.3.1./ należy uwzględnić to, że w skład czterech równań układu wchodzi sześć zmiennych $(n_x, V, k, \beta, x \text{ i } y)$. W związku z tym wartości dwóch zmiennych należy zakładać lub znać charakter ich zmiany. Zazwyczaj zakłada się wartości zmiennych n_x i β , przy czym $n_x = f(V, H, n_y)$.

Sposób rozwiązywania szeregu zadań manewrowania w płaszczyźnie poziomej zostanie omówiony w następnych rozdziałach.

Manewrowanie w płaszczyźnie pionowej ma dla współczesnych samolotów /Su-7B, MiG-21 i inne/ bardzo duże znaczenie ponieważ większość manewrów z zastosowania bojowego posiada elementy w płaszczyźnie pionowej /podczas przechwytywania, bombardowania, nabierania wysokości, zniżania itp./.

Wyprowadzimy podstawowe równania charakteryzujące ruch samolotu wykonującego manewr w płaszczyźnie pionowej. Cechą charakterystyczną tego manewru jest lot bez kąta przechyłu

$$\beta = \dot{\beta} = 0$$

Przy tym założeniu, biorąc za podstawę układ równań /1.1.7./ otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= g (n_x - \sin \Theta) \\ \dot{\Theta} &= \frac{g}{V} (n_y - \cos \Theta) \\ \dot{x} &= V \cos \Theta \cos k \\ \dot{y} &= V \cos \Theta \sin k \\ \dot{H} &= V \sin \Theta \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /1.3.2./$$

Obliczenie manewru w płaszczyźnie pionowej w warunkach, gdy zmieniają się wszystkie parametry / n_x , n_y , V , Θ , x , y i H / jest dość trudne, ponieważ zależności $n_y = f(V, H)$, $V = f(H, \Theta)$ trudno jest wyprowadzić analitycznie, a ustala się je sposobem graficznym. W związku z tym elementy toru w płaszczyźnie pionowej celowo jest obliczać albo przybliżoną metodą graficzno-analityczną, albo stosując technikę obliczeniową. Z układu równań /1.3.2./ można wyprowadzić szereg zależności, które przy pewnych założeniach mogą być stosowane

w obliczeniach praktycznych.

Promień krzywizny toru w płaszczyźnie pionowej łatwo jest wyprowadzić z równania /1.2.3/, zakładając $\beta = 0$

$$R_{\text{pion}} = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \Theta)} \dots \dots \dots /1.3.3./$$

Dla odcinków krzywoliniowych z niedużymi zmianami parametrów manewru promień krzywizny można obliczyć stosując wzór:

$$R_{\text{pion}_{\acute{e}r}} = \frac{V_{\acute{e}r}^2}{g(n_{y_{\acute{e}r}} - \cos \Theta_{\acute{e}r})} \dots \dots \dots /1.3.4./$$

Rozpatrzmy na przykładzie, w jaki sposób można obliczyć tor w płaszczyźnie pionowej. Na przykład podczas wykonywania pętli zakłada się warunek: $n_y = \text{const.}$

W tym wypadku dla obliczenia R_{pion} za pomocą wzoru /1.3.3./, zakładamy jakąś wartość kąta Θ oraz określamy odpowiednio wartości V . Wyprowadzimy zależności między Θ i V . W tym celu podzielimy pierwsze równanie układu /1.3.2./przez drugie

$$\dot{V} = \frac{V(n_x - \sin \Theta)}{n_y - \cos \Theta} \dot{\Theta}$$

lub

$$dV = \frac{V(n_x - \sin \Theta)}{n_y - \cos \Theta} d\Theta$$

Zamieniając różniczki przyrostami granicznymi otrzymamy wzór obliczeniowy:

$$\Delta V = \frac{V(n_x - \sin \Theta)}{n_y - \cos \Theta} \Delta \Theta$$

Następnie, kolejno zakładając małe przyrosty $\Delta \Theta$ ($5-10^0$) obliczamy wartości przyrostu ΔV . Przy tym będziemy zakładać,

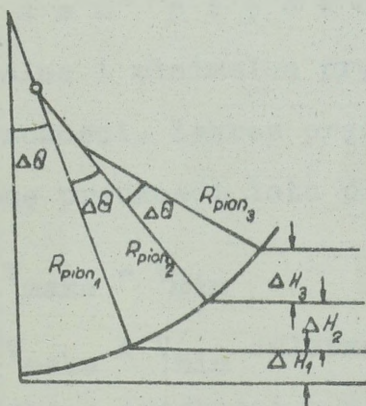
że n_x i n_y , na każdym odcinku są stałe i równe swym wartościom na początku odcinka, a $\sin \Theta$ i $\cos \Theta$ równe są swym wartościom pośrodku odcinka, to znaczy:

$$\sin \Theta_1 = \sin \left(\Theta_{1-1} + \frac{\Delta \Theta_1}{2} \right) ;$$

$$\cos \Theta_1 = \cos \left(\Theta_{1-1} + \frac{\Delta \Theta_1}{2} \right)$$

Z kolei za pomocą wzoru /1.3.3./ oblicza się wartości R_{pion_1} .

Na podstawie otrzymanych z obliczeń wyników wykreśla się tor /rys. 1.3.1./, dzięki któremu można określić wartości potrzebnych parametrów dla dowolnego odcinka czasu.



Rys. 1.3.1.

Zmiana wysokości może być obliczona w sposób następujący. Podzielimy ostatecznie równanie układu /1.3.2./ przez drugie. Wówczas z uwzględnieniem /1.3.3./ otrzymamy:

$$dH = R_{pion} \sin \Theta d\Theta$$

lub

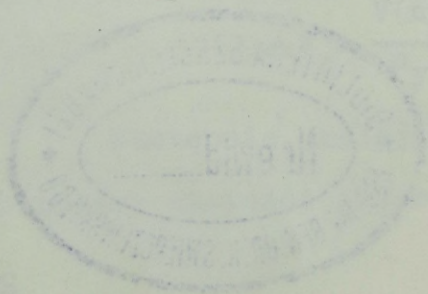
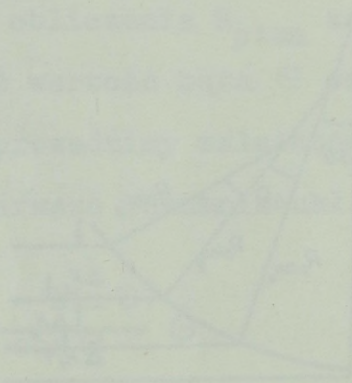
$$\Delta H = R_{pion} \sin \Theta_1 \Delta \Theta$$



Czas lotu na odcinku toru ze zmianą Θ o wartość $\Delta\Theta$ można obliczyć za pomocą wzoru:

$$\Delta t = \frac{R_{\text{pion}}}{v_i} \Delta\Theta_i$$

gdzie $v_i = v_{i-1} + \frac{\Delta v_i}{2}$



2. MANEWROWANIE PRĘDKOŚCIĄ LOTU

Manewrowanie prędkością lotu stosowane jest zazwyczaj dla zabezpieczenia wyjścia w określonym czasie na dowolny punkt powierzchni ziemi /morza/, a także dla ustalenia /zachowania/ odpowiedniej odległości między poszczególnymi samolotami lub grupami samolotów.

Możliwości manewrowania prędkością lotu uzależnione są od zdolności samolotu do zmiany prędkości lotu. Podstawowymi elementami manewrowania prędkością lotu są następujące parametry: zakres prędkości, rezerwa prędkości oraz czas zwiększania i zmniejszenia prędkości.

2.1. ELEMENTY MANEWROWANIA PRĘDKOŚCIĄ

Zakresem prędkości nazywamy różnicę między maksymalną i minimalną prędkością w locie poziomym na określonej wysokości. Zakres prędkości określa maksymalną możliwą zmianę prędkości lotu dla danego typu samolotu:

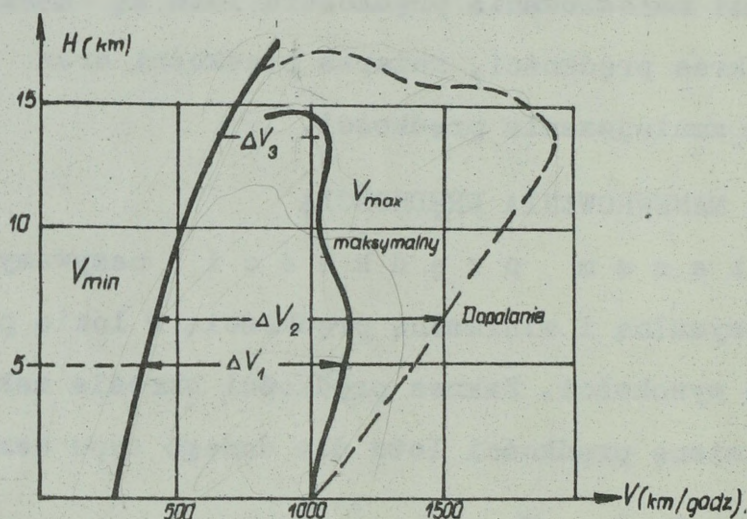
$$\Delta V = V_{\text{maks}} - V_{\text{min}}$$

Wartości V_{maks} i V_{min} zależne są od wysokości lotu /rys. 2.1.1./. Zakres prędkości w miarę zwiększania wysokości lotu zmniejsza się i jest równy zeru na pułapie praktycznym. Dla samolotów, które posiadają silniki z dopalaniem, przedział prędkości w tym wypadku znacznie zwiększa się, lecz wykorzystanie dopalania jest ograniczone w czasie.

Podczas lotu w ugrupowaniu bojowym zwartym lub luźnym zakres prędkości lotu dla grupy zmniejsza się wskutek tego, że maksymalna prędkość lotu grupy powinna być mniejsza, a minimalna większa - w porównaniu z prędkością do pojedynczego

samolotu. Uwarunkowane to jest koniecznością posiadania określonej rezerwy prędkości lotu dla utrzymania wyznaczonego miejsca w ugrupowaniu bojowym.

W związku z tym do obliczeń należy zmniejszać zakres prędkości lotu grupy w porównaniu do zakresu prędkości lotu pojedynczego samolotu. Wielkość zmniejszenia zależy od składu grupy, typu samolotu, wysokości lotu, poziomu przygotowania personelu latającego do lotów grupowych, a także do innych czynników.



Rys. 2.1.1.

Dla grup wykonujących lot w zwartym ugrupowaniu bojowym zakres prędkości określa się z uwzględnieniem warunków koniecznych do wykonania skrętu grupy /rozdział 3/.

Rezerwę prędkości charakteryzują rzeczywiste możliwości zmiany prędkości lotu:

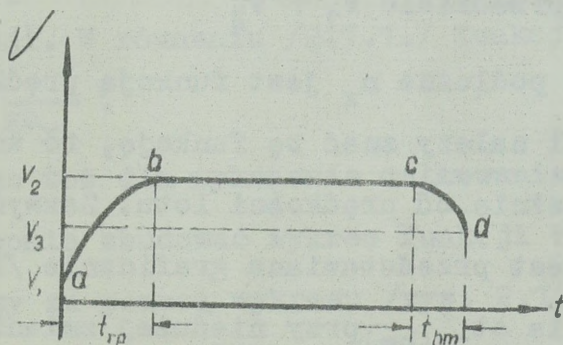
$$\Delta V_{rez} = V_{maks} - V_{nak}$$

$$\Delta V_{rez} = V_{nak} - V_{min}$$

gdzie V_{nak} - nakazana /rzeczywista/ prędkość lotu.

Wartości ΔV i ΔV_{rez} dla różnych wysokości określa się według instrukcji dla obliczania zasięgu i długotrwałości lotu samolotu.

Czas zwiększania i zmniejszania prędkości lotu^{x/}. Przejście z jednej prędkości lotu na drugą odbywa się w ciągu określonego czasu, który nazywa się czasem zwiększania lub zmniejszania prędkości - zależnie od tego, czy przechodzi się na prędkość większą, czy też mniejszą. Przy dużych zmianach prędkości czas ten może być dość długi: do 3-4 min. i więcej. Jeżeli zbudujemy diagram zmiany prędkości lotu w zależności od czasu lub przebytej drogi, to będzie on miał postać pokazaną na rys. 2.1.2. Na odcinku ab ma miejsce zwiększanie prędkości, na odcinku bc prędkość jest stała i równa V_2 , a na odcinku cd prędkość maleje do V_3 .



Rys. 2.1.2.

Dla określenia czasu i drogi potrzebnej na zwiększenie lub zmniejszenie prędkości lotu przy przejściu z jednej

x/ Używany jest również termin: czas hamowania lub rozpędzania.

prędkości na drugą wykorzystamy drugie równanie

układu

/1.3.1./

$$\dot{v} = \frac{dv}{dt} = gn_x,$$

gdzie n_x - przeciążenie podłużne.

Rozwiążemy to równanie względem dt

$$dt = \frac{dv}{gn_x}.$$

Wówczas

$$\int_{t_1}^{t_2} dt = \int_{v_1}^{v_2} \frac{dv}{gn_x}$$

Oznaczmy przyśpieszenie podłużne przez $j = gn_x$.

Otrzymamy

$$\Delta t_{rp} / \text{hm} / = \int_{v_1}^{v_2} \frac{dv}{j} \dots \dots \dots /2.1.1./,$$

gdzie $\Delta t_{rp} / \text{hm} /$ - czas zwiększania /zmniejszania/ prędkości w przedziale $v_1 \div v_2$

Przeciążenie podłużne n_x jest funkcją prędkości. Stąd dla obliczenia całki należy znać tę funkcję, to znaczy znać prawo zmiany n_x zależnie od prędkości lotu. Zazwyczaj tego rodzaju zależność jest przedstawiana graficznie /rys.2.1.3./^x

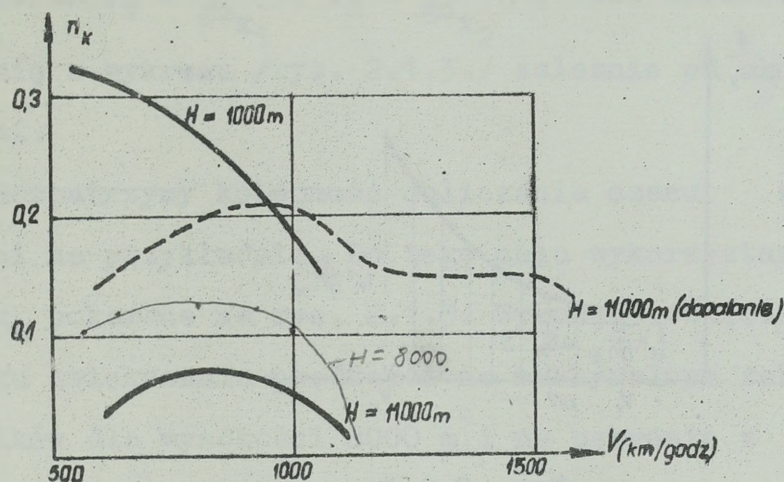
Dla obliczenia $\Delta t_{rp}(\text{hm})$ przy niedużej zmianie prędkości $/v_2 - v_1 \leq 100 \text{ km/h}/$ można korzystać z przybliżonego wzoru:

$$\Delta t_{rp}(\text{hm}) \cong \frac{v_2 - v_1}{j_{\text{sr}}},$$

gdzie

$$j_{\text{sr}} = g \frac{n_{x_1} + n_{x_2}}{2}$$

x/ Metoda obliczenia analitycznego przeciążenia podłużnego zazwyczaj podawana jest w niektórych podręcznikach z aerodynamiki.

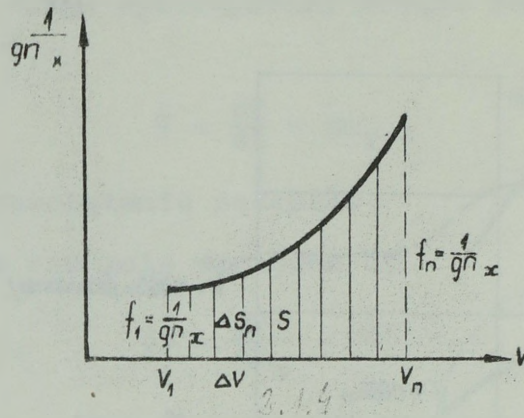


Rys. 2.1.3.

Obliczanie czasu zwiększania lub zmniejszania prędkości dla całego zakresu zmiany prędkości może być wykonane drogą graficznego całkowania równania /2.1.1./.

Istota całkowania graficznego polega, jak wiadomo, na określeniu powierzchni ograniczonej funkcją podcałkową, osią odciętych i dwoma rzędnymi, odpowiadającymi granicznym wartościom funkcji. W równaniu /2.1.1./ funkcja podcałkowa jest równa $\frac{1}{j} = \frac{1}{gn_x}$.

Dlatego też dla wykonania całkowania graficznego należałoby wstępnie zbudować wykres funkcji $V = f\left(\frac{1}{j}\right)$. W tym celu wystarczy za pomocą wykresu /rys. 2.1.3./, zakładając szereg wartości V , określić wartości gn_x i obliczyć odpowiednie wartości $\frac{1}{gn_x}$. Na podstawie tych danych można zbudować wykres /rys. 2.1.4./. Wówczas wartość całki /2.1.1./ przy zmianie prędkości lotu od V_1 do V_2 będzie równa zakreskowej powierzchni.



Rys. 2.1.4.

Praktycznie czas zwiększania lub zmniejszania prędkości można obliczyć bez sporządzania wykresu.

Dla określenia powierzchni zakreskowanej należy podzielić całą powierzchnię na niewielkie odcinki, dla których można założyć, że funkcja zmienia się liniowo. Wtedy szukana powierzchnia będzie równa sumie elementarnych trapezów:

$$S = \Delta S_1 + \Delta S_2 + \dots + \Delta S_n$$

Powierzchnia każdego elementarnego trapezu jest równa:

$$\Delta S_1 = \Delta V \frac{f_1 + f_2}{2} ;$$

$$\Delta S_2 = \Delta V \frac{f_2 + f_3}{2} ;$$

.....

$$\Delta S_n = \Delta V \frac{f_{n-1} + f_n}{2}$$

Ostatecznie

$$S = t_{rp} = \Delta V \frac{f_1 + f_2}{2} + \Delta V \frac{f_2 + f_3}{2} + \dots + \Delta V \frac{f_{n-1} + f_n}{2}$$

lub

$$t_{rp} = \frac{\Delta V}{2} (f_1 + 2f_2 + 2f_3 + \dots + 2f_{n-1} + f_n) \quad /2.1.2./$$

W tym wzorze $f_1 = \frac{1}{gn_{x_1}}$, $f_2 = \frac{1}{gn_{x_2}}$, itd. Wartość n_{x_1} , n_{x_2} bierze się z wykresu /rys. 2.1.3./ zależnie od skoku zmiany prędkości.

Rozpatrzmy kolejność obliczania czasu zwiększania prędkości na przykładzie. Do tego celu wykorzystamy wykresy zmiany n_x pokazane na rys. 2.1.3. Wykonamy obliczenia dla przypadku zwiększania prędkości na maksymalnym zakresie pracy silników dla wysokości 8000 m i na zakresie z dopalaniem dla wysokości 11000 m. Skok zmiany prędkości $\Delta V = 100$ km/h. Z wykresu odczytujemy ze skokiem co 100 km/h wartości dla odpowiednich wysokości, wpisujemy je do tabeli nr 1 i określamy wartości $\frac{1}{gn_x} = \frac{1}{j}$.

Tabela 2.1.1.

V [km/h]		600	700	800	900	1000	1100
H=8000 m	n_x	0,108	0,121	0,123	0,12	0,1	0,06
	j	1,059	1,186	1,21	1,177	0,981	0,509
	$\frac{1}{j}$	0,944	0,844	0,826	0,85	1,02	1,7
<i>dopalenie</i> H=11000 m	n_x	0,14	0,171	0,184	0,225	0,221	0,175
	j	1,473	1,677	1,805	2,207	2,169	1,717
	$\frac{1}{j}$	0,879	0,596	0,554	0,451	0,461	0,583

Teraz już będzie łatwo obliczyć czas zwiększania prędkości lotu od wartości V_1 do V_{i+1} i sporządzić wykres.

Czas zwiększania prędkości od wartości $V_1 = 600$ km/h do wartości $V_2 = 700$ km/h na wysokości 8000 m będzie równy

$$t_{rp1} = \frac{v_2 - v_1}{2} \left(\frac{1}{j_1} + \frac{1}{j_2} \right) =$$

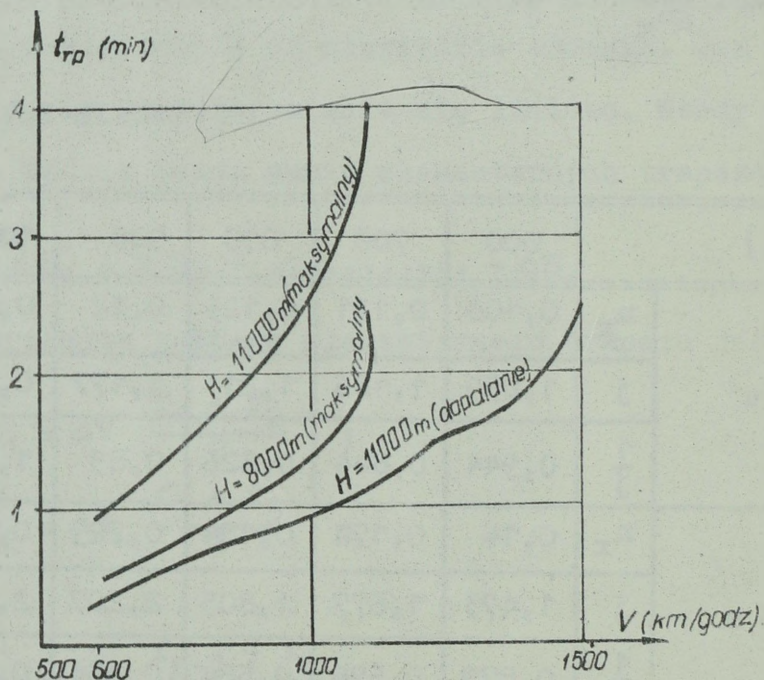
$$= \frac{100}{2 \cdot 3,6} (0,944 + 0,844) = 24,9 \text{ s}$$

Dla zwiększenia prędkości od $v_2 = 700 \text{ km/h}$ do $v_3 = 800 \text{ km/h}$:

$$t_{rp} = \frac{100}{2 \cdot 3,6} (0,844 + 0,826) = 23,2 \text{ sek.}$$

i następnie, analogicznie $t_{rp3} = 23,3 \text{ s}$, $t_{rp4} = 26 \text{ s}$

$$t_{rp5} = 37,8 \text{ s.}$$



Rys. 2.1.5.

Na podstawie otrzymanych danych sporządza się wykres, za pomocą którego określa się czas zwiększania prędkości dla dowolnej zmiany prędkości. Na rys. 2.1.5. przytoczony jest wykres czasu zwiększania prędkości dla różnych wysokości i

zakresów pracy silnika.

Jeżeli zachodzi konieczność obliczenia czasu zwiększenia prędkości od wartości V_1 do V_2 , przy czym $|V_1 - V_2| > 100$ km/h, to można wykorzystać wzór /2.1.2./. Na przykład należy określić czas zwiększania prędkości od $V_1 = 700$ km/h do $V_2 = 1100$ km/h. Stosując wzór /2.1.2./ otrzymamy:

$$t_{rp} = 100 \frac{0,844 + 2 \cdot 0,826 + 2 \cdot 0,85 + 2 \cdot 1,02 + 1,7}{2 \cdot 3,6} = 110 \text{ s,}$$

Analogicznie można obliczyć wartości t_{rp_i} dla zwiększenia prędkości na zakresie pracy silnika z dopalaniem $/H = 11000$ m/ wykorzystując dolną część tabeli 2.1.1.:

$$t_{rp_1} = 20,5 \text{ s; } t_{rp_2} = 16 \text{ s, } t_{rp_3} = 13,9 \text{ s, } t_{rp_4} = 12,7 \text{ s,}$$
$$t_{rp_5} = 14,5 \text{ s}$$

Podczas wykonywania obliczeń nawigatorskich czasem zachodzi konieczność obliczenia długości odcinka zwiększenia lub zmniejszania prędkości. Dla określenia długości odcinka zwiększania /zmniejszania/ prędkości wykorzystamy pierwsze równanie układu /1.1.7./ mnożąc i dzieląc jego prawą stronę przez dS .

$$\frac{dV}{dt} \frac{dS}{dS} = g_{n_x}$$

Ponieważ

$$\frac{dS}{dt} = V,$$

to

$$\frac{dV}{dS} V = g_{n_x}$$

Z ostatniego równania otrzymamy:

$$S_{rp/hm} = \int_{v_1}^{v_2} \frac{v}{g n_x} dv$$

Obliczenie tej całki jest dość trudne. Dlatego też rozpatrzmy inną drogę określenia S_{rp} i S_{hm} . Rzeczą oczywistą jest, że długość odcinka zwiększania lub zmniejszania prędkości może być określona z zależności:

$$S_{rp} = v_{sr_{rp}} \cdot t_{rp} ; \quad S_{hm} = v_{sr_{hm}} \cdot t_{hm}$$

Z obliczeń wynika, że dla stosunkowo niewielkiej zmiany prędkości przy jej zwiększaniu lub zmniejszaniu $\Delta v \ll 500 \text{ km/h}$ można założyć liniowy charakter zmiany prędkości.

Wówczas

$$v_{sr_{rp}} = \frac{v_1 + v_2}{2} ; \quad v_{sr_{hm}} = \frac{v_2 + v_1}{2} ,$$

a więc

$$S_{rp} = \frac{v_1 + v_2}{2} t_{rp} , \quad S_{hm} = \frac{v_2 + v_1}{2} t_{hm} \quad /2.1.3./$$

Korzystając z przytoczonych wzorów i wykresów czasu zwiększania i zmniejszania prędkości obliczamy S_{rp} i S_{hm} . Dla przykładu określimy drogę zwiększania prędkości lotu na maksymalnym zakresie pracy silnika dla $H=11000 \text{ m}$ od $v_1=800 \text{ km/h}$ do $v_2=1000 \text{ km/h}$. Z wykresu /rys. 2.1.5./ określamy $t_{rp} = 90 \text{ s}$. Otrzymamy:

$$S_{rp} = \frac{800 + 1000}{2} \cdot 90 = 22500 \text{ m} = 22,5 \text{ km}$$

Rezerwa prędkości i czas zwiększania prędkości są bardzo ważnymi wskaźnikami taktycznymi, szczególnie dla samolo-

tów myśliwskich. Możliwości atakowania i przechwytywania celów powietrznych w wielu wypadkach są zależne od rezerwy dysponowanych prędkości i czasu zwiększania prędkości do wartości maksymalnej. Dlatego też celowo jest znać sposoby praktyczne zmniejszania czasu zwiększania prędkości lotu.

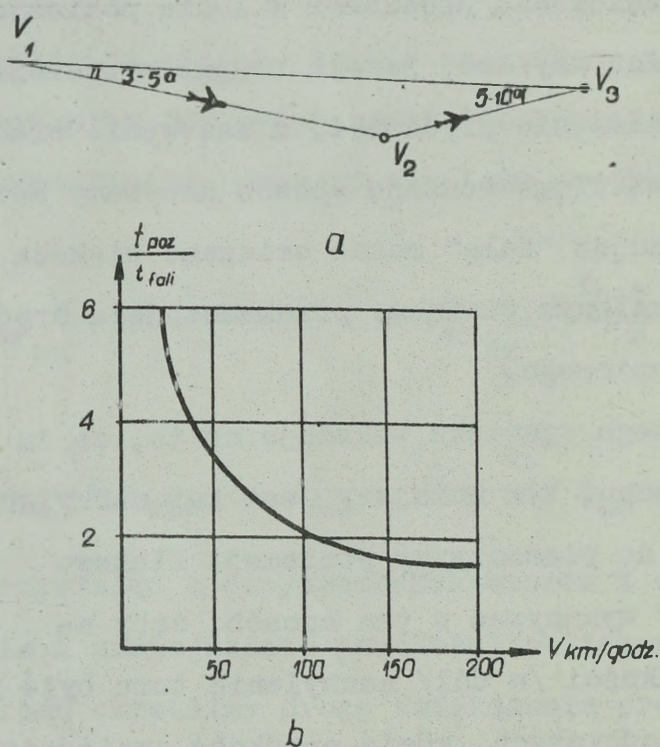
Z podstaw aerodynamiki wiemy, że gdy samolot nabiera wysokości ze stałą prędkością lotu, a następnie nie zmniejszając obrotów silnika zniży się do początkowej wysokości, to czas zwiększania prędkości z V_1 do V_2 będzie znacznie krótszy niż przy zwiększaniu prędkości w locie poziomym. Analogiczny wynik można uzyskać, jeżeli najpierw zmniejszymy wysokość przy zwiększaniu prędkości, a następnie wracamy na wysokość początkową. Tego rodzaju sposób nazywamy zwiększaniem "na fali". Wykonując "falę" można osiągnąć większą średnią prędkość na określonym odcinku, przekraczającą prędkość maksymalną lotu poziomego.

Analiza tego zjawiska wskazuje na to, że im większa jest prędkość ruchu, tym mniejszy jest kąt nachylenia toru lotu w stosunku do płaszczyzny poziomej. Dlatego też lot "na fali" należy wykonywać w ten sposób, żeby na odcinkach zwiększania prędkości /w dół/ nachylenie toru było mniejsze, i odwrotnie, na odcinkach, gdzie prędkość zmniejsza się, nachylenie toru powinno być większe.

Lot "na fali" może być wykonywany podczas zbliżania samolotu myśliwskiego do celu powietrznego, gdy posiadana rezerwa dysponowanej prędkości jest za mała.

Na rys. 2.1.6.a został pokazany przykładowy schemat lotu "na fali" naddźwiękowego samolotu myśliwskiego. Ten spo-

sposób lotu zapewnia zbliżenie z celem w czasie krótszym niż podczas zbliżania w locie pozicym. Z wykresu /rys. 2.1.6.b/ wynika, że zbliżanie "na fali" w dół jest szczególnie wygodne przy małej różnicy prędkości samolotu myśliwskiego i celu. Jeżeli prędkość samolotu myśliwskiego jest mniejsza od prędkości lotu celu, to jedynym możliwym sposobem zbliżania może być dopędzanie "na fali".

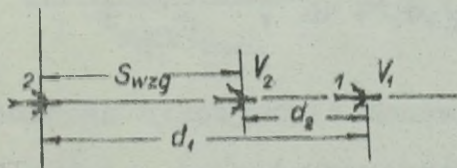


Rys. 2.1.6.

2.2. ZMIANA ODLEGŁOŚCI MIĘDZY SAMOLOTAMI POPRZEZ ZMIANĘ PRĘDKOŚCI LOTU

Zmianę odległości między samolotami można uzyskać poprzez zmianę prędkości lotu przez samolot prowadzący lub prowadzony. Jeżeli samoloty prowadzone zwiększają prędkość lotu w stosunku do prowadzącego lub samolot prowadzący zmniejsza prędkość w stosunku do prowadzonych, następuje zmniejszanie odległości między samolotami, czyli zwieranie ugrupowania bojowego i odwrotnie, przy zwiększaniu prędkości przez samolot prowadzący lub zmniejszaniu prędkości przez samoloty prowadzone, następuje zwiększanie odległości, czyli rozluźnianie ugrupowania bojowego.

Rozpatrzmy istotę tego rodzaju manewru na przykładzie zmiany odległości między dwoma samolotami /rys. 2.2.1./, które lecą z prędkością V_1 przy wyjściowej odległości d_1 . Drugi samolot zmienia prędkość lotu do wartości V_2 i leci z tą prędkością do chwili, gdy odległość będzie równa d_2 . Rzeczą oczywistą jest, że odległość będzie się zmieniać z prędkością względną $V_{wzg} = V_2 - V_1$, a względna droga zbliżenia będzie równa $S_{wzg} = d_1 - d_2$.



Rys. 2.2.1.

Do obliczeń i wykonania zwierania lub rozluźniania należy znać:

- prędkość powietrzną, którą będzie utrzymywać samolot prowadzący przy zwieraniu i samolot prowadzony przy rozluźnianiu;
- możliwą rezerwę prędkości, która może być wykorzystana do zwierania lub rozluźniania;
- wyjściową i końcową odległość między samolotami d_1 i d_2 .

Najczęściej obliczenie manewru zmiany odległości będzie się sprowadzać do określenia długości i długotrwałości odcinka zwierania lub rozluźniania. W tym wypadku powinny być założone wyjściowe i końcowe odległości d_1 i d_2 , a także prędkości V_1 i V_2 .

Wówczas długotrwałość manewru t_{man} będzie równa:

$$t_{\text{man}} = \frac{d_1 - d_2}{V_2 - V_1} \dots\dots\dots /2.2.1./$$

Rzeczą oczywistą jest, że gdy $V_2 > V_1$, to $d_2 < d_1$, czyli ma miejsce zwieranie. Przy $V_2 < V_1$ i $d_2 > d_1$ następuje rozluźnianie. Jeżeli w wyniku manewru prędkością lotu samolot prowadzący wychodzi do przodu, to ma miejsce przeformowanie ugrupowania bojowego. W tym przypadku względna droga zbliżania będzie równa:

$$S_{\text{wzg}} = d_1 + d_2 ,$$

a czas manewrowania:

$$t_{\text{man}} = \frac{d_1 + d_2}{V_2 - V_1} \dots\dots\dots /2.2.2./$$

W praktyce nawigatorskiej często ma się do czynienia z czasowymi odległościami między samolotami, które jest ła-

twiej mierzyć i utrzymywać. W tym przypadku wzory /2.2.1./ i /2.2.2./ będą miały postać:

$$t_{\text{man}} = \frac{V_1 (\Delta t_p - \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_1} \dots \dots \dots /2.2.3./,$$

$$t_{\text{man}} = \frac{V_1 (\Delta t_p + \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_1} \dots \dots \dots /2.2.4./,$$

gdzie: Δt_p - wyjściowa odległość czasowa między samolotami;
 $\Delta t_{u.b}$ - końcowa odległość czasowa /odstęp czasowy w ugrupowaniu bojowym/.

Wyjściowa odległość czasowa często jest równa odstępowi czasowemu startu (Δt_{st}).

Długość odcinka manewrowania określa się na podstawie:

$$S_{\text{man}} = V_1 t_{\text{man}} \dots \dots \dots /2.2.5./$$

W niektórych wypadkach zwieranie lub rozluźnianie wykonuje się w ustalonym czasie lub na określonym odcinku manewrowania. Wtedy obliczenia wstępne manewru sprowadzają się do określenia potrzebnej prędkości lotu manewrującego samolotu V_2 . Wykorzystując wzory /2.2.3./ i /2.2.5./ otrzymamy:

$$V_2 = \frac{V_1 (\Delta t_p - \Delta t_{u.b})}{t_{\text{man}}} \dots + V_1 \dots \dots /2.2.6./,$$

$$V_2 = \frac{V_1^2 (\Delta t_p + \Delta t_{u.b})}{t_{\text{man}} S_{\text{man}}} \dots + V_1 \dots \dots /2.2.7./$$

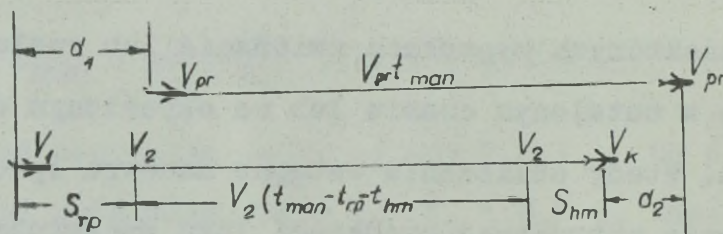
Jeżeli podczas wykonywania manewru zmiana prędkości jest dostatecznie duża, to może wyniknąć konieczność uwzględnienia czasu zwiększania i zmniejszania prędkości przy przejściu z jednej prędkości na drugą.

Rozpatrzmy najbardziej ogólny przypadek, gdy przed rozpoczęciem manewrowania prowadzący i prowadzony samolot mają różne prędkości lotu V_{pr} i V_1 , a po zakończeniu manewru samolot prowadzony ustala nową prędkość również różną od prędkości lotu samolotu prowadzącego. Prędkości lotu samolotów w różnych odcinkach pokazane są na rys. 2.2.2. Z rys. 2.2.2. wynika, że:

$$d_1 + V_{pr} t_{man} = S_{rp} + V_2 (t_{man} - t_{rp} - t_{hm}) + S_{hm} + d_2$$

lub

$$t_{man} = \frac{d_1 - d_2 - S_{rp} - S_{hm} + V_2 (t_{rp} + t_{hm})}{V_2 - V_{pr}} \dots /2.2.8./$$



Rys. 2.2.2.

Drogę zwiększania i zmniejszania prędkości określany za pomocą wzoru:

$$S_{rp} = V_{sr_{rp}} t_{rp} = \frac{V_1 + V_2}{2} t_{rp} ,$$

$$S_{hm} = V_{sr_{hm}} t_{hm} = \frac{V_2 + V_k}{2} t_{hm} ,$$

gdzie: V_1 - początkowa prędkość lotu manewrującego samolotu;
 V_2 - prędkość lotu podczas manewrowania;
 V_k - końcowa prędkość lotu manewrującego samolotu.

Po podstawieniu i przekształceniu otrzymamy następujący wzór na określanie długości manewru z uwzględnieniem zwiększania i zmniejszania prędkości:

$$t_{\text{man}} = \frac{d_1 + d_2}{V_2 - V_{\text{pr}}} - \frac{(V_1 - V_2) t_{\text{rp}} + (V_k - V_2) t_{\text{hm}}}{2 \sqrt{V_2 - V_{\text{pr}}}} \dots \dots \dots /2.2.9./$$

Rozpatrzony ogólny przypadek może mieć miejsce podczas przechwytywania przez samolot myśliwski celu powietrznego albo podczas wykonania manewru na zwieranie, gdy samolot prowadzony powtórnie zwiększa prędkość w celu zmniejszenia długości manewru.

Znacznie częściej ma miejsce przypadek, gdy początkowa i końcowa prędkość są równe prędkości samolotu prowadzącego, to znaczy

$$V_1 = V_k = V_{\text{pr}}$$

Wówczas

$$t_{\text{man}} = \frac{d_1 - d_2}{V_2 - V_{\text{pr}}} + \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2} \dots \dots \dots /2.2.10./$$

lub

$$t_{\text{man}} = \frac{V_{\text{pr}} (\Delta t_p - \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_{\text{pr}}} + \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2} \dots \dots \dots /2.2.11./$$

Długość odcinka manewrowania określamy za pomocą wzoru:

$$S_{\text{man}} = V_{\text{pr}} t_{\text{man}} \dots \dots \dots /2.2.12./$$

Ze wzorów /2.2.10./ i /2.2.11./ wynika, że długość manewru z uwzględnieniem czasu zwiększania i zmniejszania prędkości jest większa w porównaniu do długości

obliczanej bez uwzględniania tego czasu o wielkość $\frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$, a długość odcinka manewrowania odpowiednio większa o wielkość $\frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} V_{pr}$.

Należy mieć na uwadze to, że w przypadku, gdy obliczenie manewru wykonane jest z uwzględnieniem czasu zwiększania i zmniejszania prędkości, zmiany obrotów silnika dla przejścia od prędkości V_2 do prędkości V_{pr} należy dokonywać po upływie czasu $t_{man} - t_{hm}$ lub $t_{man} - t_{rp}$, z tym, żeby po upływie czasu t_{man} prędkość lotu odpowiadała wartości V_{pr} .

Czas zwierania - z uwzględnieniem czasu zwiększania i zmniejszania prędkości - jest równy:

$$t_{zw} = t_{man} - (t_{rp} + t_{hm})$$

albo z uwzględnieniem wzoru /2.2.10./:

$$t_{zw} = \frac{d_1 - d_2}{V_2 - V_{pr}} - \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

Z otrzymanego wzoru wynika, że jeżeli

$$\frac{d_1 - d_2}{V_2 - V_{pr}} = \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots \dots \dots /2.2.13./,$$

to nie ma odcinka lotu z prędkością V_2 , a długość lotu będzie równa:

$$t_{man} = t_{rp} + t_{hm}$$

Jeżeli natomiast

$$\frac{d_1 - d_2}{V_2 - V_{pr}} < \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2},$$

to manewr przy posiadanej rezerwie prędkości nie może być wykonany. W tym wypadku dla zwiększenia rezerwy prędkości ce-

lowo jest, aby samolot prowadzący przed rozpoczęciem zwierania zmniejszył prędkość, a po zakończeniu zwierania przeszedł znów na lot z określoną prędkością. Podczas rozluźniania samolot prowadzący może zwiększyć, a samolot prowadzony zmniejszy prędkość lotu, co również zwiększy posiadaną rezerwę prędkości.

W celu wykonania zwierania lub rozluźniania w określonym czasie potrzebną zmianę prędkości można określić rozwiązując równanie /2.2.10./ lub /2.2.11./ względem V_2

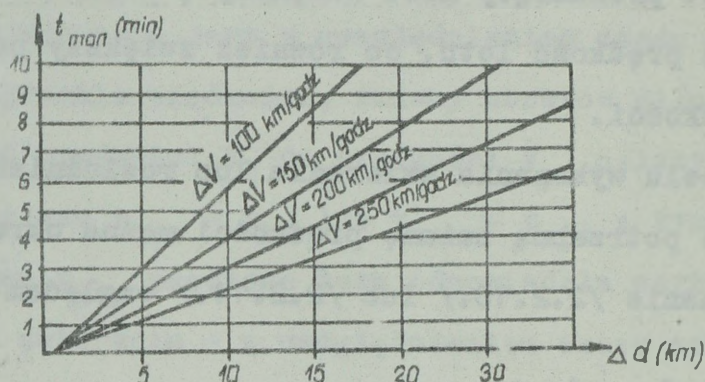
$$V_2 = \frac{d_1 - d_2}{t_{\text{man}} - \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2}} + V_{\text{pr}} \dots \dots \dots /2.2.14/$$

$$V_2 = \frac{V_{\text{pr}} (\Delta t_p - \Delta t_{\text{u.b}})}{t_{\text{man}} - \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2}} + V_{\text{pr}} \dots \dots \dots /2.2.15/$$

Nietrudno zauważyć, że dokładne obliczenie potrzebnej prędkości V_2 może być wykonane tylko drogą kolejnych przybliżeń, ponieważ do obliczenia V_2 należy znać czas zwiększania lub zmniejszania prędkości od wartości V_{pr} do poszukiwanej wartości V_2 . Dlatego też w tym wypadku, gdy obliczenia wykonywane są z uwzględnieniem czasu zwiększania i zmniejszania prędkości, należy najpierw określić V_2 za pomocą wzoru /2.2.6./ lub /2.2.7./, następnie za pomocą wykresów określić czas zmniejszania i zwiększania prędkości lotu i udokładnić wartość V_2 za pomocą wzoru /2.2.14./ lub /2.2.15./.

Dla ułatwienia wstępnych obliczeń nawigatorskich celowo jest korzystać z wykresu /rys. 2.2.3./, który umożliwia

określenie elementów manewrowania bez uwzględnienia czasu zwiększania i zmniejszania prędkości lotu.



Rys. 2.2.3.

Rozpatrzmy, z jaką dokładnością może być wykonany manewr prędkością lotu w celu zmiany odległości między samolotami. Najwygodniej jest dokonać oceny dokładności na podstawie rezultatów ustalenia końcowej /nakazanej/ odległości między samolotami d_2 . W tym celu rozwiążemy równanie /2.2.10/ względem d_2

$$d_2 = d_1 - (V_2 - V_{pr}) t_{man} + (V_2 - V_{pr}) \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \quad /2.2.16./$$

Z otrzymanego równania wynika, że dokładność ustalenia końcowej odległości d_2 zależy od błędów określenia odległości wyjściowej d_1 (δd_1), utrzymania prędkości V_{pr} i V_2 (δV_{pr} i δV_2), a także od dokładności określenia momentu zakończenia manewru δt_{man} .

Wpływ zwiększania i zmniejszania prędkości na ostateczny rezultat manewru rozpatrzmy oddzielnie.

Określimy cząstkowe średnie kwadratowe błędy ustalenia odległości

$$\sigma_{d_2}(d_1) = \sigma_{d_1},$$

$$\sigma_{d_2}(v_{pr}) = \sigma_{v_{pr}} t_{man},$$

$$\sigma_{d_2}(v_2) = \sigma_{v_2} t_{man},$$

$$\sigma_{d_2}(t_{man}) = (v_2 - v_{pr}) \sigma_{t_{man}}.$$

Jeżeli założymy, że $\sigma_{v_{pr}} = \sigma_{v_2} = \sigma_v$, to średni kwadratowy błąd ustalenia odległości d_2 będzie równy:

$$\sigma_{d_2} = \sqrt{\sigma_{d_1}^2 + 2(\sigma_v t_{man})^2 + (v_2 - v_{pr})^2 \sigma_{t_{man}}^2} \dots /2.2.17./$$

Rozpatrzmy bardziej szczegółowo wartości błędów cząstkowych.

Odległość wyjściowa między samolotami d_1 może być określona różnymi sposobami. Jeżeli zmienia się odległość bezpośrednio po wykonaniu startu, to wyjściowa odległość jest równa odstępowi startu

$$\sigma_{d_1} = \Delta t_{st} \cdot v_{pr}.$$

Wówczas

$$\sigma_{d_1} = \Delta t_{st} \cdot \sigma_{v_{pr}}$$

Średni kwadratowy błąd utrzymania nakazanej prędkości $\sigma_{v_{pr}}$ dla współczesnych samolotów waha się w granicach 10 - 15 km/godz.

Na przykład dla odstępu startu $\Delta t_{st} = 1$ min błąd określenia odległości początkowej jest równy $\sigma_{d_1} = 250$ m.

W wypadku gdy odległość między samolotami jest mierzona za pomocą środków technicznych /systemy międzysamoloto-

wej nawigacji, RBP, PDSP-2 i inne/, wielkość $\sigma_{d_1}^*$ określa się dokładnością wymienionych środków i wynosi średnio $\sigma_{d_1} = 200$ m.

Podczas manewrowania na trasie odległość wyjściowa między samolotami może być określona jako różnica czasu kolejnego przelotu nad tym samym obiektem kontrolnym /rubieżą/. Można założyć, że błąd określenia odległości w tym wypadku będzie równy:

$$\sigma_{d_1} = \sigma_r,$$

gdzie:

r - średni kwadratowy błąd kołowy określenia miejsca samolotu/.

W lotnictwie bombowym i transportowym moment przejścia nakazanej rubieży dość często określa się przy pomocy RBP.

W tym wypadku

$$r = \sqrt{(0,0176 N^2 S)^2 + \sigma S^2},$$

gdzie: σ_N - średni kwadratowy błąd określenia namiaru na obiekt;

σ_S - średni kwadratowy błąd określenia odległości do obiektu.

Zakładając, że $\sigma_N = 3^\circ$ i $\sigma_S = \text{km}$ dla średniej odległości obiektu radiolokacyjnego $S = 50$ km otrzymamy $\sigma_{d_1} = 2,8$ km.

Błąd cząstkowy niedokładnego utrzymywania prędkości

*/ Błąd σ_{d_1} ma taki sam charakter w przypadku dowodzenia samolotami z ziemi, gdy odległość mierzona jest za pomocą stacji radiolokacyjnej. W tym wypadku σ_r równy jest średniemu kwadratowemu błędowi kołowemu określenia miejsca samolotu za pomocą stacji radiolokacyjnej.

lotu zależny jest od czasu trwania manewru i może mieć różne wartości zależnie od prędkości zbliżenia $/V_2 - V_{pr}/$ i różnicy odległości $/d_2 - d_1/$.

Określimy dla przykładu wielkość tego błędu dla wypadku, gdy należy skrócić o połowę odstęp startu ($\Delta t_{st} = 1 \text{ min}$) przy $V_{pr} = 600 \text{ km/h}$ i $V_2 = 800 \text{ km/h}$. Otrzymamy, że $t_{man} = 1,5 \text{ min}$ /bez uwzględnienia czasu zwiększania i zmniejszania prędkości/, a $\sigma_{d_1}(V) = 375 \text{ m}$.

Błąd w czasie zakończenia manewru $\sigma_{t_{man}}$ /przejście na poprzednią prędkość $V_{pr}/$ nie przekracza 1-2 sek. Stąd też dla przyjętych warunków $\sigma_{d_2}(t_{man}) = 55-110 \text{ m}$.

W rezultacie błąd sumaryczny ustalenia końcowej odległości, zgodnie ze wzorem /2.2.17./, jest równy $\sigma_{d_2} = 2850 \text{ m}$ w wypadku gdy odległość wyjściowa jest określona drogą przelotu obiektu kontrolnego /rubieży/i $\sigma_{d_2} = 580 \text{ m}$ podczas określania odległości wyjściowej przy pomocy środków technicznych. Rzeczą oczywistą jest, że w pierwszym wypadku dominującą rolę odgrywa błąd określania odległości wyjściowej, a w drugim - błąd niedokładnego utrzymania prędkości lotu.

W celu więc dokładnego ustalenia końcowej odległości między samolotami należy przede wszystkim bez dużych błędów określać odległość wyjściową.

Analizując wzór /2.2.17./ można zauważyć, że w miarę zwiększania różnicy $/V_2 - V_{pr}/$ zmniejsza się czas t_{man} i błąd σ_{d_2} , ponieważ w tym wypadku znacznie zmniejsza się składowa $\sigma_{d_2}(V)$ /choć błąd $\sigma_{d_2}(t_{man})$ nieco zwiększa się/. Z tego punktu widzenia zwieranie lub rozluźnianie celowo jest wykonywać przy możliwie dużej różnicy prędkości.

Na zakończenie rozpatrzmy wpływ nieuwzględniania czasu zwiększania i zmniejszania prędkości lotu na ogólną dokładność ustalenia odległości końcowej. Jeżeli obliczenia manewru będą wykonane bez uwzględnienia t_{rp} i t_{hm} , to zawsze będzie występować błąd w końcowej odległości Δd_2 równy

$$\Delta d_2 = (V_2 - V_{pr}) \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

Ponieważ ten błąd ma charakter metodyczny, to wystarczy określić warunki, przy których uwzględnianie czasu zwiększania i zmniejszania prędkości lotu jest nieobowiązkowe.

Jak wynika z przytoczonego poprzednio wzoru, wielkość Δd_2 zależy od prędkości V_{pr} i V_2 , a także od czasu t_{rp} i t_{hm} . Ponieważ t_{rp} i t_{hm} są funkcjami zmiany prędkości /patrz rys. 2.2.1. i równanie 2.2.4./, błąd w odległości dla konkretnych typów samolotów będzie określany wartościami V_{pr} i V_2 .

Należy zauważyć, że błąd Δd_2 nie wpływa na bezpieczeństwo lotu, ponieważ we wszystkich wypadkach odległość bez uwzględnienia czasu zwiększania i zmniejszania prędkości będzie większa niż w wypadku jego uwzględniania. W związku z tym przy rozstrzyganiu zagadnienia, czy uwzględniać t_{rp} i t_{hm} należy wychodzić z założenia - że ogólny błąd w końcowej odległości nie powinien w sposób istotny zwiększać się na skutek błędu Δd_2 .

Powyższy warunek może być wyrażony wzorem:

$$\Delta d_2 \leq \frac{1}{3} \delta d_2$$

3. MANEWROWANIE KIERUNKIEM LOTU

Manewrowanie kierunkiem lotu stanowi podstawę do rozwiązywania wielu zadań z zakresu manewrowania i polega na zawczasu ustalonej zmianie kierunku lotu dla osiągnięcia konkretnego celu przez wykonanie skrętów o określone kąty, z ustalonym kątem przechyłu lub promieniem skrętu.

3.1. ELEMENTY MANEWROWANIA KIERUNKIEM LOTU

Podstawowymi elementami manewrowania kierunkiem lotu są:

- rzeczywista prędkość powietrzna V ;
- promień skrętu R ;
- kąt przechyłu podczas skrętu β ;
- kąt skrętu K_S ;
- czas skrętu o nakazany kąt t_{K_S} ;
- prędkość kątowna skrętu ω .

W celu ustalenia zależności, wiążących elementy skrętu, wykorzystamy drugie równanie układu /1.3.1./

$$\dot{k} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta$$

W locie poziomym prędkość zmiany kursu \dot{k} jest prędkością kątowną skrętu ω

$$\omega = \frac{V}{R} ,$$

czyli

$$\frac{V}{R} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta$$

lub

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta} \dots \dots \dots /3.1.1./$$

Z otrzymanego wczoru wynika, że promień skrętu zależy od prędkości powietrznej i kąta przechyłu. Wiadomo jest, że maksymalne kąty przechyłu podczas skrętu ograniczone są dopuszczalnymi przeciążeniami poprzecznymi, ponieważ $\cos \beta = \frac{1}{n_y}$. Mając to na uwadze otrzymamy jeszcze jedną zależność

$$R = \frac{v^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \dots \dots \dots /3.1.2./$$

W celu wykonania skrętu o nakazanym promieniu należy dobrać odpowiednią prędkość powietrzną i kąt przechyłu /przeciążenie n_y /.

W razie odchylenia od nakazanego toru podczas wykonywania skrętu należy dokonywać niezbędnych poprawek, również poprzez zmianę prędkości powietrznej i kąta przechyłu. Jak wynika ze wzoru /3.1.1./, promień skrętu jest proporcjonalny do tangensa kąta przechyłu. Określimy, jakie zmiany elementów skrętu / v lub β / najbardziej wpływają na promień skrętu. W tym celu określimy względne zmiany promienia skrętu w zależności od zmiany prędkości i kąta przechyłu.

Zlogarytmujemy wyrażenie /3.1.1./ i następnie zróżniczkujemy względem prędkości i kąta przechyłu:

$$\begin{aligned} \ln R &= 2 \ln v - \ln g - \ln \operatorname{tg} \beta \\ \frac{1}{R} dR &= 2 \frac{1}{v} dv \\ \frac{1}{R} dR &= - \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} \cdot \frac{1}{\cos^2 \beta} d\beta = - \operatorname{ctg} \beta \frac{1}{\cos^2 \beta} d\beta = \\ &= - \frac{d\beta}{\sin \beta \cos \beta} = - 2 \frac{d\beta}{\sin 2\beta} \end{aligned}$$

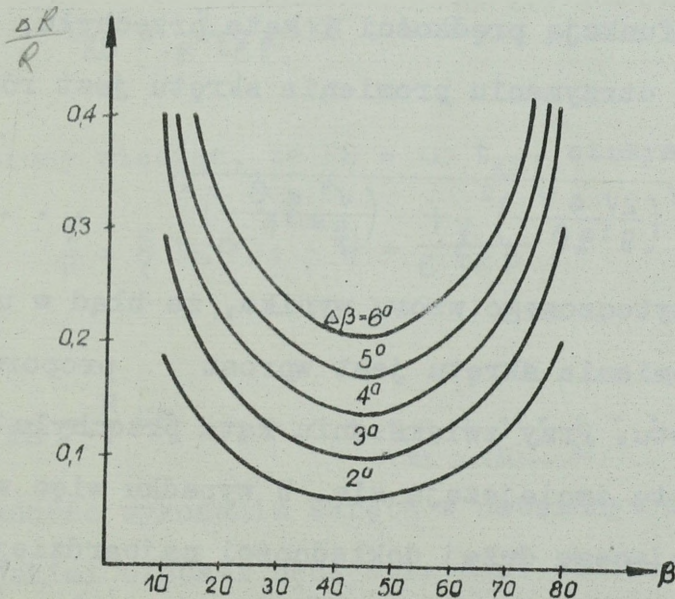
Po zmianie różniczek przyrostami granicznymi otrzy -
 mamy:

$$\frac{\Delta R}{R} = 2 \frac{\Delta V}{V} \dots \dots \dots /3.1.3./$$

$$\frac{\Delta R}{R} = - 2 \frac{\Delta \beta}{\sin 2\beta} \dots \dots \dots /3.1.4./$$

Ze wzoru /3.1.3./ wynika, że względna zmiana promie -
 nia skrętu jest zawsze dwa razy większa niż zmiana prędkości
 powietrznej. Oznacza to na przykład, że przy $V = 1000$ km/h
 dla zwiększenia promienia od 10 do 12 km /to znaczy o 20% /
 przy stałym kącie przechyłu należy zwiększyć prędkość o 10%,
 czyli do 1100 km/h. Tęgo rodzaju zwiększenie prędkości wyma -
 ga dla samolotu Il-28 czasu $t_{rp} = 38$ s /patrz rys. 2.1.5./.

Ponieważ długotrwałość skrętu o 90° przy $\beta = 40^\circ$ wy -
 nosi około 50 sek, to rzeczą oczywistą jest, że poprawienie
 błędów skrętu drogą zmiany prędkości - na przykład podczas
 zajścia do lądowania - jest całkowicie niecelowe. Zależność
 $\frac{\Delta R}{R}$ od zmiany kąta przechyłu ma bardziej złożony charakter .



Rys. 3.1.1.

Z wykresu /rys. 3.1.1./ wynika, że potrzebna zmiana kąta przechyłu $\Delta\beta$ zależna jest od wielkości kąta przechyłu podczas wykonywania skrętu. Analizując wykres można dojść do wniosku, że dla zmiany wielkości promienia skrętu przy stałej prędkości lotu wymagana jest stosunkowo niewielka zmiana kąta przechyłu. Na przykład dla zmiany promienia o 20% przy $\beta = 30^\circ$ należy zmienić kąt przechyłu o $\Delta\beta = 5^\circ$.

W wypadku gdy trzeba wykonywać skręt po nakazanym torze, skręt powinno się korygować dokonując zmiany kąta przechyłu. Przy tym należy mieć na uwadze to, że graniczne dopuszczalne kąty przechyłu zależne są od maksymalnego przeciążenia n_y , które jest ograniczone wytrzymałością konstrukcji samolotu i fizycznymi możliwościami pilota. Podczas wykonywania skrętu poprzeczne przeciążenie n_y nie powinno przekraczać 4-5, co odpowiada kątom przechyłu $70-80^\circ$.

Dokładność wykonania skrętu po nakazanym torze wygodnie jest charakteryzować błędem, który może być popełniony w utrzymywaniu nakazanego promienia skrętu. Ponieważ promień skrętu jest funkcją prędkości i kąta przechyłu, średni błąd kwadratowy w utrzymaniu promienia skrętu jest równy:

$$\sigma_R = \sqrt{\left(\frac{2V \sigma_V}{g^2 \beta}\right)^2 + \left(\frac{V^2 \sigma_\beta}{g \sin^2 \beta}\right)^2} \dots \dots \dots /3.1.5./$$

Z przytoczonego wzoru wynika, że błąd w utrzymaniu nakazanego promienia skrętu jest wprost proporcjonalny do prędkości lotu. Przy zwiększaniu kąta przechyłu błędy w wykonaniu skrętu zmniejszają się. W wypadku więc wykonywania manewru wymagającego dużej dokładności najbardziej celowo jest wykonywać skręt przy małej prędkości lotu i dużym kącie

przechyłu, z uwzględnieniem wymogów, przestrzegając bezpieczeństwa lotu.

Podczas rozwiązywania wielu zadań z zakresu nawigacji duże znaczenie ma wykonanie skrętu o określony kąt w ustalonym czasie. Z doświadczeń i badań teoretycznych wynika, że skręty o ustalonym kącie wykonywane są z dużymi błędami w czasie.

Czas trwania skrętu o ustalony kąt może być obliczony za pomocą wzoru:

$$\dot{k} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta$$

lub

$$dt = \frac{V}{g \operatorname{tg} \beta} dk$$

Jeżeli $V = \text{const}$, to po wykonaniu całkowania otrzymamy:

$$t = \frac{V}{g \operatorname{tg} \beta} (k_2 - k_1)$$

Zakładając, że $k_2 - k_1 = KS$,

$$t_{KS} = \frac{V}{g \operatorname{tg} \beta} KS \dots \dots \dots /3.1.6./$$

Z drugiej strony wiedząc, że $KS = \omega t_{KS}$, otrzymamy

$$\omega = \frac{V}{R}; \quad \frac{V}{R} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \beta; \quad \frac{R}{V} = \frac{V}{g \operatorname{tg} \beta}$$

Wobec tego

$$t_{KS} = \frac{R}{V} KS \dots \dots \dots /3.1.7./$$

KS w radianach

Dokładność wykonania skrętu w ustalonym czasie zależy od tego, z jakimi błędami będą utrzymane obliczeniowe wartości prędkości, kąta przechyłu i kąta skrętu.

$$\sigma_{t_{KS}} = \sqrt{(\sigma_{t_{KS(V)}})^2 + (\sigma_{t_{KS(KS)}})^2 + (\sigma_{t_{KS(\beta)}})^2} \dots\dots /3.1.8./,$$

czyli

$$\sigma_{t_{KS}} = \sqrt{\left(\frac{KS}{g \operatorname{tg} \beta} \sigma_V\right)^2 + \left(\frac{V}{g \operatorname{tg} \beta} \sigma_{KS}\right)^2 + \left(\frac{V \cdot KS}{g \sin^2 \beta} \sigma_\beta\right)^2}$$

Z obliczenia wynika, że decydujący wpływ na dokładność wykonania skrętu wywierają błędy utrzymania kąta przechyłu. Dlatego też dla utrzymania ustalonego czasu trwania skrętu należy okresowo kontrolować utrzymywanie elementów skrętu, zwłaszcza zaś utrzymywanie kąta przechyłu.

O ile konieczną prędkość powietrzną stosunkowo łatwo jest utrzymać z dokładnością do 1-3%, o tyle utrzymanie ustalonego kąta przechyłu możliwe jest tylko z dokładnością do 3-5°. Przy tym na skutek właściwości skal istniejących sztucznych horyzontów dokładność utrzymania i odczytu kąta przechyłu jest największa dla kątów przechyłu 15°, 30°, 45° itd. Przy utrzymywaniu pośrednich wartości kątów przechyłu błędy mogą osiągać wartość do 5°, co powoduje znaczne błędy w utrzymywaniu ustalonego toru (ΔR) i w czasie skrętu (Δt_{KS}). Łatwo jest wykazać, że względny błąd utrzymania ustalonego czasu spowodowany błędami utrzymania kąta przechyłu jest równy błędowi względnemu utrzymania promienia skrętu. Rzeczywiście logarytmując, a następnie różniczkując względem β równanie /3.1.6./ otrzymamy:

$$\ln t_{KS} = \ln V - \ln g - \ln \operatorname{tg} \beta + \ln KS$$

$$\frac{dt_{KS}}{t_{KS}} = -2 \frac{d\beta}{\sin 2\beta}$$

lub

$$\frac{\Delta t_{KS}}{t_{KS}} = - \frac{2\Delta\beta}{\sin 2\beta} \dots \dots \dots /3.1.9./$$

Praktycznie można zwiększyć dokładność wykonania skrętu o ustalony kąt kontrolując prędkość kątową skrętu. W tym celu wystarczy okresowe porównywanie faktycznego czasu skrętu o jakiś niewielki kąt /20-30°/ z czasem obliczeniowym i w zależności od powstałej różnicy korygowanie elementów skrętu /zmiana kąta przechyłu/.

Tego rodzaju kontrola może być wykonywana za pomocą sekundomierza i girobusoli. Przed wykonaniem lotu nawigator opracowuje odpowiednią tabelę. Dla opracowania tabeli należy określić czas trwania skrętu o 180° dla określonej prędkości i kąta przechyłu. Obliczony czas trwania skrętu o 180° dzieli się na równe odcinki w zależności od stopnia kontroli. Celowo jest, żeby odczyty kursu były wielokrotnością 5° /20, 25, 30°. Rezultaty obliczeń ujmuje się w poniższej tabeli /tabela 3.1.1./

Tabela 3.1.1.

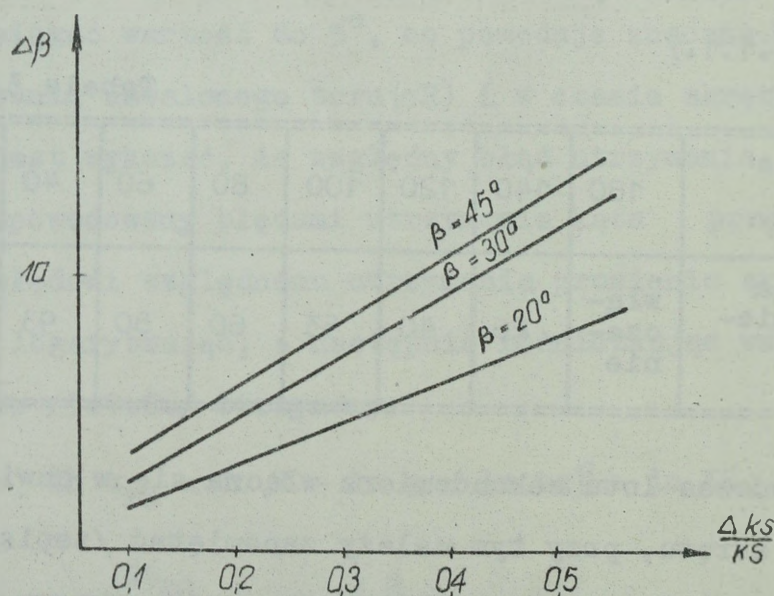
Wskazania busoli /stopnie/	180	140	120	100	80	60	40	20	0
Wskazania sekundomierza /sek./	włą- cze- nie	26	40	53	60	80	93	117	120

Podczas lotu sekundomierz włącza się w chwili rozpoczęcia skrętu, przy tym należy zapamiętać /zapisać/ wskazanie busoli. Po upływie obliczonego czasu skrętu o 20° określa się $\Delta KS = KS_{rzecz.} - 20^\circ$ i w zależności od tej różnicy

koryguje się kąt przechyłu. Potrzebna wielkość zmiany kąta przechyłu może być oceniona w sposób następujący. Rozwiążemy równanie /3.1.6./ względem $\operatorname{tg} \beta$ i omawianą już metodą określimy zależność zmiany kąta przechyłu od błędu w kącie skrętu:

$$\Delta \beta = \frac{1}{2} \frac{\Delta \text{KS}}{\text{KS}} \sin 2\beta$$

Ta zależność pokazana jest na wykresie /3.1.2./, z którego wynika, że przy względnym błędzie w kącie skrętu $\frac{\Delta \text{KS}}{\text{KS}} = 0,3$ /to znaczy 30%/ potrzebna zmiana kąta przechyłu znajduje się w przedziale $5-7^\circ$. Jednak w praktyce nie ma potrzeby tak dokładnie określać zmiany kąta przechyłu, ponieważ kontrola i korygowanie kąta przechyłu podczas wykonywania skrętu dokonuje się kilkakrotnie. Najważniejsze jest to, żeby określić kierunek zmiany kąta przechyłu, a następnie kilkakrotnie /dwu-trzykrotnie/ korygując kąt przechyłu o wartość 5° zapewnić wykonanie skrętu z ustaloną prędkością kątową.



Rys. 3.1.2.

Zwiększenia dokładności wykonania skrętu można osiągnąć również dzięki utrzymaniu nakazanej prędkości kątowej ; prędkość tę utrzymuje się nie poprzez zmianę kąta przechyłu, a przez zmianę przeciążenia n_y . W tym wypadku zwiększenie dokładności uzyskuje się dzięki bardziej precyzyjnemu odczytowi oraz dlatego, że przy tym samym błędzie w prędkości kątowej względna zmiana przeciążenia jest bardziej wyczuwalna niż względna zmiana kąta przechyłu.

Rozpatrzyliśmy elementy manewrowania kierunkiem lotu dla przypadku, gdy prędkość lotu samolotu w toku wykonywania manewru ma wartość stałą. W praktyce w odniesieniu do współczesnych samolotów ten warunek nie zawsze może być spełniony. Pewne rodzaje manewru, szczególnie charakterystyczne dla lotnictwa myśliwskiego i myśliwsko-szturmowego, wymagają wykonania manewru z jednoczesną zmianą prędkości. Te rodzaje manewru nazywamy nie ustalonymi skrętami. Oprócz tego - na przykład podczas naprowadzania na cel powietrzny - samolot myśliwski może wykonywać lot po określonym z góry torze.

Krzywizna toru może być uwarunkowana albo bieżącymi wartościami promienia krzywizny R , albo prędkością kątową k . Dla wspomnianych warunków należy określić charakter /prawo/ zmiany prędkości lotu samolotu myśliwskiego.

Rzeczą oczywistą jest, że tego rodzaju manewry są ogólnym przypadkiem manewru w płaszczyźnie poziomej, gdy jednocześnie zmienia się kurs i prędkość lotu.

Elementy skrętu nie ustalonego można określić rozwiązując odpowiednie układy równań za pomocą elektronowych maszyn liczących lub metodą graficzno-analityczną.

Istota metody graficzno-analitycznej jest następująca. Załóżmy, że na względnie niedużych odcinkach toru lotu /w czasie $\Delta t_1 = 10-20$ s/ prędkość lotu ma wartość stałą i równą $v_{\text{śr}} = \frac{V_1 + V_2}{2}$, gdzie V_1 i V_2 odpowiednie prędkości na początku i na końcu odcinka. Wówczas dla tego odcinka może być obliczony promień krzywizny i wartość kąta skrętu:

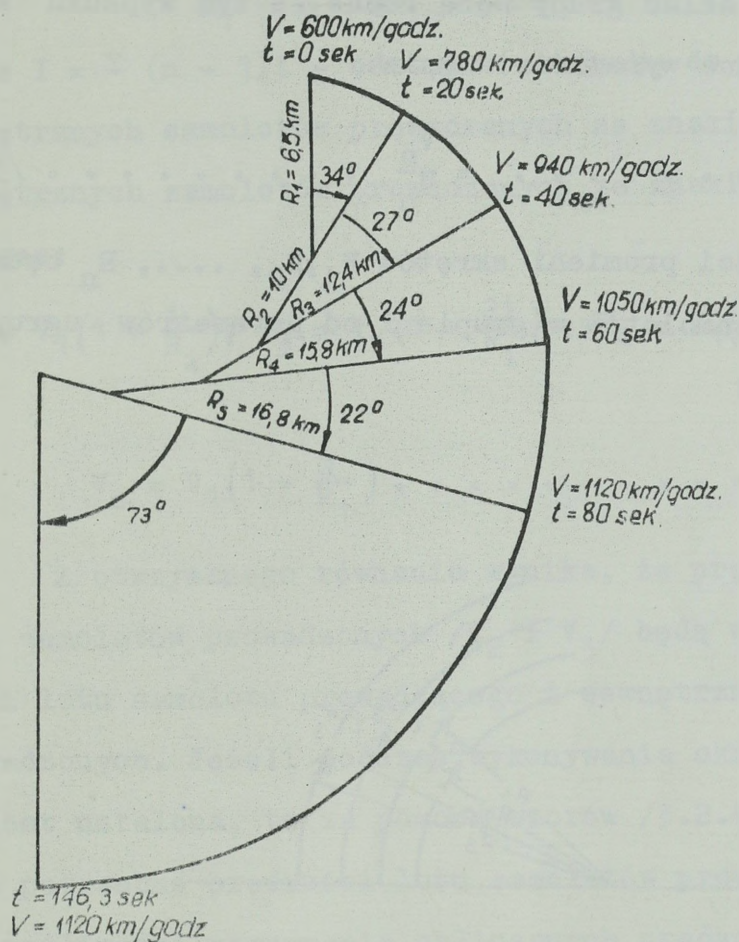
$$R_1 = \frac{v_{\text{śr}_1}^2}{g \operatorname{tg} \beta},$$

$$KS_1 = \frac{v_{\text{śr}_1}}{\text{śr}_1} \Delta t_1$$

Wartości prędkości na końcu odcinka V_2 należy obliczać za pomocą wzoru /2.1.1./^{x/}, rozwiązując go względem ΔV . Podstawowa trudność jego rozwiązania polega na tym, że wartości przeciążenia podłużnego dla konkretnych warunków nie są znane. Dlatego też wartości V_1 można nie obliczać, a zmierzyć je podczas rzeczywistego lotu, to znaczy w toku manewru zapisać wartości prędkości dla odpowiednich odcinków czasu Δt i następnie obliczyć R_1 i KS_1 . Korzystając z obliczonych wartości R_1 i KS_1 można zbudować tor skrętu i przy jego pomocy określać niezbędne elementy.

Na rys. 3.1.3. pokazana jest kolejność budowy toru skrętu.

x/ Trzeba pamiętać, że wartości przeciążenia podłużnego podczas skrętu różnią się od analogicznych wartości n_x w locie poziomym.



Rys. 3.1.3.

3.2. CECHY SZCZEGÓLNE WYKONANIA SKRĘTU PRZEZ GRUPĘ SAMOLOTÓW

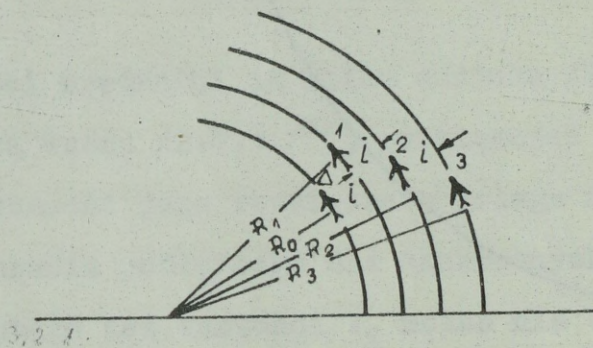
W wypadku, gdy kilka samolotów wykonuje lot w zwartym ugrupowaniu bojowym, to skręt grupy samolotów - w porównaniu do skrętu pojedynczego samolotu - ma szereg cech szczególnych.

Podczas wykonywania skrętu przez grupę samolotów należy zapewnić zachowanie ugrupowania bojowego. Można to osiągnąć pod warunkiem, że prędkość kątowna skrętu będzie stała.

Rzeczą oczywistą jest, że promienie skrętu każdego samolotu wchodzącego w skład grupy będą różne. W tym wypadku warunek $\omega = \text{const}$ można wyrazić równanie:

$$\frac{V_1}{R_1} = \frac{V_2}{R_2} = \dots = \frac{V_n}{R_n} \dots \dots \dots /3.2.1./$$

Wielkości promieni skrętów R_1, R_2, \dots, R_n będą zależne od liczby samolotów w grupie i od parametrów ugrupowania /rys. 3.2.1./:



Rys. 3.2.1.

$$\left. \begin{aligned} R_2 &= R_1 + i \\ R_3 &= R_1 + 2i \\ R_4 &= R_1 - i \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /3.2.2./$$

Na podstawie przytoczonych zależności można łatwo określić potrzebne prędkości powietrzne:

$$\frac{V_1}{R_1} = \frac{V_2}{R_1 + i} = \frac{V_3}{R_1 + 2i} = \frac{V_4}{R_1 - i}$$

Albo w ogólnej postaci:

$$\frac{V}{R_1} = \frac{V_n}{R + j} \dots \dots \dots /3.2.3./,$$

gdzie $I = \pm (n - 1)i$ - odstęp w stosunku do prowadzącego/dla zewnętrznych samolotów prowadzonych ze znakiem "plus" /+/, dla wewnętrznych samolotów prowadzonych ze znakiem "minus" /-/,

Wówczas:

$$V_2 = V_1 \left(1 + \frac{1}{R_1}\right); \quad V_3 = V_1 \left(1 + \frac{2i}{R_1}\right); \quad V_4 = V_1 \left(1 - \frac{1}{R_1}\right)$$

lub

$$V_n = V_1 \left(1 + \frac{j}{R_1}\right) \dots \dots \dots /3.2.4./$$

Z otrzymanego równania wynika, że prędkości zewnętrznych samolotów prowadzonych V_2 i V_3 będą większe od prędkości lotu samolotu prowadzącego i wewnętrznych samolotów prowadzonych. Jeżeli podczas wykonywania skrzytu prędkość lotu jest ustalona, to za pomocą wzorów /3.2.4./ można określić potrzebne prędkości lotu samolotów prowadzonych i ocenić możliwości utrzymania obliczonych prędkości. W tym wypadku, gdy lotno-taktyczne właściwości samolotów nie zapewniają utrzymania tych prędkości przez samoloty prowadzone, należy określić potrzebną prędkość samolotu prowadzącego /jeżeli tor skrzytu jest ustalony/:

$$V_1 = \frac{V_n}{1 \pm \frac{(n-1)i}{R_1}} = \frac{V_n}{1 + \frac{j}{R_1}} \quad /3.2.5./$$

Jeżeli tor skrzytu nie jest ustalony, to można dobrać odpowiedni promień skrzytu, który zapewni wykonanie manewru:

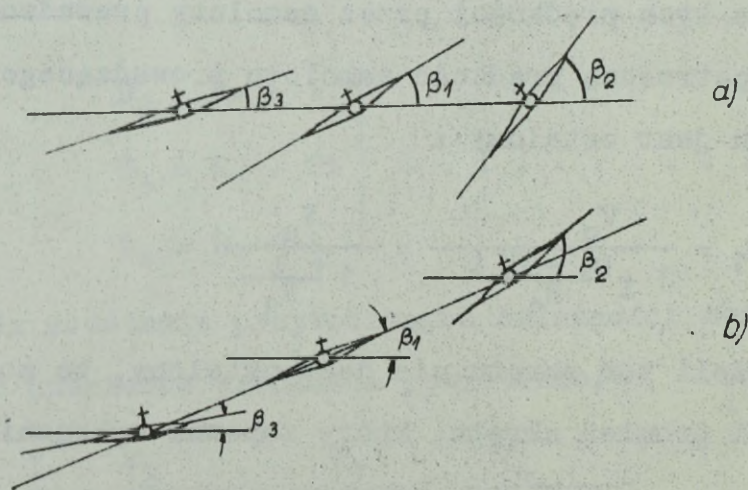
$$R_1 = \frac{\pm (n-1)i}{\frac{V_n}{V_1} - 1} = \frac{j}{\frac{V_n}{V_1} - 1} \quad /3.2.6./$$

Obliczony promień należy traktować jako dopuszczalny promień skrętu samolotu prowadzącego przy ustalonych odstępach w ugrupowaniu bojowym i rezerwie prędkości $/V_1 - V_n/$.

Skręt grupy może być wykonywany w płaszczyźnie poziomej /rys. 3.2.2a/ i z zachowaniem płaszczyzny ugrupowania, to znaczy w płaszczyźnie skrętu samolotu prowadzącego /rys.3.2.2b/.

W pierwszym przypadku parametry skrętu określa się za pomocą wzoru /3.2.4./ lub /3.2.5./ i /3.2.6./, drugim - promień skrętu samolotów prowadzonych będzie różnić się od promienia skrętu samolotu prowadzącego o wielkość $J \cos \beta$ /a nie o wielkość J /. Różnica wysokości samolotów prowadzonych i samolotu prowadzącego będzie odpowiednio równa $J \sin \beta$.

Z badania i lotów doświadczalnych wynika, że przy kątach przechyłu $\beta < 60^\circ$ celowo jest wykonywać skręty w płaszczyźnie poziomej, a przy $\beta > 60^\circ$ wygodniej jest zachowywać płaszczyznę ugrupowania bojowego.



Rys. 3.2.2.

Rozpatrzmy zależności między kątem przechyłu samolotu prowadzącego i samolotów prowadzonych. Podstawimy do wzoru /3.2.1./ wartość promienia skrętu:

$$\frac{V_1}{g \operatorname{tg} \beta_1} = \frac{V_2}{g \operatorname{tg} \beta_2} = \dots = \frac{V_n}{g \operatorname{tg} \beta_n}$$

lub

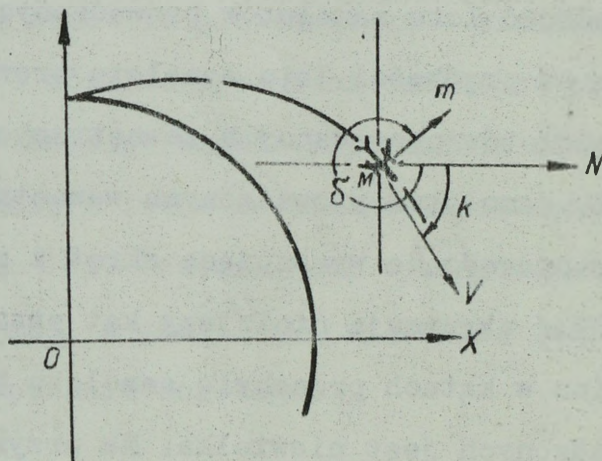
$$\operatorname{tg} \beta_n = \frac{V_n}{V_1} \cdot \operatorname{tg} \beta_1 = \left(1 + \frac{j}{R_1}\right) \operatorname{tg} \beta_1 \dots \dots \dots /3.2.7./$$

Z równania /3.2.7./ wynika, że jeżeli $V_n > V_1$, to $\operatorname{tg} \beta_n > \operatorname{tg} \beta_1$, i odwrotnie, przy $V_n < V_1$ otrzymamy $\operatorname{tg} \beta_n < \operatorname{tg} \beta_1$. Ponieważ więc prędkość lotu samolotów prowadzonych zewnętrznych jest większa od prędkości lotu samolotu prowadzącego - kąty przechyłu samolotów prowadzonych zewnętrznych są większe od kątów przechyłu samolotów prowadzonych wewnętrznych. Wewnętrzne samoloty prowadzące wykonujące skręt z prędkością lotu mniejszą $V_n < V_1$ utrzymują niniejszy kąt przechyłu $\beta_n < \beta_1$. Praktycznie różnica w kątach przechyłu samolotu prowadzącego i samolotów prowadzonych jest niewielka. Na przykład przy kącie przechyłu u prowadzącego $\beta = 30^\circ$ kąt przechyłu u skrajnego prowadzącego w piątce przy $i = 250$ m będzie różnić się od kąta przechyłu prowadzącego o $1-2^\circ$. Dlatego też w obliczeniach i podczas wykonywania skrętu te różnice można pominąć.

3.3. WPŁYW WIATRU NA SKRĘT SAMOLOTU

Podczas wykonywania manewru kierunkiem lotu, związanego z wyjściem na nowy kurs lotu, często zachodzi konieczność zakończenia manewru w oznaczonym punkcie /PDB, PBR itp./. Dla dokładnego wykonania tego rodzaju manewru niekiedy na-

leży uwzględnić zmianę toru skreću pod wpływem wiatru. Rozpatrzmy, po jakim torze będzie przemieszczać się samolot pod wpływem wiatru. W tym celu wykorzystamy układ współrzędnych prostokątnych w ten sposób, by oś ox pokrywała się z północnym kierunkiem południka, a początek współrzędnych - ze środkiem okręgu skreću /rys. 3.3.1./. Samolot znajduje się w punkcie M , rozpoczął wykonywanie skreću o promieniu R i z prędkością V . Kierunek i prędkość wiatru odpowiednio są równe δ i U .



Rys. 3.3.1.

W celu wyprowadzenia równania rzeczywistego toru skreću określimy prędkości zmiany współrzędnych samolotu:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos k + U \cos (360^\circ - \delta)$$

$$\frac{dy}{dt} = - [V \sin k + U \sin (360^\circ - \delta)] \dots /3.3.1./$$

lub

$$dx = V \cos k dt + U \cos \delta dt; \quad dy = - [V \sin k dt + U \sin \delta dt]$$

Łatwo zauważyć, że elementarna zmiana kursu dk podczas skreću jest równa

$$dk = \omega dt = \frac{V}{R} dt \dots \dots \dots /3.3.2./$$

Wówczas

$$dx = R \cos k dk + R \frac{U}{V} \cos \delta dk$$

$$dy = - R \sin k dk - R \frac{U}{V} \sin \delta dk$$

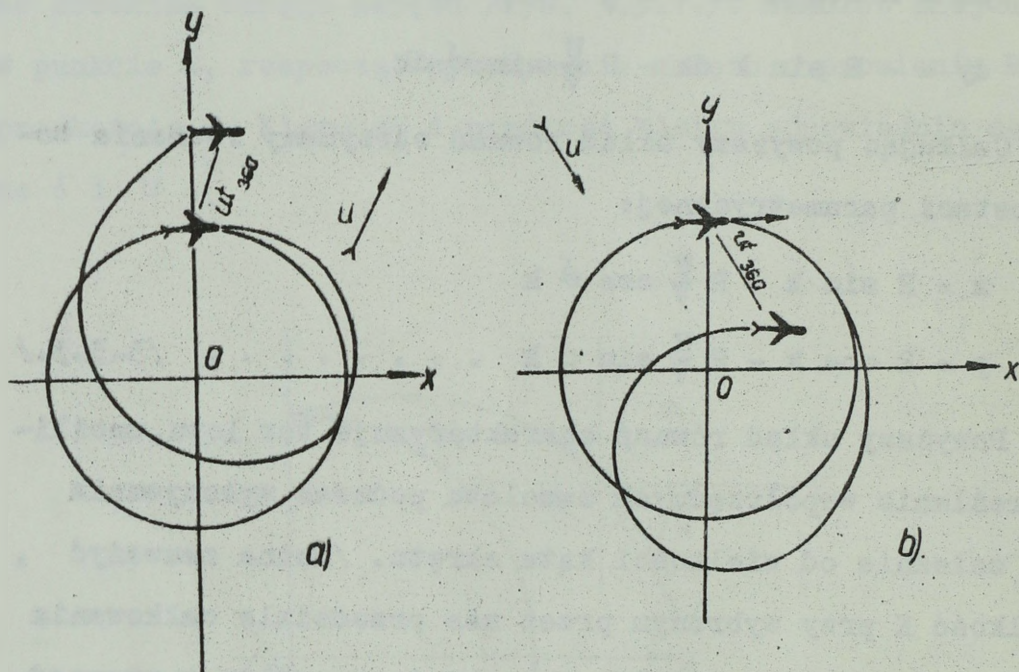
Całkując powyższy układ równań otrzymamy równania toru w postaci parametrycznej:

$$x = R \sin k + R \frac{U}{V} \cos \delta k$$

$$y = R \cos k - R \frac{U}{V} \sin \delta k \dots \dots \dots /3.3.3./$$

Powyższy układ równań charakteryzuje tor lotu, umożliwia określenie współrzędnych samolotu podczas wykonywania skreću zależnie od wielkości kąta skreću. /Można zauważyć, że wielkość K przy wybranym przez nas przedziale całkowania równa jest kątowi skreću KS /. Tor skreću samolotu w przypadku oddziaływania wiatru będzie krzywą, która jest jedną z odmian cykloidy. Tego rodzaju cykloida została pokazana na rys. 3.3.2a i b.

Z rys. 3.3.2. wynika, że charakter krzywej i różnica we współrzędnych między odpowiednimi punktami okręgu i krzywej rzeczywistej zależy od kierunku wiatru i położenia punktu rozpoczęcia skreću /to znaczy od wielkości kąta skreću/. Odległość rzeczywistego punktu zakończenia skreću od obliczonego jest równa $r = Ut_{KS}$, gdzie t_{KS} - czas trwania skreću.



Rys. 3.3.2.

Udowodnimy to stwierdzenie. Różnica między współrzędnymi rzeczywistymi samolotu x , y a obliczonymi x_{okr} , y_{okr} jest równa:

$$\Delta x = x_{okr} - x$$

$$\Delta y = y_{okr} - y,$$

natomiast równanie okręgu w postaci parametrycznej:

$$x_{okr} = R \sin k$$

$$y_{\text{okr}} = R \cos k,$$

czyli

$$\Delta x = -R \frac{U}{V} \cos \delta k$$

$$\Delta y = R \frac{U}{V} \sin \delta k.$$

Wiedząc, że $k = KS = \frac{V}{R} t_{KS}$, otrzymamy:

$$\Delta x = -U \sin \delta t_{KS}$$

$$\Delta y = U \cos \delta t_{KS}$$

W ten sposób można obliczyć odległość punktu rzeczywistego zakończenia skrętu od obliczonego w postaci dwóch składowych względem osi ox i oy . Odległość tego punktu od początku współrzędnych zgodnie z kierunkiem wiatru jest równa:

$$\Delta r = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2} = U t_{KS}.$$

Podczas wykonywania skrętu w celu wyjścia na nowy kurs lotu wygodniej jest mierzyć odchylenia punktu rzeczywistego zakończenia skrętu w odniesieniu do linii drogi rzeczywistej. Wówczas wzory /3.3.4./ będą miały postać:

$$\Delta S = U t_{KS} \cos \varepsilon$$

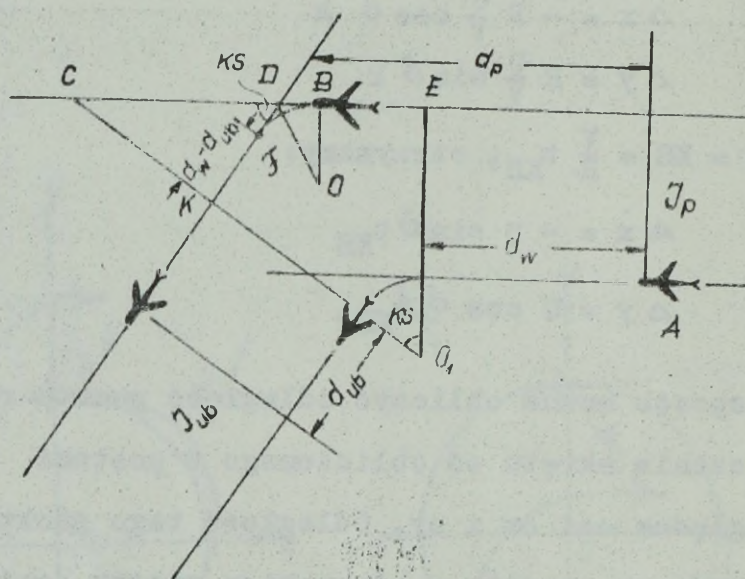
$$\Delta l = U t_{KS} \sin \varepsilon,$$

gdzie ε - kąt wiatru.

3.4. ZMIANA ODLEGŁOŚCI I ODSTĘPÓW MIĘDZY SAMOLOTAMI POPRZEZ MANEWROWANIE KIERUNKIEM LOTU

Jednym z ważniejszych zadań manewrowania kierunkiem jest zmiana wyjściowych odległości i odstępów między samolotami. Zależności od rozwiązywanych zadań, odległości i odstępów mogą się zwiększać /rozluźnianie/, zmniejszać /zwieranie/

i zmieniać znak /przegrupowanie/.



Rys. 3.4.1.

Rozpatrzmy ogólny przypadek, gdy w punktach A i B /rys. 3.4.1./ znajdują się w odpowiedniej odległości d_p i odstęp J_p dwa samoloty lecące z jednakową prędkością. Jeżeli obydwa samoloty wykonują skręt o jednakowy kąt, to rzeczą oczywistą jest, że odległość i odstęp między nimi zmienia się. Rozpatrzmy bardziej ogólny przypadek, gdy obydwa samoloty rozpoczynają wykonywanie skrętu niejednocześnie, a drugi samolot rozpoczyna wykonywanie skrętu po pewnym czasie w stosunku do czasu rozpoczęcia wykonania skrętu przez pierwszy samolot, to znaczy skręty wykonane są kolejno.

Dla obliczenia tego rodzaju manewru należy znaleźć powiązanie między wielkościami wyjściowymi d_w, J_p i końcowymi $d_{u.b}, J_{u.b}$ w zależności od czasu i kąta skrętu.

W tym celu zbudujemy pomocnicze trójkąty O_1EC i KDC /rys. 3.4.2/.

Należy zauważyć, że

$$EC = EB + BD + CD,$$

lecz

$$EB = d_p - d_w;$$

$$BD = R \operatorname{tg} \frac{KS}{2};$$

$$CD = \frac{KD}{\cos KS} = \frac{d_w - d_{u.b} + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2}}{\cos KS}$$

gdzie d_w - odległość, którą przebywa drugi samolot z poprzednim kursem po wykonaniu skrętu przez pierwszy samolot,

czyli

$$EC = d_p - d_w + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2} + \frac{d_w - d_{u.b} + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2}}{\cos KS}$$

lub

$$EC = EO_1 \operatorname{tg} KS = (\gamma_p + R) \operatorname{tg} KS.$$

Wówczas

$$(\gamma_p + R) \operatorname{tg} KS = d_p - d_w + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2} + \frac{d_w - d_{u.b} + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2}}{\cos KS}$$

Rozwiążemy otrzymane równanie względem d_w i po przekształceniach otrzymamy:

$$d_w = \frac{\gamma_p \sin KS + d_{u.b} - d_p \cos KS}{1 - \cos KS} \dots \dots \dots /3.4.1./$$

Za pomocą wzoru /3.4.1./ można określić odległości wytrzymania d_w . Odległość d_w zapewnia, poprzez wykonanie skrętu o kąt KS , zmianę odległości od d_p do $d_{u.b}$.

Wykorzystując te same trójkąty pomocnicze możemy wyprowadzić zależność dla określenia odstępu po wykonaniu manewru $\sqrt{\gamma_{u.b}}$:

$$\frac{J_p + R}{d_w - d_{u.b} - R \operatorname{tg} \frac{KS}{2}} =$$

$$= \frac{R + J_{u.b} + (d_w - d_{u.b}) \operatorname{tg} KS + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2} \operatorname{tg} KS}{\frac{d_w - d_{u.b} + R \operatorname{tg} \frac{KS}{2}}{\cos KS}},$$

lub po wykonaniu przekształceń

$$J_{u.b} = \frac{J_p - (d_w - d_{ub}) \sin KS}{\cos KS} \dots \dots \dots /3.4.2./$$

Praktycznie najczęściej wykonuje się skręt o 180° / $KS = 180^\circ$ /. Wówczas wzory /3.4.1./ i /3.4.2./ będą miały postać:

$$d_w = \frac{d_{u.b} + d_p}{2} \dots \dots \dots /3.4.3./$$

$$J_{ub} = -J_p \dots \dots \dots /3.4.4./$$

Dość rozpowszechniony jest drugi szczególny przypadek, gdy $J_p = 0$. Takie rozmieszczenie samolotów ma miejsce na przykład podczas formowania ugrupowań bojowych po wykonaniu startu przez pojedyncze samoloty.

W tym przypadku otrzymamy:

$$d_w = \frac{d_{u.b} - d_p \cos KS}{1 - \cos KS} \dots \dots \dots /3.4.5./$$

$$J_{u.b} = (d_{u.b} - d_w) \operatorname{tg} KS \dots \dots \dots /3.4.6./$$

Nawigatorowi jest wygodniej korzystać z odległości czasowych. Dlatego też wzory /3.4.5./ i /3.4.6./ można przedstawić w postaci:

$$t_w = \frac{\Delta t_{u.b} - \Delta t_p \cos KS}{1 - \cos KS} \quad /3.4.7./$$

$$y_{ub} = V(t_w - \Delta t_{u.b}) \operatorname{tg} KS \quad /3.4.8./$$

W warunkach gdy $y_p = 0$ i $KS = 180^\circ$ otrzymamy:

$$t_w = \frac{\Delta t_{ub} + \Delta t_p}{2}$$

$$y = 0 \quad /3.4.9./$$

Z wzoru /3.4.9./ wynika, że wielkość czasu wytrzymania t_w określa się stosunkiem między Δt_{ub} i Δt_p . Rozpatrzmy niektóre przypadki szczególne mające duże znaczenie przy rozwiązywaniu praktycznych zadań z zakresu manewrowania /formowanie i rozformowanie ugrupowań bojowych/. W tym celu rozwiążemy równanie /3.4.9./ względem $\Delta t_{u.b}$ i przeanalizujemy możliwe warianty zmiany Δt_p zależnie od wielkości czasu wytrzymania t_w :

$$\Delta t_{u.b} = 2 t_w - \Delta t_p \quad /3.4.10./$$

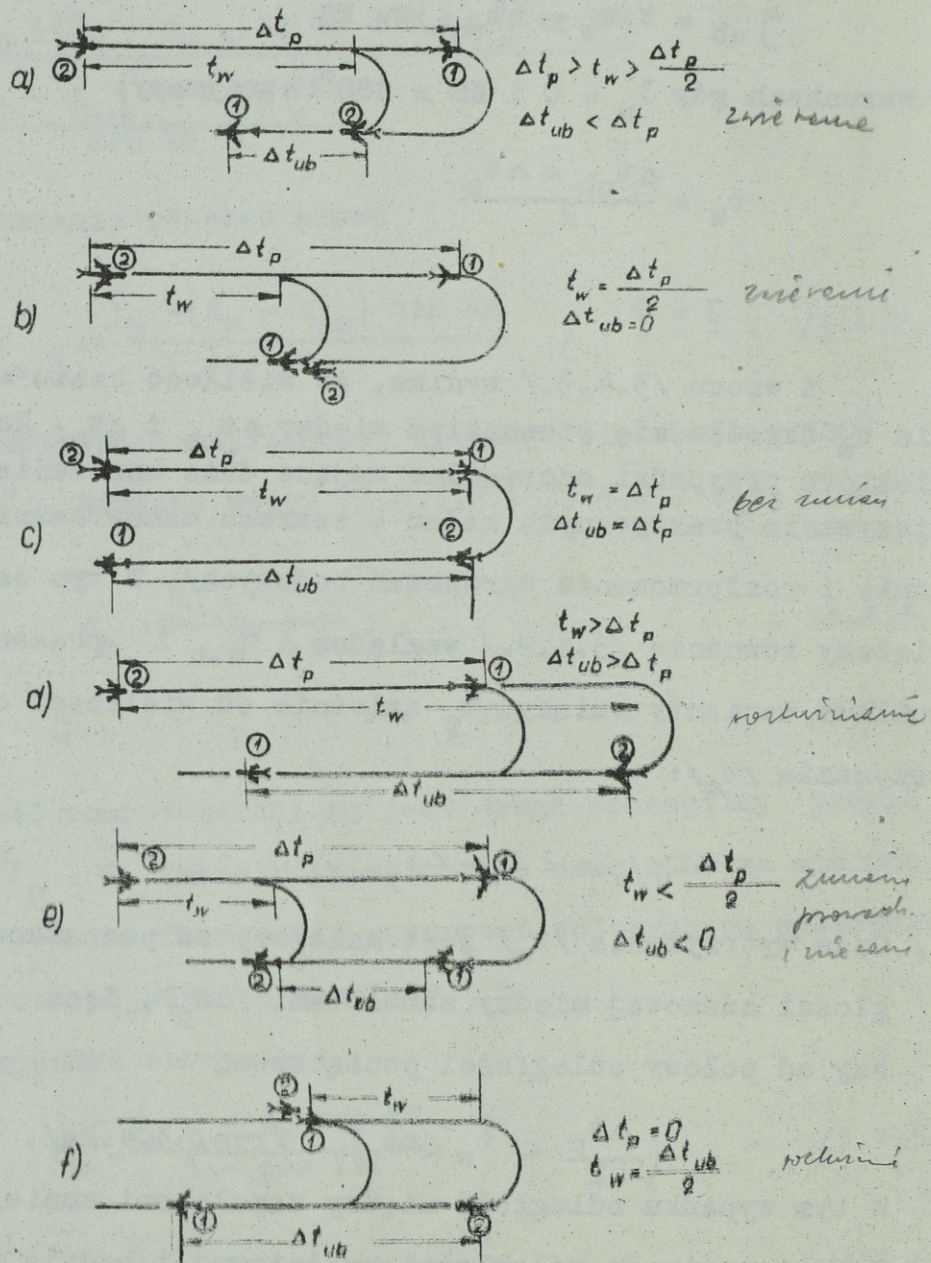
1/ Czas wytrzymania t_w jest mniejszy od początkowej odległości czasowej między samolotami Δt_p , lecz jest większy od połowy odległości początkowej

$$\left(\frac{\Delta t_p}{2} < t_w < \Delta t_p \right) \quad /rys. 3.4.2a/.$$

W tym wypadku odległość między samolotami zmniejszy się w porównaniu do odległości wyjściowej i będzie równa $\Delta t_{u.b}$, to znaczy $\Delta t_{u.b} < \Delta t_p$. Tego rodzaju zmianę odległości nazywamy zwieraniem i jest ona szeroko wykorzystywana dla formowania ugrupowań bojowych.

2/ Czas wytrzymania jest równy połowie odległości wyjściowej $t_w = \frac{\Delta t_p}{2}$ /rys. 3.4.2b/. W rezultacie tego manewru odle-

głość między samolotami będzie równa zero $\Delta t_{u.b} = 0$, w związku z czym zajmą one miejsce w ugrupowaniu bojowym.



Rys. 3.4.2.

3/ Czas wytrzymania jest równy odległości wyjściowej między samolotami $t_w = \Delta t_p$ /rys. 3.4.2c/. Rzeczą oczywistą jest, że po wykonaniu tego manewru odległość czasowa między sa-

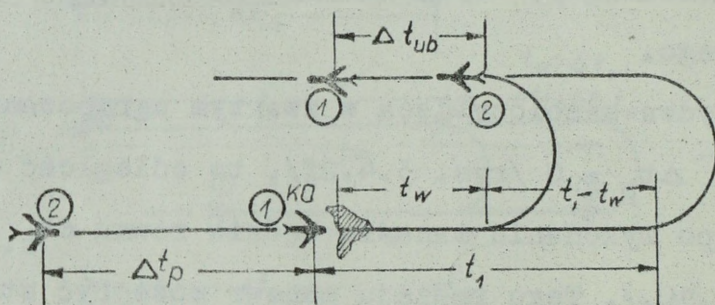
molotami nie zmieni się $\Delta t_{u.b} = \Delta t_p$ i nastąpi tylko zmiana kierunku lotu.

- 4/ Czas wytrzymania jest większy od odległości czasowej między samolotami $t_w > \Delta t_p$ /rys. 3.4.2d/. W tym wypadku nastąpi zwiększenie odległości między samolotami $\Delta t_{u.b} > \Delta t_p$ /. Tego rodzaju manewr nazywany jest rozluźnianiem i wykorzystywany jest do rozformowania ugrupowań bojowych.
- 5/ Czas wytrzymania jest mniejszy od połowy odległości wyjściowej między samolotami $t_w < \frac{\Delta t_p}{2}$ / /rys. 3.4.2e/. W wyniku tego manewru odległość między samolotami zmieni znak. Po wykonaniu tego manewru samolot prowadzon wyjdzie przed samolot prowadzący, czyli nastąpi przeformowanie ugrupowania bojowego.
- 6/ Jeżeli obydwa samoloty lecą w zwartym ugrupowaniu bojowym, to znaczy $\Delta t_p = 0$ /rys. 3.4.2f/, to odległość między samolotami po wykonaniu manewru będzie równa $\Delta t_{u.b} = 2 t_w$ /wzór 3.4.10./ . Tego rodzaju manewr może być stosowany przy rozluźnianiu ugrupowania bojowego przed lądowaniem , na poligonie itp.

Tak więc w rezultacie wykonania kolejnych skrętów można zewrzeć, rozluźnić lub przeformować ugrupowanie bojowe.

W celu zmiany odległości między samolotami, samoloty prowadzone wykonują skręt po upływie określonego czasu t_w od czasu rozpoczęcia skrętu przez samolot prowadzący. W wielu wypadkach liczenie czasu wytrzymania jest bardziej wygodne od momentu przelotu jakiegoś obiektu kontrolnego, co zwiększa dokładność wykonania manewru i zmniejsza ilość komend podawanych w sieci radiowej.

Obliczanie i wykonywanie kolejnych skrętów, gdy czas wytrzymania liczony jest od momentu przelotu obiektu naziemnego, ma właściwości, które rozpatrzmy poniżej. Załóżmy, że po czasie t_1 /rys. 3.4.3./ po przelocie obiektu kontrolnego /KO/ samolot prowadzący rozpoczął wykonywanie skrętu o 180° . Należy określić dla samolotu prowadzącego czas wytrzymania zapewniający ustalenie nakazanej odległości czasowej w ugrupowaniu bojowym, gdy znana jest odległość wyjściowa Δt_p i prędkości podróżne W_1 i W_2 . Wówczas zgodnie z rys. 3.4.3. można ułożyć następujące równanie dla samolotu prowadzącego i prowadzonego:



Rys. 3.4.3.

$$t_1 + t_{180} + \frac{W_1(t_1 + t_w)}{W_2} + \Delta t_{u.b} = \Delta t_p + t_w + t_{180} \quad /3.4.11./$$

Lewa i prawa część równania oznaczają czas, który upływa od chwili wyjścia samolotu prowadzącego na obiekt kontrolny /KO/ do chwili zakończenia manewru, to znaczy do chwili osiągnięcia przez samolot prowadzony nakazanej odległości czasowej w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b}$. Ze wzoru /3.4.11./ otrzymamy:

$$t_1 \left(1 + \frac{W_1}{W_2}\right) + \Delta t_{u.b} - \Delta t_p = t_w \left(1 + \frac{W_1}{W_2}\right)$$

$$t_w = t_1 + \frac{\Delta t_{u.b} - \Delta t_p}{1 + \frac{W_1}{W_2}} \dots \dots \dots /3.4.12./$$

lub

$$t_w = t_1 + \frac{W_1}{W_1 + W_2} (\Delta t_{u.b} - \Delta t_p) \dots \dots \dots /3.4.13./$$

Jeżeli manewr wykonywany jest bez uwzględnienia wpływu wiatru, to $W_1 = W_2 = V$ i

$$t_w = t_1 + \frac{\Delta t_{u.b} - \Delta t_p}{2} \dots \dots \dots /3.4.14./$$

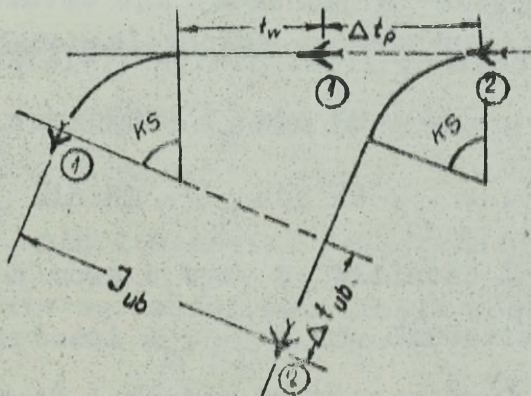
Należy zauważyć, że mierząc czas od KC podczas zwierania $\Delta t_p > \Delta t_{u.b}$ /czas wytrzymania powinien być tak dobrany przez samolot prowadzący, żeby u samolotów prowadzonych nie zaistniała sytuacja, że $t_w < 0$, co oznacza, że skręt byłby wykonywany przed obiektem kontrolnym.

A więc:

$$t_1 \geq t_w - \frac{\Delta t_{u.b} - \Delta t_p}{2}$$

Jeżeli założymy, że u prowadzącego czas wytrzymania może być równy zero $t_w = 0$, to prowadzony powinien lecieć przez czas:

$$t_1 = \frac{\Delta t_p - \Delta t_{u.b}}{2}$$



Rys. 3.4.4.

Wszystko, o czym była mowa dotyczy przypadku, gdy jako pierwszy rozpoczyna manewr samolot prowadzący. Dość częste jednak są wypadki, gdy jako pierwszy rozpoczyna manewr samolot prowadzony /na przykład podczas rozpuszczania do lądowania/. Wzory do obliczeń można łatwo wyprowadzić, analogicznie jak wzory /3.4.1./ i /3.4.2./. Wypiszemy je bez wyprowadzenia dla wypadku, gdy $\mathcal{J}_p = 0$ /rys. 3.4.4./:

$$t_w = \frac{\Delta t_p \cos KS - \Delta t_{u.b}}{1 - \cos KS}$$

$$\mathcal{J}_{ub} = V(\Delta t_p + t_w) \sin KS \dots \dots \dots /3.4.15./$$

Jeżeli w wyniku manewru należy zmienić odległość bez przeformowania, to znaczy, żeby $t_{u.b} > 0$, otrzymamy:

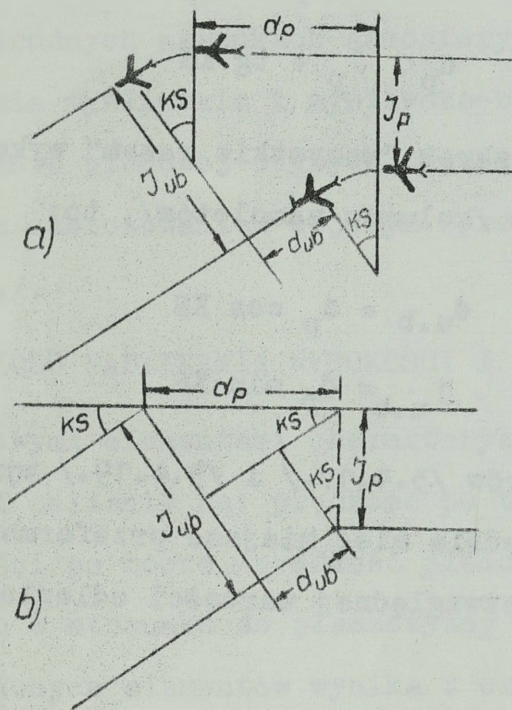
$$\Delta t_p \cos KS > \Delta t_{u.b} (1 - \cos KS)$$

lub

$$t_w < \Delta t_p \frac{\cos KS}{1 - \cos KS} \dots \dots \dots /3.4.16./$$

Na zakończenie rozpatrzmy przypadek, gdy samoloty rozpoczynają skręt jednocześnie /"wszystkie razem"/. Rzeczą oczywistą jest, że jeśli między samolotami są ustalone odległości i odstępy wyjściowe, to po wykonaniu jednoczesnego skrętu "wszystkie razem" o jednakowy kąt ustalone zostaną nowe odległości i odstępy /rys. 3.4.5a/. Wielkość tych odstępów i odległości będzie zależna od kąta i kierunku skrętu.

Wyprowadzimy niezbędne zależności dla określenia odległości i odstępów między samolotami po wykonaniu skrętu.



Rys. 3.4.5.

Rozpatrzmy rys. 3.4.5b. Ponieważ obydwa samoloty jednocześnie wykonują skręt o jednakowy kąt, można pominąć tor skrętu i analizować schemat manewru, zakładając, że skręt jest wykonywany błyskawicznie. Dla przyjętego założenia można wypisać następujące zależności geometryczne:

$$d_{u.b} = d_p \cos KS - J_p \sin KS \dots \dots \dots /3.4.17./$$

$$J_{u.b} = d_p \sin KS + J_p \cos KS \dots \dots \dots /3.4.18./$$

Była już mowa o tym, że wielkość i znak $d_{u.b}$ i $J_{u.b}$ zależne są od wartości d_p , J_p i KS . Określimy warunki, przy których odległość i odstęp zmieniają znak, to znaczy, gdy będzie miało miejsce przeformowanie. Będzie to w wypadku,

gdy

$$d_{u.b} < 0$$

$$d_p \cos KS - J_p \sin KS < 0$$

lub

$$d_p < J_p + \operatorname{tg} KS$$

/3.4.19./

Jeżeli skręt "wszystkie razem" wykonywany jest w warunkach $J_p = 0$ /kolumna samolotów/, to:

$$d_{u.b} = d_p \cos KS$$

$$J_{u.b} = d_p \sin KS$$

Ze wzorów /3.4.17./ i /3.4.19./ wynika, że przy $KS = 180^\circ$ zawsze będzie mieć miejsce przeformowanie ugrupowania z zachowaniem bezwzględnej wartości odległości wyjściowej.

4. MANEWROWANIE WYSOKOŚCIĄ LOTU

Manewrowanie wysokością lotu najczęściej zabezpiecza nabieranie wysokości i zniżanie, a także bezpieczeństwo lotu w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych. Oprócz tego w lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym manewrowanie w płaszczyźnie pionowej odgrywa dużą rolę podczas wykonywania lotów z zastosowaniem bojowym /przechwytywanie, bombardowanie itp./.

4.1. DŁUGOTRWAŁOŚĆ NABIERANIA WYSOKOŚCI I ZNIŻANIA

Podstawowymi elementami charakteryzującymi nabieranie wysokości i zniżanie są: prędkość po torze V , składowa pionowa prędkość po torze /prędkość pionowa V_z / oraz kąt nachylenia toru w stosunku do płaszczyzny poziomej Θ . Zależność wymienionych elementów wynika z czwartego równania układu /1.3.2./

$$V_z = \dot{H} = V \sin \Theta$$

Od prędkości pionowej nabierania wysokości lub zniżania zależna jest długotrwałość manewru, który jest bardzo ważnym wskaźnikiem bojowym. Rozpatrzmy, w jaki sposób określa się długotrwałość nabierania wysokości lub zniżania. Jeżeli samolot nabiera wysokość lub zniża się ze stałą prędkością pionową, to długotrwałość nabierania wysokości lub zniżania można określić stosując wzór:

$$t_{wzn/zn} = \frac{H_2 - H_1}{V_z} \dots \dots \dots /4.1.1./,$$

gdzie H_2 - wysokość zakończenia nabierania wysokości /zniżania/;

H_1 - wysokość rozpoczęcia nabierania wysokości /znizania/.

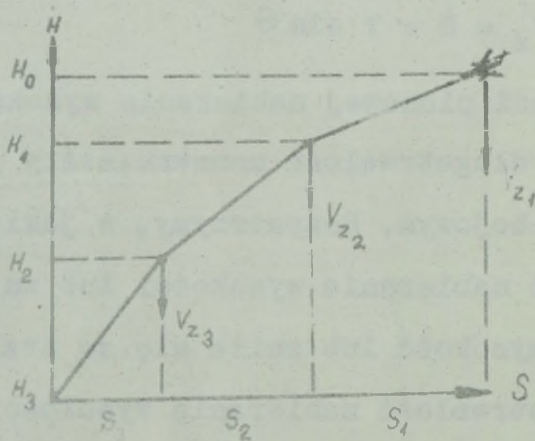
Długość odcinka nabierania wysokości lub . zniżania $S_{wzn/zn/}$ może być obliczona za pomocą wzoru:

$$S_{wzn/zn/} = v_x \cdot t_{wzn/zn/} = \frac{v_x}{v_z} /H_2 - H_1/ \dots /4.1.2./,$$

gdzie

$$v_x = \sqrt{v^2 - v_z^2} \text{ - pozioma składowa prędkości po torze.}$$

Najczęściej spotykamy się z przypadkiem, gdy nabieranie wysokości i zniżanie odbywa się z różnymi prędkościami pionowymi, z tym, że na oddzielnych odcinkach toru nabiera - nia wysokości lub zniżania prędkość pionowa jest stała /rys. 4.1.1./. Odcinki przejścia do kolejnej prędkości pionowej można pominąć.



Rys. 4.1.1.

$$n/zn/ = \frac{H_0 - H_1}{v_{z1}} + \frac{H_1 - H_2}{v_{z2}} + \frac{H_2 - H_3}{v_{z3}}$$

lub

$$t_{wzn/zn/} = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta H_i}{V_{z_i}} \dots \dots \dots /4.1.3./,$$

gdzie ΔH_i - różnica wysokości, na której utrzymuje się stałą prędkość pionową V_{z_i} .

Długość odcinka nabierania wysokości lub zniżania w tym wypadku jest równa:

$$S_{wzn/zn/} = S_3 + S_2 + S_1,$$

gdzie $S_3 = V_{x_3} t_{wzn/zn/3}$; $S_2 = V_{x_2} t_{wzn/zn/2}$; $S_1 = V_{x_1} t_{wzn/zn/1}$

lub

$$S_{wzn/zn/} = \sum_{i=1}^n V_{x_i} t_{wzn/zn/i} \dots \dots \dots /4.1.4./$$

Zazwyczaj warunki i parametry nabierania wysokości i zniżania podawane są w odpowiednich instrukcjach do obliczania zasięgu i długotrwałości lotu. Jednak w konkretnej sytuacji warunki lotu mogą różnić się od wskazanych w instrukcjach. W tych wypadkach $t_{wzn/zn/}$ i $S_{wzn/zn/}$ oblicza się dla poszczególnych odcinków.

Podczas zniżania współczesne samoloty w większości wypadków utrzymują nakazane warunki, zachowując stałą prędkość przyrzadową lotu.

Prędkość pionowa zniżania może być albo stała, albo może ciągle się zmieniać. Tego rodzaju warunki zniżania umożliwiają dość dokładne obliczenie długotrwałości i długości odcinka zniżania, a także dokonywanie kontroli podczas przebijania chmur i zniżania w trudnych warunkach atmosferycznych.

Jeżeli zniżanie realizowane jest ze stałą prędkością przyrządową i na stałych obrotach silnika, to pionowa prędkość lotu będzie się zmieniać. Charakter zmiany prędkości pionowej jest dość złożony i zależy od charakteru zmiany prędkości rzeczywistej V_T oraz ciągu silnika P podczas zniżania.

Analogiczna sytuacja ma miejsce podczas zniżania ze stałą prędkością rzeczywistą lotu. Dlatego też w tych wypadkach długość i długość odcinka zniżania określa się doświadczalnie i podaje w odpowiednich instrukcjach.

4.2. ANALIZA DOKŁADNOŚCI WYKONANIA MANEWRU WYSOKOŚCIĄ LOTU /NABIERANIE WYSOKOŚCI I ZNIŻANIE/

Manewrowanie wysokością lotu ma miejsce podczas wykonywania każdego lotu. Wyjście na ustaloną wysokość lotu odbywa się przez nabieranie wysokości lub zniżanie w określonym czasie, co zapewnia bezpieczeństwo lotu w nocy i podczas przebijania chmur w górę i w dół. Jednak osiągnięcie dużej dokładności wyjścia na ustaloną wysokość przy pomocy istniejących przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych /wariometr, wysokościomierz i prędkościomierz/ jest trudne, ponieważ wariometr wskazuje tylko bieżące wartości prędkości pionowej, na których podstawie nie można określić nagromadzonego od chwili rozpoczęcia manewru błędu.

Nabieranie wysokości z utrzymaniem obliczeniowej wartości prędkości powietrznej lotu po torze również nie zapewnia dużej dokładności nabierania wysokości lub zniżania w ustalonym czasie.

Oprócz tego dużą rolę odgrywa dokładność wykonania ma-

newru wysokością w stosunku do określonego miejsca, ponieważ znaczne błędy w wyjściu na obliczoną wysokość, szczególnie podczas zniżania, mogą wpłynąć na bezpieczeństwo lotu.

Rozpatrzmy, od czego zależna jest dokładność nabierania wysokości i zniżania i jakie są sposoby jej zwiększania.

Założmy, że na określonym odcinku nabierania /zniżania/ prędkość pionowa ma wartość stałą. Wtedy:

$$t_{wzn/zn/} = \frac{\Delta H}{V_z},$$

gdzie ΔH - wysokość, którą nabiera /wytraca/ samolot z prędkością pionową.

Rzecz oczywista, że w tym przypadku średni błąd kwadratowy w utrzymaniu ustalonego czasu będzie równy:

$$\sigma_{t_{wzn/zn/}} = \sqrt{\sigma_{t_{V_z}}^2 + \sigma_{t_{wzn/zn/}}^2}$$

lub

$$\sigma_{t_{wzn}} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_H}{V_z}\right)^2 + \left(\frac{H \sigma_{V_z}}{V_z^2}\right)^2} \dots \dots \dots /4.2.1./$$

Z otrzymanego wzoru wynika, że błąd $\sigma_{t_{wzn/zn/}}$ jest zależny od dokładności utrzymania prędkości pionowej i od błędu w wysokości lotu. Analiza wzoru wykazuje, że błąd $\sigma_{t_{wzn/zn/}}$ rośnie ze wzrostem przedziału nabierania wysokości lub zniżania i maleje przy zwiększaniu prędkości pionowej.

Zaznaczmy przy tym, że pierwszy wniosek wskazuje jedną z dróg zwiększania dokładności manewru zmiany wysokości, którą nabiera się /wytraca się/ bez kontroli warunków zniżania. Polega ona na prowadzeniu okresowej kontroli przy pomocy wysokościomierza barometrycznego i sekundomierza, o czym powiemy niżej.

Błędy wyjścia na wysokość ustaloną w stosunku do określonego miejsca można określić wykorzystując czwarte i piąte równanie układu /1.3.2./:

$$dx = V \cos \Theta \cos k \, dt,$$

$$dy = V \cos \Theta \sin k \, dt.$$

Rozpatrzmy zniżanie samolotu jako najbardziej ważny etap lotu.

Ponieważ zniżanie wykonywane jest w płaszczyźnie pionowej, to $k = \text{const}$. Oprócz tego założymy, że zniżanie na rozpatrywanym odcinku wykonywane jest ze stałą prędkością pionową i przyrządową $/V_z = \text{const}, V_{\text{prz.}} = \text{const}/$, co jest bardzo charakterystyczne dla współczesnych samolotów.

Dla oceny błędów wyjścia na wysokość nakazaną w stosunku do określonego miejsca przyjmiemy prędkość rzeczywistą równą jej średniej wartości $V_{\text{śr}}$:

$$V_{\text{śr}} = \frac{\Delta H_1 V_1 + \Delta H_2 V_2 + \dots + \Delta H_i V_i}{\Delta H_1 + \Delta H_2 + \dots + \Delta H_i},$$

gdzie ΔH_i - zakres wysokości, na którym można zakładać, że

$$V_i = \text{const}.$$

Wtedy pozioma składowa prędkości $/V_x/$ może być obliczona za pomocą wzoru:

$$V_x = \sqrt{V_{\text{śr}}^2 - V_z^2},$$

A więc:

$$dx = \sqrt{V_{\text{śr}}^2 - V_z^2} \cos k \, dt,$$

$$dy = \sqrt{V_{\text{śr}}^2 - V_z^2} \sin k \, dt$$

lub

$$\left. \begin{aligned} x &= \sqrt{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2} \cos k t \\ y &= \sqrt{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2} \sin k t \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /4.2.2./$$

Praktycznie pilot zniżając się ustala nakazaną prędkość pionową i drogą zmiany obrotów silnika dobiera konieczną prędkość przyrządową. Dlatego też dokładność wyjścia na ustaloną wysokość będzie zależna od błędów utrzymania prędkości przyrządowej i pionowej oraz kursu zniżania.

Wiadomo, że $v = v_{\text{prz}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$. A więc podczas zniżania od wysokości H_1 do H_2 błąd średni w utrzymaniu prędkości rzeczywistej lotu będzie równy:

$$\Delta v_{\acute{s}r} = \Delta v_{\text{prz}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{H_{\acute{s}r}}}}$$

gdzie $\rho_{H_{\acute{s}r}}$ - gęstość powietrza na wysokości $H_{\acute{s}r} = \frac{H_1 + H_2}{2}$

Wówczas z równania /4.2.2./ można otrzymać równanie dla średnich błędów kwadratowych wyjścia na nakazaną wysokość w stosunku do określonego miejsca:

$$\sigma_{x_V} = \sqrt{\left(\frac{v_{\acute{s}r} t \cos k}{\sqrt{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2}} \sigma_{v_{\acute{s}r}}} \right)^2 + \left(\frac{v_z t \cos k}{\sqrt{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2}} \sigma_{v_z} \right)^2}$$

lub

$$\sigma_{v_{\acute{s}r}} = \sqrt{\frac{v_{\acute{s}r}^2 \sigma_{v_{\acute{s}r}}^2 + v_z^2 \sigma_{v_z}^2}{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2}} \cos k t \dots \dots /4.2.3./$$

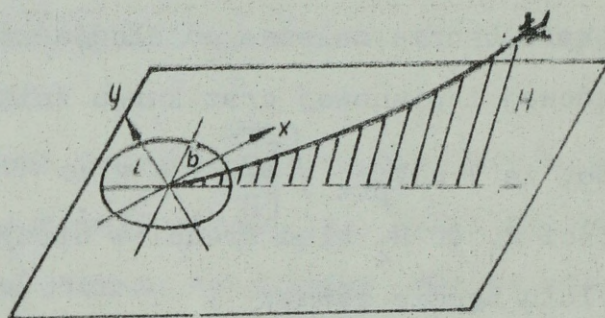
Analogicznie

$$\sigma_{y_V} = \sqrt{\frac{v_{\acute{s}r}^2 \sigma_{v_{\acute{s}r}}^2 + v_z^2 \sigma_{v_z}^2}{v_{\acute{s}r}^2 - v_z^2}} \sin k t \dots \dots /4.2.4./$$

Błędy σ_{x_V} i σ_{y_V} będą powodować odchylenie punktu wyjścia na nakazaną wysokość w odległości /rys. 4.2.1./, to zna -

czy w płaszczyźnie zniżania. Wielkość tego odchylenia l jest równa:

$$l = \sqrt{\sigma_{x_V}^2 + \sigma_{y_V}^2} = \sqrt{\frac{v_{\dot{s}r}^2 \sigma_{\dot{s}r}^2 + v_z^2 \sigma_z^2}{v_{\dot{s}r}^2 - v_z^2}} t \quad /4.2.5./$$



Rys. 4.2.1.

Wzory na obliczanie błędów, które powstają na skutek niedokładnego utrzymywania kursu zniżania, otrzymamy również z równań /4.2.2./:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{x_k} &= \sqrt{v_{\dot{s}r}^2 - v_z^2} \sin t \sigma_k \\ \sigma_{y_k} &= \sqrt{v_{\dot{s}r}^2 - v_z^2} \cos t \sigma_k \end{aligned} \right\} \dots \dots /4.2.6./$$

Rzecz oczywista, że na skutek błędów w kursie zniżania będzie mieć miejsce odchylenie punktu wyjścia w kierunku (b), to znaczy prostopadle do płaszczyzny zniżania. A zatem wielkość b będzie równa:

$$b = \sqrt{\sigma_{x_k}^2 + \sigma_{y_k}^2} = \sqrt{v_{\dot{s}r}^2 - v_z^2} t \sigma_k \quad \dots /4.2.7./$$

Ogólny średni kwadratowy błąd kołowy wyjścia na ustalony punkt na ustalonej wysokości (σ_r) jest równy:

$$\sigma_r = \sqrt{l^2 + b^2}$$

lub

$$\sigma_r = t \sqrt{\frac{v_{\dot{r}}^2 \sigma v_{\dot{r}}^2 + v_z^2 \sigma v_z^2}{v_{\dot{r}}^2 - v_z^2} + (v_{\dot{r}}^2 - v_z^2) \sigma_k^2} \quad \dots /4.2.8./$$

Dla współczesnych samolotów wartość średniego kwadratowego błędu kołowego σ_r waha się w przedziale 2-3 km. Jednak przy tym nie uwzględnia się błędu w określeniu miejsca samolotu w punkcie rozpoczęcia zniżania ($\sigma_{r_{MS}}$). Dlatego, też praktycznie dokładność wyjścia na punkt obliczeniowy na ustalonej wysokości będzie charakteryzowana średnim kwadratowym błędem σ_r' :

$$\sigma_r' = \sqrt{\sigma_r^2 + \sigma_{r_{MS}}^2}$$

Analiza wzoru 4.2.8. umożliwia wyciągnięcie następujących wniosków:

- średni błąd kwadratowy wyjścia na ustalony punkt jest tym większy im większy jest czas manewru t lub - co jest jednoznaczne - im większa jest wysokość rozpoczęcia manewrowania;
- największy wpływ wywiera błąd w utrzymaniu kursu zniżania, który powoduje boczne odchylenia samolotu;
- zwiększenie prędkości przyrzadowej lotu podczas zniżania będzie powodować zwiększenie błędów σ_r , a v_z zwiększenie prędkości pionowej - zmniejszanie błędów σ_r .

W tych wypadkach, gdy kontroluje się przebieg zniżania

nia po nakazanym torze z pokładu samolotu lub z ziemi, błąd wyjścia można w sposób istotny zmniejszyć, ponieważ we wzorze /4.2.8./ czas t jest zależny od częstotliwości kontroli.

Należy mieć na uwadze, że przytoczona ocena dokładności dotyczy przypadku, gdy zniżanie odbywa się w warunkach utrzymywania określonych wartości prędkości pionowej.

Przy zniżaniu ze stałą prędkością przyrządowa/lub rzeczywista/ i na stałych obrotach silnika dokładność wyjścia będzie zależna od dokładności utrzymania kursu zniżania i prędkości lotu.

Jeżeli założymy że prędkość pionowa zniżania jest równa swej średniej wartości:

$$v_{z\acute{s}r} = \frac{\Delta H_1 v_{z1} + \Delta H_2 v_{z2} + \dots + \Delta H_n v_{zn}}{\Delta H_1 + \Delta H_2 + \dots + \Delta H_n},$$

to błąd wyjścia σ_r może być oceniony analogicznie

$$x = \sqrt{v^2 - v_{z\acute{s}r}^2} \cos k t,$$

$$y = \sqrt{v^2 - v_{z\acute{s}r}^2} \sin k t,$$

Błędy boczne powstające na skutek nieutrzymania kursu

(b) zgodnie ze wzorem /4.2.7./ są równe:

$$b = \sqrt{v^2 - v_{z\acute{s}r}^2} t \sin k t \dots \dots \dots /4.2.9./$$

Wielkość błędu l jest zależna tylko od błędu utrzymania prędkości v :

$$l = \frac{v_0 v}{\sqrt{v^2 - v_{z\acute{s}r}^2}} t \dots \dots \dots /4.2.10./$$

Sredni kwadratowy bład σ_r będzie pówny:

$$\sigma_r = \sqrt{\frac{v^2 \sigma_v^2}{v^2 - v_{z_{\acute{s}r}}^2} + (v^2 - v_{z_{\acute{s}r}}^2) \sigma_k^2} \quad \dots /4.2.11./$$

Z przytoczonych wzorów wynika, że w tym przypadku bład σ_r będzie nieco mniejszy na skutek zmniejszenia wielkości l .

4.3. SPOSOBY ZWIĘKSZANIA DOKŁADNOŚCI NABIERANIA WYSOKOŚCI /ZNIŻANIA/

Zwiększanie dokładności nabierania wysokości i zniżania przy istniejącym wyposażeniu nawigacyjno-pilotażowym wymaga wielokrotnego przeprowadzania kontroli i poprawiania warunków lotu podczas procesu wykonywania manewru.

Kontrola polega na okresowym /co 500 lub 1000 m/ porównywaniu czasu obliczeniowego nabierania wysokości lub zniżania z czasem rzeczywistym. Na podstawie porównania czasów poprawia się warunki lotu w ten sposób, by wykluczyć dalsze błędy i zlikwidować skutki błędów, które zostały popełnione.

Tego rodzaju kontrola może być przeprowadzana za pomocą wysokościomierza barometrycznego i sekundomierza. W tym celu nawigator lub pilot powinien zawnazu przygotować specjalną tabelę, która pozwoli z dostateczną dokładnością określić różnicę między obliczeniowym i rzeczywistym czasem nabierania wysokości lub zniżania.

Tabela 4.3.1.

Wskazania wysokościomierza /m/	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
Wskazania sekundomierza /sek /	włącznie	0'35"	1'05"	1'40"	2'15"	2'45"	3'35"	4'25"

Czas nabierania wysokości dla opracowania tabeli oblicza się za pomocą wzoru /4.1.1./. Przy tym ustala się odpowiednie wysokości i przyjmuje prędkości pionowe, które można odczytać z instrukcji do obliczania zasięgu i długo - trwałości lotu.

W chwili rozpoczęcia nabierania wysokości należy włączyć sekundomierz, a następnie w miarę nabierania wysokości porównywać rzeczywiste wskazania sekundomierza z obliczeniowymi. W razie konieczności należy skorygować prędkość nabierania wysokości. Wielkość i znak poprawki nawigator /pilot/ powinien pamiętać.

Rozpatrzmy, w jaki sposób można obliczyć wartość tych poprawek. Jeżeli dokonujemy odczytu i porównania rzeczywistego i obliczeniowego czasu nabierania wysokości lub zniżania ze skokiem ΔH , to obliczeniową wartość czasu nabierania wysokości lub zniżania określamy za pomocą wzoru:

$$t_{obl} = \frac{\Delta H}{V_z}$$

Rzeczywiste warunki nabierania wysokości /zniżania/ będą różne od obliczeniowych i w rezultacie tego czas rzeczy-

wistą zmiany wysokości ΔH będzie większy lub mniejszy od obliczeniowego:

$$\pm \Delta t = t_{rz} - t_{obl}$$

Rzecz oczywista, że w tym wypadku cały pozostały czas nabierania wysokości lub zniżania również będzie różny od obliczeniowego o Δt :

$$t_{poz.rz} = t_{poz.obl} \pm \Delta t_{obl},$$

gdzie $t_{poz.rz}$ - pozostały czas nabierania wysokości lub zniżania;

$t_{poz.obl}$ - pozostały czas obliczeniowy nabierania wysokości lub zniżania.

W celu więc wykonania manewru w ustalonym czasie należy wprowadzić poprawkę do prędkości pionowej /albo prędkości rzeczywistej/w ten sposób, by błąd Δt był zlikwidowany w pozostałym czasie.

Określimy zależność między potrzebną zmianą prędkości pionowej i wartością Δt . Pozostały czas rzeczywisty powinien być równy:

$$t_{poz.rz} = \frac{\Delta H}{V_z \pm \Delta V_z}$$

lub

$$t_{poz.obl} \pm \Delta t = \frac{\Delta H}{V_z \pm \Delta V_z} \dots \dots \dots /4.3.1./$$

Rozwiążemy to równanie względem ΔV_z , podstawiając

$$V_z = \frac{\Delta H}{t_{poz.obl}}$$

$$\Delta V_z = \frac{\Delta H \Delta t}{t_{poz.obl} / t_{poz.obl} \pm \Delta t} \dots \dots \dots /4.3.2./$$

Znak "plus" w mianowniku odpowiada wcześniejszemu wyjściu na wysokość obliczeniową, a znak "minus" - później - szemu.

Jeżeli zniżanie wykonywane jest ze zmienną prędkością pionową /przy $V_{prz} = const$ /, to nie jest celowe wprowadzanie poprawki do prędkości przyrządowej, ponieważ zależność między V_{prz} a V_z jest dość złożona. Dlatego też warunki zniżania należy korygować w sposób przybliżony. W tym celu - po odczytaniu wartości prędkości pionowej na odcinku kontroli - należy wprowadzić poprawkę ΔV_z /patrz wzór 4.3.2./, zakładając, że $V_z = const$. Wprowadzenie tej poprawki przy niezmiennych obrotach silnika spowoduje potrzebną zmianę prędkości przyrządowej zniżania.

Ponieważ rzeczywista prędkość pionowa nie jest stała, to należy powtórnie przeprowadzić kontrolę i na podstawie jej wyników poprawić prędkość pionową o połowę wartości poprawki ΔV_z .

Wartości poprawek ΔV_z dla potrzebnego zakresu należy obliczyć z góry, a rezultaty obliczeń ująć w tabeli.

4.4. BEZPIECZNA RÓŻNICA WYSOKOŚCI

Dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu grupy samolotów po jednej trasie w nocy lub w trudnych warunkach atmosferycznych należy rozśrodkować samoloty na bezpieczne różnice wysokości / h_{bez} /, które ustala się zarówno podczas wykonywania lotu poziomego, jak też podczas nabierania wysokości lub zniżania.

Przy określaniu wielkości h_{bez} punktem wyjścia są możliwe błędy w utrzymaniu ustalonej wysokości lotu i warun -

ków lotu, z tym, że należy wykluczać przypadki jednoczesne - go wyjścia dwóch lub kilku samolotów na jedną płaszczyznę . Dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu prawdopodobieństwo tego, że to nie nastąpi, powinno być dość duże /zbliżone do jedności/.

Bezpieczną różnicę wysokości w locie poziomym określa się biorąc pod uwagę następujące względy. Założymy, że dwa samoloty lecące na różnych wysokościach utrzymują ustaloną wysokość według wysokościomierza barometrycznego. Znaczy to, że dokładność utrzymywania tej wysokości będzie zależna od błędów pilotażowych /błędy utrzymania ustalonej wysokości Δh_u i błędów pomiaru ustalonej wysokości Δh_{pom} . Drugi błąd jest albo błędem wysokościomierza powstałym z powodu braku danych o temperaturze i ciśnieniu na poziomie terenu, nad którym się przelatuje, albo błędem radiowysokościomierza, który wykorzystywany jest do korygowania wskazań wysokościomierza barometrycznego.

Założymy, że zbliżenie samolotów pod względem wysokości nie może być mniejsze niż wielkość gwarancyjnej różnicy wysokości Δh_{gw} , którą ustala się w zależności od warunków lotu w zakresie od 50 do 150 m. Wówczas jako bezpieczną różnicę wysokości między dwoma samolotami można przyjąć sumę bezwzględnych wartości wszystkich błędów, które mogą być popełnione przez każdą załogę samolotu. Znaczy to, że każdy samolot popełnia błąd w najbardziej niewygodną stronę. W tym wypadku prawdopodobieństwo tego, że odległość między samolotami pod względem wysokości będzie nie mniejsza niż Δh_{gw} będzie zbliżone do jedności.

A więc dla lotu poziomego bezpieczna różnica wysokości, którą nazwano wysokością urzutowania, może być określona za pomocą wzoru /rys. 4.4.1./:

$$h_{\text{bez}} = \Delta h_{\text{pom}_1} + \Delta h_{\text{pom}_2} + \Delta h_{u_1} + \Delta h_{u_2} + \Delta h_{\text{gw}} \dots /4.4.1./,$$

gdzie $\Delta h_{\text{pom}_{1,2}}$ - błędy pomiaru wysokości przez pierwszy i drugi samolot;

$\Delta h_{u_{1,2}}$ - błędy utrzymania ustalonej wysokości przez pierwszy i drugi samolot.

Założymy, że:

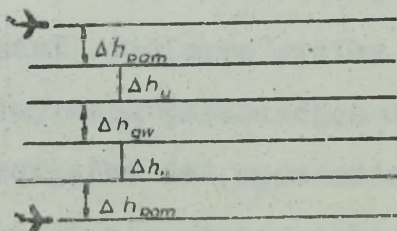
$$\Delta h_{\text{pom}_1} = \Delta h_{\text{pom}_2} = \Delta h_{\text{pom}}$$

$$\Delta h_{u_1} = \Delta h_{u_2} = \Delta h_u.$$

Wówczas

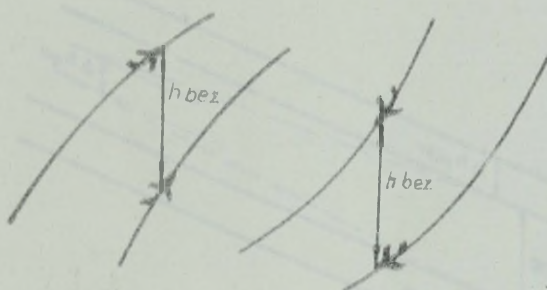
$$h_{\text{bez}} = 2(\Delta h_{\text{pom}} + \Delta h_u) + \Delta h_{\text{gw}} \dots /4.4.2./$$

Zgodnie z istniejącymi zaleceniami wysokość urzutowania powinna być nie mniejsza niż 300 m. W wypadku gdy przewiduje się manewr pod względem wysokości samolotów, lecących w ugrupowaniu bojowym, wysokość urzutowania zwiększa się o wielkość Δh_{man} .



Rys. 4.4.1.

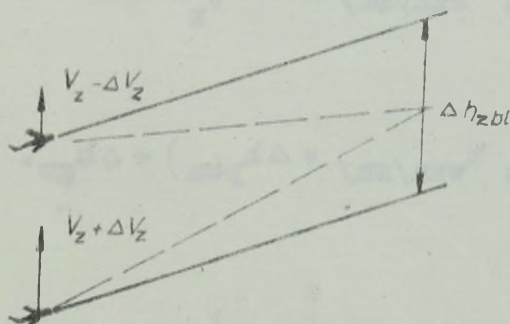
Zapewnienie bezpieczeństwa lotu podczas nabierania wysokości i zniżania oparte jest na tym, że lot w tym przypadku wykonywany jest po różnych torach, położonych w stosunku do siebie na minimalnych dopuszczalnych różnicach wysokości, przy których nie zajdzie możliwość zbliżenia torów na odległość mniejszą niż Δh_{gw} /rys.4.4.2./.



Rys. 4.4.2.

Założymy, że każdy samolot może popełniać błędy w utrzymaniu warunków nabierania wysokości lub zniżania (ΔV_z) tego rodzaju, że zaistnieje największe zbliżenie (Δh_{zbl}) /rys. 4.4.3./.

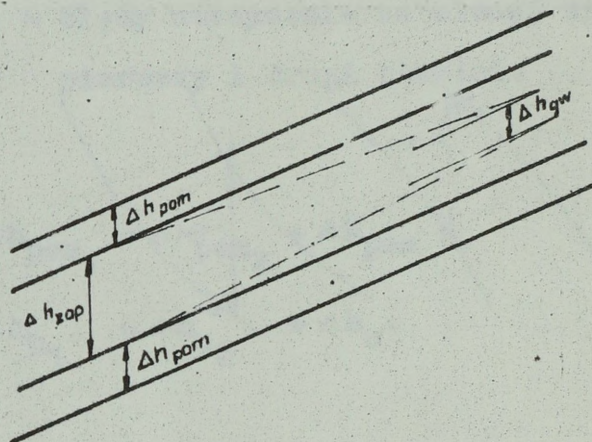
Oprócz tego, na bezpieczeństwo podczas nabierania wysokości i zniżania wpływają błędy pomiaru wysokości za pomocą wysokościomierzy barometrycznych (Δh_{pom}) .



Rys. 4.4.3.

Wówczas, jak wynika z rys. 4.4.3., bezpieczna różnica wysokości będzie równa:

$$h_{bez} = \Delta h_{zbl} + 2 h_{pom} + \Delta h_{gw} \quad /4.4.3./$$



Rys. 4.4.4.

Wielkość Δh_{zbl} z kolei można obliczyć za pomocą wzoru /rys. 4.4.3./:

$$\Delta h_{zbl} = 2 \Delta v_z t_{wzn/zn/} = 2 \frac{\Delta v_z}{v_z} \Delta H \dots \dots /4.4.4./$$

A więc

$$h_{bez} = 2(\Delta v_z t_{wzn/zn/} + \Delta h_{pom}) + \Delta h_{gw}.$$

Jeżeli podczas nabierania wysokości lub zniżania dokonuje się okresowej kontroli, o czym już była mowa, to wielkości h_{bez} będą się zmniejszać na skutek zmniejszenia $t_{wzn/zn}$

Na zakończenie należy zaznaczyć, że bezpieczne różnice wysokości podczas nabierania wysokości, jeśli chodzi o wielkość, mało różnią się od przewyższeń między rzutami w locie poziomym.

5. MANEWROWANIE W CELU WYJŚCIA NA CEL W USTALONYM CZASIE I Z USTALONEGO KIERUNKU

5.1. OCENA MOŻLIWEJ DOKŁADNOŚCI WYJŚCIA NA CEL W CZASIE

Podstawą uzgodnionych działań lotnictwa w czasie i miejscu jest dokładne wyjście na nakazane cele w nakazanym czasie, a szczególnie podczas działań w pobliżu wojsk własnych oraz wykonywania uderzeń jądrowych w ograniczonym rejonie.

Podczas działań na środki napadu raketowo- jądrowego nieprzyjaciela wykonanie uderzeń dokładnie w nakazanym czasie ma kapitalne znaczenie, ponieważ w przeciwnym przypadku nieprzyjaciel może zdążyć użyć środki jądrowe na nasze wojska.

Oprócz tego, wyjście na punkt obliczeniowy w nakazanym czasie odgrywa dużą rolę również podczas wykonywania szeregu innych zadań /formowanie ugrupowań bojowych i inne/.

Czas wyjścia na obiekty działań dla lotnictwa frontowego zazwyczaj podaje się podczas stawiania zadania bojowego. W wypadku, gdy czas lotu od WPT do celu przekracza 2 godz. nakazany czas wyjścia może być precyzowany drogą radiową.

Wykonanie uderzeń w nakazanym czasie jest typowe najbardziej w odniesieniu do frontowego lotnictwa bombowego i myśliwsko-bombowego.

W charakterze czasu nakazanego może być przyjęty czas zrzutu /odpalenia/ lub czas wybuchu środków rażenia, a także czas przelotu ustalonych obiektów.

Rzeczywisty czas wyjścia na cel będzie w zasadzie różnić się od ustalonego. Wielkość tej rozbieżności zależy od

stopnia uwzględnienia szeregu czynników, które wpływają na czas rzeczywisty przelotu po trasie.

Do tych podstawowych czynników należy zaliczyć:

- utrzymanie obliczeniowych warunków lotu i możliwości samolotu w zakresie manewrowania celem wyjścia na cel w nakazanym czasie;
- możliwości wstępnego uwzględnienia różnego rodzaju manewrów samolotu, które mogą wpłynąć na czas wyjścia na ustalony punkt/omijanie obłoków radioaktywnych, manewr przeciwności itp./;
- możliwości wstępnego uwzględnienia wiatru rzeczywistego na trasie lotu;
- dokładność wstępnych obliczeń nawigatorskich lotu i dokładność utrzymania nakazanego profilu, trasy i warunków lotu;
- wykonanie - zgodnie z obliczonym czasem startu - przelotu WPT i obiektów kontrolnych;
- uwzględnianie zawczasu błędów i wykonanie manewru w celach likwidacji;
- stworzenie rezerwy czasu równej 1-3% czasu lotu do celu/nie mniejszej niż 2 min /.

Dokładność wyjścia na cel na ogół zależy od błędów określenia wiatru podczas lotu /prędkości podróźnej/, od dokładności określenia ostatniego MS /od którego prowadzi się zliczenie drogi/, od zmienności wiatru na pozostałych odcinkach trasy lotu, a także od wydłużenia trasy powstałego wskutek bocznych odchylen i innych przyczyn.

Biorąc to pod uwagę założymy, że

$$t_c = \sqrt{\sigma t_w^2 + \sigma t_r^2 + \sigma t_u^2 + t_s^2}$$

$$\sigma_{t_c} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{VW}}{W^2}\right)^2 + 0,5r^2 + \left(\frac{S}{W} \cdot \frac{K_S \sqrt{S}}{2\sqrt{Z}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{W}\right)^2} \dots \quad /5.1.1./,$$

gdzie $\frac{\sigma_{VW}}{W}$ - błąd względny określenia prędkości podróźnej;

S - odległość do celu;

r - średni błąd kwadratowy określenia MS samolotu;

K_S - współczynnik zależny od wysokości i pory roku.

Ze wzoru /5.1.1./ wynika, że błąd w czasie wyjścia zmniejsza się podczas lotu na dużych wysokościach / podczas lotu w łożu wiatru/ i zwiększa się przy zwiększaniu odległości do celu. Oznacza to, że dokładność wykonania uderzeń w ustalonym czasie na obiekty położone w pobliżu linii styczności bojowej będzie większa, niż na obiekty położone na głębokości operacyjnej.

Tego rodzaju ocena umożliwia określenie błędu wyjścia na cel w wyniku czynności załogi, to znaczy uwzględniania dokładności prowadzenia samolotu.

W celu prawidłowego określenia czasu startu grupy, a także dla oceny możliwości zastosowania różnych rodzajów manewrów, zapewniających wyjście na cel w ustalonym czasie, należy przed wykonaniem lotu ocenić możliwe rozbieżności między obliczeniowym i rzeczywistym czasem wyjścia na cel.

Jeżeli czas obliczeniowy lotu do celu określony został na podstawie prędkości powietrznej, to na skutek tego, że średnia prędkość podróźna lotu po torze będzie się różniła w ogólnym przypadku od prędkości powietrznej, rzeczywisty czas lotu będzie większy lub mniejszy od obliczeniowego.

W chwili obecnej jest to bardzo charakterystyczne dla lotnictwa myśliwsko-bombowego, ponieważ dokładne określenie i

uwzględnienie wiatru podczas lotu na małych wysokościach jest bardzo trudne.

Wielkość rozbieżności między czasem rzeczywistym i obliczeniowym można ocenić na podstawie danych o wietrze ekwiwalentnym na trasie lotu. Jeżeli obliczenia wstępne lotu były wykonywane bez uwzględnienia wiatru, to posiadając dane dotyczące wiatru prognostycznego lub ekwiwalentnego i charakteru jego zmiany można określić prawdopodobieństwo tego, że rzeczywisty czas nie będzie większy lub mniejszy od obliczeniowego o określoną wartość.

Metodyka tego rodzaju obliczeń jest dokładnie omawiana w podręcznikach o podstawach nawigacji.

Rozpatrzmy jaka będzie wielkość błędu maksymalnego w czasie wychodzenia na cel, jeżeli obliczenia były wykonywane bez uwzględnienia wiatru na trasie.

Założymy, że po całej trasie lecimy przy wietrze zgodnym z kierunkiem lotu. Wówczas prędkość podróżna będzie równa $V + u$. W tym wypadku samolot przybędzie na cel wcześniej z różnicą w czasie Δt_n :

$$\Delta t_n = t_{obl} - t_{rz}$$

lub

$$\Delta t_n = \frac{S}{V} - \frac{S}{V + u} = \frac{S}{V} \cdot \frac{1}{\frac{V}{u} + 1},$$

$$\Delta t_n = \frac{t_{obl}}{\frac{V}{u} + 1} \dots \dots \dots //5.1.2./$$

Jeżeli lot po torze odbywał się przy wietrze czołowym, to

$$\Delta t_n = -\frac{t_{obl}}{\frac{V}{u} - 1}$$

W pierwszym więc przypadku jest nadwyżka w czasie, w drugim - brak czasu. W ogólnym przypadku różnica między czasem obliczeniowym i rzeczywistym jest równa:

$$\Delta t_n = \frac{\pm t_{obl}}{\frac{V}{U} \pm 1} \dots \dots \dots /5.1.3./$$

Znak "plus" odpowiada wcześniejszemu wyjściu na cel przy wietrze zgodnym z kierunkiem lotu, a znak "minus"-późniejszemu wyjściu przy wietrze czołowym.

Jeżeli obliczenia wstępne wykonywane są z uwzględnieniem wiatru ekwiwalentnego na trasie lotu, to możliwy błąd wyjścia w ustalonym czasie będzie zależny od charakteru zmiany wiatru ekwiwalentnego. Rozpatrzmy to. Czas obliczeniowy w tym przypadku będzie równy:

$$t_{obl} = \frac{S}{V + w},$$

gdzie w - wiatr ekwiwalentny po trasie lotu.

Wówczas średni błąd kwadratowy, charakteryzujący dokładność przybycia w nakazanym czasie, będzie równy:

$$\sigma_t = \left| \frac{S}{(V + w)^2} \right| \sigma_w \dots \dots \dots /5.1.4./$$

Dla celów prowadzenia samolotu przyjmuje się prawdopodobieństwo równe 95% gwarantujące dostateczną pewność wykonania obliczeń.

W tym wypadku błąd wyjścia będzie równy:*/

$$\Delta t_n = \pm \frac{120 S}{V + w} \sigma_w \dots \dots \dots /5.1.5./$$

*/ Należy mieć na uwadze, że obliczenia za pomocą przytoczonych wzorów można wykonywać tylko dla prostoliniowych odcinków lotu do celu.

W tym wzorze odległość jest w razona w km, prędkość - w km/godz, a błąd wyjścia - w min.

Rozpatrzmy przykład oceny możliwego błędu. Lot do celu wykonywany jest z prędkością 100 km/godz. Odległość do celu - 2000 km. Średnia wartość wiatru ekwiwalentnego podczas lotu do celu - $w = 65$ km/godz., a charakter jego zmiany

$$\text{Czas obliczeniowy lotu do celu } t_{obl} = \frac{2000 \text{ km}}{900 \text{ km/h}} = 2 \text{ h } 13 \text{ min.}$$

Czas lotu z uwzględnieniem wiatru ekwiwalentnego

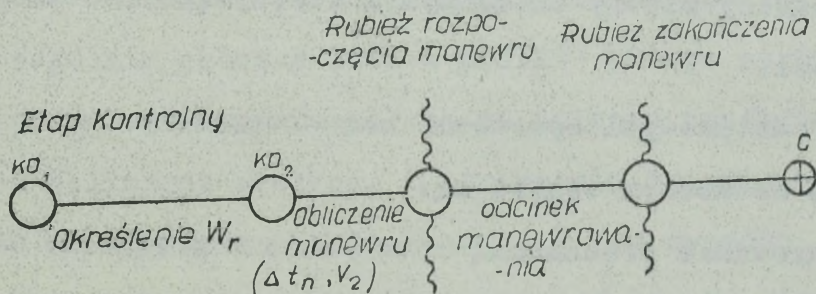
$$t_e = \frac{2000}{900+65} = 2 \text{ h } 04 \text{ min.}$$

Możliwy błąd wyjścia na cel w nakazanym czasie $/P = 0,95/$

$$\Delta t_n = \frac{120 \cdot 2000}{900+65/2} \cdot 20 = 5 \text{ min } 20 \text{ s.}$$

Tego rodzaju ocena wstępna powinna stanowić podstawę do określenia momentu startu samolotu lub grupy z takim wyliczeniem, by stworzyć warunki do ewentualnego manewrowania podczas lotu.

Podczas lotu załoga /pilot/ określa rozbieżności między czasem obliczeniowym i ustalonym wyjścia na cel oraz na podstawie odpowiednich obliczeń wykonuje manewr. Ogólny schemat wykonania manewru dla wyjścia na cel w ustalonym czasie pokazany jest na rys. 5.1.1.



Rys. 5.1.1.

Podczas przygotowania do lotu określa się przede wszystkim rubież zakończenia manewru, której odległość od celu powinna zapewnić zastosowanie środków rażenia przenoszonych przez samolot lub wykonanie jakiegoś innego zadania /oświetlenie celu, desantowanie itp./. Dlatego też odległość do rubieży zakończenia manewru należy określać z uwzględnieniem typu samolotu, zadania, uzbrojenia itp. Następnie należy wybrać odcinek manewrowania, potrzebna długość którego zależy od sposobu manewrowania. Metoda obliczeń długości odcinka dla różnych sposobów zostanie omówiona niżej.

Przed rubieżą rozpoczęcia manewrowania należy określić nadmiar lub niedobór czasu, który należy zlikwidować. W tym celu wybiera się etap kontrolny dla określenia prędkości podróży, na podstawie której oblicza się rzeczywisty czas przybycia T_{rz} i nadmiar lub niedobór czasu Δt , równy:

$$\Delta t = T_{obl} - T_{rz}$$

gdzie T_{obl} - czas obliczeniowy przybycia na cel.

Sposób manewrowania wybiera się zależnie od rodzaju lotnictwa, możliwości manewrowych samolotu /głównie od rezerwy w prędkości lotu/, trasy lotu, a także od wielkości i znaku różnicy między ustalonym i rzeczywistym czasem przybycia na cel.

Podstawowymi sposobami manewrowania w celu wyjścia na cel w ustalonym czasie są:

1. Manewrowanie prędkością lotu /zmiana prędkości lotu/.
2. Odchylenie od trasy lotu o kąt nakazany.
3. Zmiana długości trasy lotu.

4. Wytracanie nadmiaru czasu na pętli.

Należy zaznaczyć, że wykonywanie manewru przez samoloty myśliwsko-bombowe /myśliwskie/ jest najbardziej celowe na podstawie komend z ziemi, kiedy obliczenie manewru i określenie momentu jego rozpoczęcia następuje na SD. Samoloty lotnictwa bombowego i transportowego z zasady wykonują manewr samodzielnie i mogą stosować wszystkie sposoby manewrowania zależnie od rezerwy prędkości lotu, odległości do obiektu działań i błędu wyjścia na cel. Dla lotnictwa myśliwskiego i myśliwsko-bombowego najbardziej przydatne są dwa pierwsze sposoby: nadrabianie niedoboru czasu manewrowaniem prędkością lotu, a wytracanie nadmiaru czasu - odchyleniem od trasy lotu.

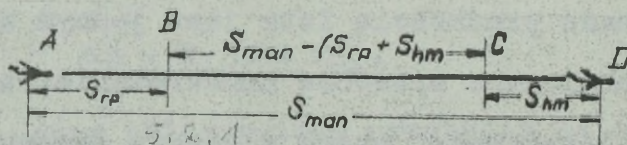
5.2. WYJŚCIE NA CEL W USTALONYM CZASIE DROGĄ MANEWROWANIA PRĘDKOŚCIĄ LOTU

Manewrowanie prędkością lotu jest jednym z najbardziej rozpowszechnionych sposobów manewrowania, szczególnie we współczesnym lotnictwie, które z zasady dysponuje dużą rezerwą prędkości lotu. Tego rodzaju manewr może być stosowany we wszystkich rodzajach lotnictwa. Jednak na skutek ograniczonej rezerwy prędkości lotu zastosowanie tego manewru w lotnictwie bombowym i transportowym nie zawsze jest możliwe, a szczególnie podczas lotu w pobliżu pułapu statycznego.

Istota tego manewru polega na zmianie prędkości lotu o zawczasu obliczoną wielkość i utrzymaniu zmienionej prędkości lotu w ciągu czasu obliczonego. W tym wypadku długość trwania lotu na odcinku manewrowania będzie się różnić od obliczeniowej o wielkość nadmiaru lub niedoboru czasu.

W zależności od warunków wykonywania lotu obliczenie manewru może się sprowadzać do określenia potrzebnej prędkości lotu V_2 dla wytracenia nadmiaru /niedoboru/ czasu Δt na nakazanym odcinku S_{man} lub do określenia długości odcinka manewrowania t_{man} , S_{man} , jeżeli prędkość jest nakazana. Pierwszy przypadek jest charakterystyczny dla lotnictwa myśliwskiego i myśliwsko-bombowego, drugi - dla lotnictwa transportowego. Oprócz tego należy również ocenić maksymalny nadmiar lub niedobór czasu, który można zlikwidować na odcinku S_{man} z nakazaną prędkością lotu V_2 .

Na rys. 5.2.1. pokazany jest schemat wykonania manewru na odcinku AB zwiększa się prędkość od V_1 do V_2 , na odcinku BC wykonuje się lot z prędkością V_2 , a na odcinku CD zmniejsza się prędkość do V_1 .



Rys. 5.2.1.

Określmy, z jaką prędkością należy wykonywać lot, żeby na odcinku S_{man} można było zlikwidować nadmiar lub niedobór czasu Δt . Oznaczmy przez t_1 czas przelotu odległości S_{man} z prędkością V_1 , a przez t_2 - czas lotu z prędkością V_2 . Wówczas na podstawie rys. 5.2.1. otrzymamy następujące równanie:

$$t_1 = \frac{S_{man}}{V_1},$$

$$t_2 = t_{rp} + t_{hm} + \frac{S_{man} - (S_{rp} + S_{hm})}{V_2};$$

z kolei

$$S_{rp} = v_{\text{sr}} \cdot t_{rp}$$

$$S_{hm} = v_{\text{sr}} t_{hm}$$

Załotymy, że średnia prędkość na odcinkach rozpędzenia i hamowania jest równa:

$$v_{\text{sr}} = \frac{v_1 + v_2}{2}.$$

Wówczas otrzymamy:

$$t_2 = t_{rp} + t_{hm} + \frac{S_{\text{man}} - \frac{v_1 + v_2}{2} (t_{rp} + t_{hm})}{v_2}$$

lub

$$t_2 = t_{rp} + t_{hm} + \left(1 - \frac{v_1}{v_2}\right) \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots /5.2.1./$$

Jeżeli $v_2 < v_1$, to manewr polega na wytraceniu nadmiaru czasu, a przy $v_2 > v_1$ następuje nadrobienie niedoboru czasu. Wzór /5.2.1./ jest słuszny dla obydwu wypadków.

Niedobór lub nadmiar czasu można określić za pomocą wzoru:

$$\Delta t = t_1 - t_2$$

lub

$$\Delta t = \frac{S_{\text{man}}}{v_1} - \frac{S_{\text{man}}}{v_2} - \left(1 - \frac{v_1}{v_2}\right) \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots /5.2.2./$$

Rozwiązując równanie /5.2.2./ względem v_2 otrzymamy potrzebną prędkość dla wykonania manewru:

$$v_2 = \frac{v_1 \left(S_{\text{man}} - v_1 \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \right)}{S_{\text{man}} - \left(\Delta t + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \right) v_1} \dots /5.2.3./$$

lub

$$V_2 = \frac{S_{\text{man}} - V_1 \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2}}{t_1 - \Delta t - \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2}} \dots \dots \dots /5.2.4./$$

We wzorze /5.2.4./ wielkość $t_1 - \Delta t$ jest pozostałym czasem lotu na odcinku manewrowania S_{man} :

$$t_1 - \Delta t = t_{\text{pz}}.$$

Określenie prędkości V_2 za pomocą wzoru /5.2.4./ - z uwzględnieniem czasu rozpędzania i hamowania - jest niemożliwe, ponieważ dla obliczenia t_{rp} i t_{hm} należy znać V_2 . Dlatego też potrzebną prędkość V_2 należy określać bez uwzględniania czasu rozpędzania i hamowania:

$$V_2 = \frac{V_1 S_{\text{man}}}{S_{\text{man}} - V_1 \Delta t} = \frac{S_{\text{man}}}{t_1 - \Delta t} \dots \dots \dots /5.2.5./$$

Następnie na podstawie obliczonej wartości V_2 określa się t_{rp} i t_{hm} oraz drogą kolejnych przybliżeń precyzuje się wartość V_2 za pomocą wzoru /5.2.4./.

Długość manewru może być obliczona za pomocą wzoru /5.2.1./, ponieważ $t_{\text{man}} = t_2$.

Często dla konkretnych typów samolotów - szczególnie w lotnictwie o dużym zasięgu - ustala się ograniczenia dotyczące zwiększania lub zmniejszania prędkości lotu związane ze zwiększeniem zużycia paliwa podczas lotu z dużą lub małą prędkością. W tym wypadku manewr prędkością będzie wykonywany przy stałej zmianie prędkości lotu /na stałej V_2 /, a zadanie nawigatora będzie polegało na określeniu potrzebnej długości lotu t_{man} z prędkością V_2 dla zlikwidowania błędu wyjścia Δt .

Rzecz oczywista, że:

$$t_{\text{man}} = \frac{S_{\text{man}}}{V_2} + \left(1 - \frac{V_1}{V_2}\right) \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2} \dots \dots \dots /5.2.6./$$

Przekształcimy wzór /5.2.2./:

$$\Delta t = \frac{S_{\text{man}} (V_2 - V_1)}{V_1 V_2} - \left(1 - \frac{V_1}{V_2}\right) \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2}$$

lub

$$S_{\text{man}} = \left[\Delta t + \left(1 - \frac{V_1}{V_2}\right) \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2} \right] \frac{V_1 V_2}{V_2 - V_1} \dots \dots /5.2.7./$$

Wówczas

$$t_{\text{man}} = \frac{V_1 \Delta t}{V_2 - V_1} + \frac{t_{\text{rp}} + t_{\text{hm}}}{2} \dots \dots \dots /5.2.8./$$

Potrzebną długość odcinka manewrowania można określić w tym wypadku za pomocą wzoru /5.2.7./. Długość manewrowania t_{man} i długość odcinka manewrowania S_{man} można obliczyć bez uwzględnienia t_{rp} i t_{hm} za pomocą wzorów:

$$\left. \begin{aligned} t_{\text{man}} &= \frac{V_1 \Delta t}{V_2 - V_1} ; \\ S_{\text{man}} &= V_2 t_{\text{man}} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /5.2.9./$$

Ocenić dokładność wykonania manewru prędkością lotu. Najbardziej wygodną wielkością do tej oceny jest długość wykonania manewru /wzór 5.2.6./, ponieważ błąd w czasie $t_2 = t_{\text{man}}$ charakteryzuje możliwą dokładność wyjścia na cel.

Najpierw należy zaznaczyć, że nieuwzględnianie czasu zwiększenia i zmniejszania prędkości lotu powoduje błąd systematyczny w czasie wyjścia na cel, równy:

$$\Delta t_{rp/hm} = \left(1 - \frac{v_1}{v_2}\right) \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

Ze wzoru wynika, że przy $\frac{v_1}{v_2} > 1$ /wytracenie nadmiaru czasu/ wielkość $\Delta t_{rp/hm}$ jest ujemna, a przy $\frac{v_1}{v_2} < 1$ /nadrabianie czasu/ - dodatnia.

Czas zwiększania i zmniejszania prędkości lotu należy uwzględniać wtedy, kiedy nakazana dokładność /dopuszczalny błąd/ wyjścia na cel jest równa lub mniejsza od wielkości $\Delta t_{rp/hm}$.

Zwracano uwagę już na to, że wartości czasu zwiększania i zmniejszania prędkości lotu mogą osiągać kilka minut /3-6 min. dla naddźwiękowych samolotów lotnictwa bombowego i myśliwskiego/. Dlatego też podczas wykonywania manewru z wykorzystaniem całego przedziału rezerwy prędkości lotu należy wspomniany czas uwzględniać.

Oprócz tego, dokładność wyjścia w ustalonym czasie będzie zależna od błędów przypadkowych /losowych/ związanych z określeniem i utrzymaniem parametrów manewru.

Ze wzoru /5.2.6./ wynika, że średni błąd kwadratowy w czasie wychodzenia na cel jest równy:

$$t = \sqrt{\sigma t_s^2 + \sigma t_v^2}$$

lub

$$\sigma t = \sqrt{\left(\frac{\sigma S}{V}\right)^2 + \left(\frac{S}{V^2} \cdot \sigma V\right)^2} \dots \dots \dots /5.2.10./.$$

gdzie σS - średni kwadratowy błąd określenia długości odcinka manewrowania;

σ_V - średni kwadratowy błąd określenia i utrzymania prędkości lotu.

Błąd określenia długości odcinka manewrowania powstaje głównie wskutek niedokładnego określenia miejsca samolotu w punktach rozpoczęcia i zakończenia manewru.

Z analizy wzoru /5.2.10./ wynika, że im mniejszy jest odcinek manewrowania, tym większą można osiągnąć dokładność wyjścia na cel. Praktycznie oznacza to, że lepiej jest kilkakrotnie sprawdzać czas wyjścia na niedużych odcinkach manewrowania niż jeden raz na dużym.

Ze wzoru /5.2.10./ także wynika, że dokładność wyjścia będzie tym większa, im większa jest prędkość lotu. Dlatego też nadrabianie niedoboru czasu osiąga się z większą dokładnością niż wytracanie nadmiaru.

I wreszcie na skutek nieuwzględniania w obliczeniach wiatru może powstać błąd metodyczny w czasie wychodzenia na cel.

Wielkość tego błędu może być obliczona za pomocą wzoru

$$\Delta t = t_{obl} \frac{u \cos \xi}{V - u \cos \xi} \dots \dots \dots /5.2.11./$$

Oznaczmy prędkość składową wiatru $u \cos \xi$ przez u' .

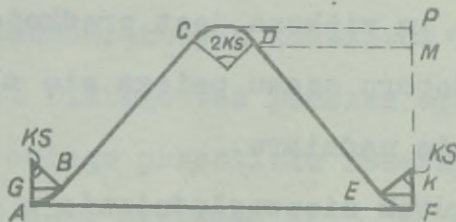
Otrzymamy:

$$\Delta t_{man} = t_{obl} \frac{1}{\frac{V}{u'} - 1}$$

Dla współczesnych samolotów stosunek $\frac{V}{u'}$ może się wahać w przedziale $10 \div 15 > \frac{V}{u'} > 4 \div 5$, a więc błąd wyjścia Δt_{man} może być dość duży i osiągać 10-20% od czasu obliczonego. Dla tego też wyjście na cel w ustalonym czasie może być zapewnione tylko przy dokładnym uwzględnieniu wiatru.

5.3. WYJŚCIE NA CEL W NAKAZANYM USTALONYM CZASIE POLEGAJĄCE NA ÓDCHYLENIU OD TRASY LOTU O KĄT USTALONY

Odchylenie od trasy o ustalony kąt - jako manewr dla wyjścia na cel w ustalonym czasie - stosowane jest w razie konieczności wytracania nadmiaru czasu w lotnictwie bombowym i dalekiego zasięgu. W lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym tego rodzaju manewr stosowany jest najczęściej w celu rozluźnienia ugrupowania bojowego przed wykonaniem lądowania. Istota tego manewru polega na zamierzonym zwiększaniu długości odcinka trasy /rys. 5.3.1./



Rys. 5.3.1.

Z rysunku wynika, że różnica dróg samolotu po linii AF i ABCDEF zapewnia wytracanie nadmiaru czasu Δt :

$$\Delta t = \frac{ABCDEF - AF}{V}$$

Rzecz oczywista, że wielkość nadmiaru czasu Δt jest zależna od wielkości kąta odchylenia i od długości odcinków prostoliniowych BC i DE.

Wstępne więc obliczenia nawigacyjne w celu wykonania tego rodzaju manewru sprowadzają się do wyboru kąta odchylenia, określenia czasu lotu na odcinku prostoliniowym t_1 ;

długości odcinka manewrowania S_{man} i wielkości odchylenia bocznego /BO/ od nakazanej linii drogi.

Kąt odchylenia wybiera się w zależności od nadmiaru czasu, a także od dopuszczalnej długości odcinka manewrowania i bocznego odchylenia. Dlatego też najpierw określimy wartości t_1 , S_{man} i BO.

Z rys. 5.3.1. wynika, że:

$$ABCDEF = 4 \cdot \overset{\curvearrowright}{AB} + 2 BC$$

lub

$$ABCDEF = 4 R \cdot KS + 2 V t_1$$

Z kolei

$$AF = 4 R \sin KS + 2 V t_1 \cos KS$$

Po podstawieniu do wzoru /5.3.1./ i przekształceniach, które polegają na rozwiązaniu otrzymanego równania względem t_1 , otrzymamy:

$$t_1 = \frac{V \Delta t - 4 R / KS - \sin KS /}{2 V / 1 - \cos KS /} \dots \dots \dots /5.3.2./$$

Mnożąc i dzieląc drugi składnik licznika przez π , otrzymamy bardziej wygodny do obliczeń wzór:

$$t_1 = \frac{V \Delta t - \frac{4 \pi R}{\pi} / ks - \sin KS /}{2 V / 1 - \cos KS /}$$

Mając na uwadze, że:

$$\frac{2 \pi R}{V} = t_{360} ; \quad \frac{2}{\pi} = 0,637,$$

otrzymamy

$$t_1 = \frac{\Delta t - 0,637 t_{360} / KS - \sin KS /}{2 / 1 - \cos KS /} \dots \dots /5.3.3./$$

Jeżeli kąt odchylenia na przykład jest równy 60° , to otrzymamy wzór:

$$t_1 = \Delta t - 0,11 t_{360}$$

Analogiczne wzory można wyprowadzić i dla innych błędów odchylenia /patrz tabela 5.4.1./.

Praktycznie wartość t_1 określa się za pomocą specjalnych wykresów /rys. 5.3.2. i 5.3.3./ w zależności od nadmiaru czasu i czasu skrętu o 180° .

W celu wykonania manewru w odpowiednim czasie należy znać drogę przebywaną przez samolot po trasie podczas wykonywania manewru, to znaczy długość odcinka manewrowania.

Długość odcinka manewrowania S_{man} jest równa długości między punktami rozpoczęcia i zakończenia manewru

$$S_{\text{man}} = 4 R \sin KS + 2 V t_1 \cos KS \dots \dots \dots /5.3.4./$$

W wyniku analogicznych przekształceń dla $KS = 60^\circ$ otrzymujemy:

$$S_{\text{man}} = 3,5 R + V t_1$$

lub

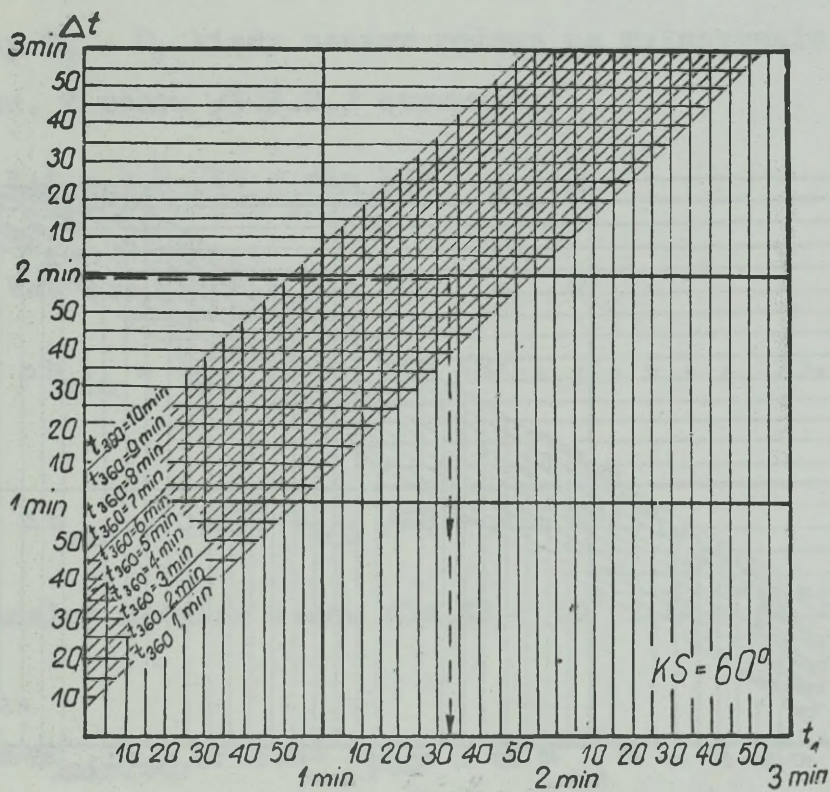
$$S_{\text{man}} = V(\Delta t + 0,45 t_{360}) \cdot$$

Boczne odchylenie od linii nakazanej drogi /BO/ przebiega po linii FP. Z rys. 5.3.1. wynika, że:

$$FP = 2 FK + KM$$

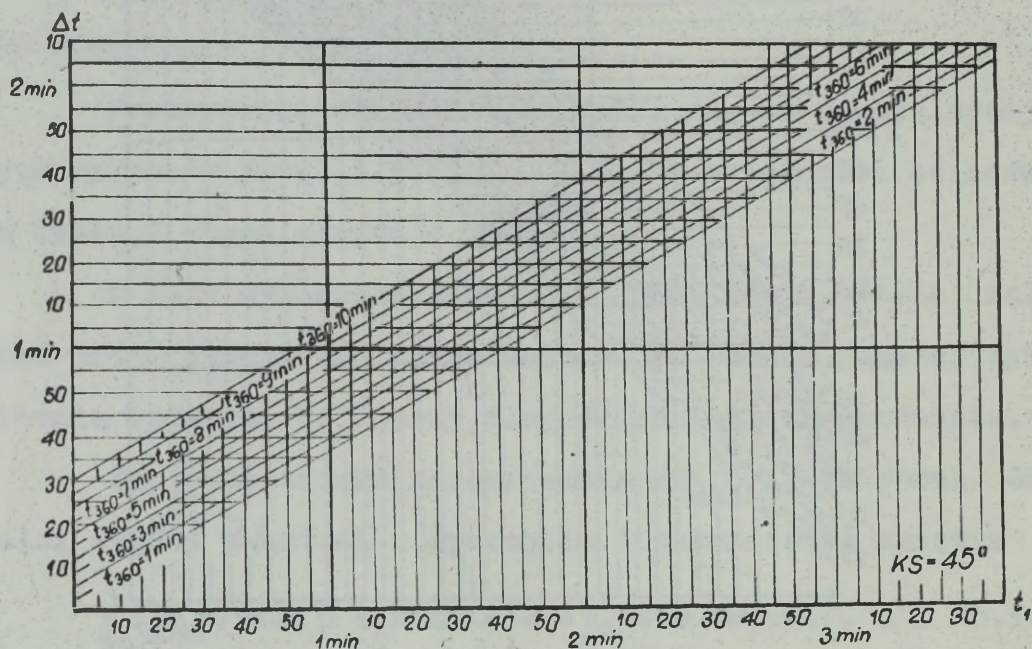
$$FK = R /1 - \cos KS/; \quad KM = V t_1 \sin KS_1 \cdot$$

$$BO = 2 R /1 - \cos KS/ + V t_1 \sin KS \dots \dots \dots /5.3.5./$$



Rys. 5.3.2.

Możliwość wykonania manewru często ogranicza wielkość odchylenia bocznego, ponieważ podczas wytracania dużych nadmiarów czasu odchylenie boczne może dojść do 70-100 km, co nie zawsze jest dopuszczalne.



Rys. 5.3.3.

Niezbędne wzory do obliczeń wszystkich elementów manewru wyszczególnione są w tabeli 5.3.1.

Tabela 5.3.1.

KS /stopnie/	60	45
Elementy manewru		
t_1	$\Delta t - 0,11 t_{360}$	$1,7\Delta t - 0,085 t_{360}$
S_{man}	$V(\Delta t + 0,45 t_{360})$	$V(2,4\Delta t - 0,33 t_{360})$
BO	$V(0,87\Delta t + 0,062 t_{360})$	$V(1,21\Delta t + 0,031 t_{360})$

Rozpatrzmy, jaki minimalny nadmiar czasu można wytracić omawianym sposobem. Rzeczą oczywistą jest, że na to miejsce przy $t_1 = 0$, kiedy manewr polega na wykonywaniu ciągłego skrętu. Z wzoru /5.3.2./ otrzymamy:

$$\frac{V \Delta t - 4 R / \text{KS} - \sin \text{KS}}{2 V / 1 - \cos \text{KS}} = 0$$

$$V \Delta t - 4 R / \text{KS} - \sin \text{KS} = 0$$

$$\Delta t_{\min} = \frac{4 R}{V} / \text{KS} - \sin \text{KS} / \dots \dots \dots /5.3.6./$$

lub

$$\Delta t_{\min} = 0,637 t_{360} / \text{KS} - \sin \text{KS} /$$

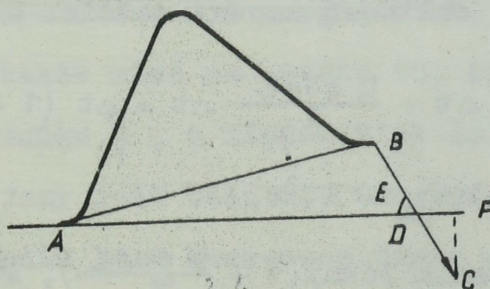
Minimalny nadmiar czasu dla $\text{KS} = 60^\circ$ i $\text{KS} = 45^\circ$ będzie równy:

$$\Delta t_{\min/60/} = 0,11 t_{360}$$

$$\Delta t_{\min/45/} = 0,05 t_{360}$$

Z wyprowadzonych wzorów wynika, że odchylenie od trasy lotu o kąt 45° pozwala na wytracenie mniejszego nadmiaru czasu niż odchylenie o kąt 60° .

Wykonanie manewru bez uwzględnienia wpływu wiatru powoduje błąd wyjścia na cel w czasie i w bocznym odchyleniu od linii drogi nakazanej po wykonaniu manewru /rys. 5.3.4./.



Rys. 5.3.4.

Z rys. 5.3.4. wynika, że w tym wypadku manewr będzie zakończony w punkcie C. Boczne odchylenie będzie równe CF, a przesunięcie rzutu punktu zakończenia manewru na linię drogi nakazanej obrazuje odcinek DE. Jeżeli samolot przeleciałby odcinek AB po prostej, to znoszenie byłoby równe BD = ut. Ale samolot wykonywał manewr i dlatego też wielkość znoszenia równa jest BC = ut_{man}, a więc:

$$CD = BC - BD = u (t_{\text{man}} \cdot t_{AB}) = u \Delta t,$$

gdzie Δt - nadmiar czasu.

Tak więc błąd powstały wskutek nieuwzględnienia wpływu wiatru δt jest równy:

$$\delta t = \frac{DW}{W} = \frac{u \cos \epsilon}{W} \Delta t$$

lub

$$\delta t = \frac{u \cos \epsilon}{V \cos KZ + u \cos \epsilon} \Delta t = \frac{\Delta t}{\frac{V \cos KZ}{u \cos \epsilon} + 1}$$

Ostatecznie zakładając, że $\cos KZ \approx 1$,

$$\delta t = \frac{\Delta t}{\frac{V}{u \cos \epsilon} + 1} \dots \dots \dots /5.3.7./$$

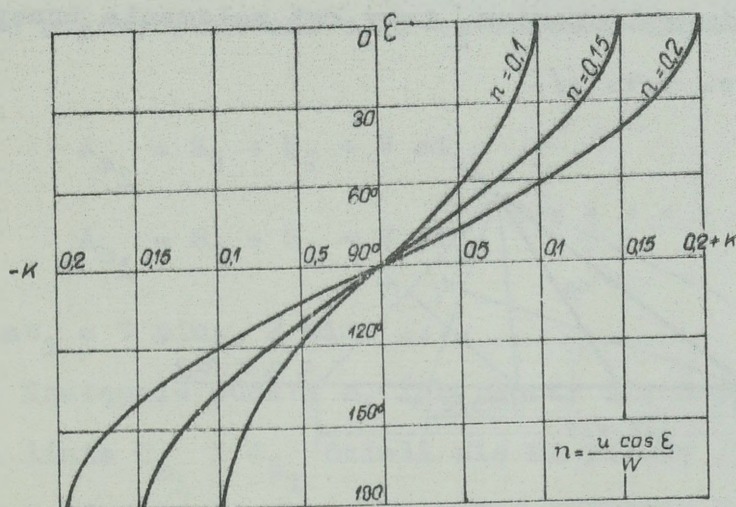
Wpływ wiatru należy uwzględnić przy silnym wietrze i przy dużym nadmiarze czasu wychodzenia na cel. Najwygodniej jest przyjmować do obliczeń umowny nadmiar czasu Δt_{um} :

$$\Delta t_{\text{um}} = \Delta t + \delta t = \Delta t + \frac{u \cos \epsilon}{W} \Delta t = \Delta t \left(1 + \frac{u \cos \epsilon}{W} \right)$$

$$\Delta t_{\text{um}} = K \Delta t,$$

gdzie k - współczynnik równy $\left(1 + \frac{u \cos \epsilon}{W} \right)$, który określa się za pomocą wykresu /rys. 5.3.5./. Celowość uwzględnienia wpływu

wu wiatru zależy od wymaganej dokładności wyjścia na cel. Jeżeli wielkość błędu (δt) jest mniejsza od połowy dopuszczalnego /normatywnego błędu/ (Δt_{norm}) $\delta t < \frac{1}{2} \Delta t_{\text{norm}}$, to wpływu wiatru można nie uwzględniać. Na przykład wyjście na cel powinno być wykonane z dokładnością $\Delta t_{\text{norm}} = 30$ sek. Kąt wiatru $\xi = 45^\circ$, prędkość wiatru $U = 50$ km/godz., a prędkość lotu $V = 900$ km/godz. Nadmiar czasu $\Delta t = 3$ min. 30 sek.



Rys. 5.3.5.

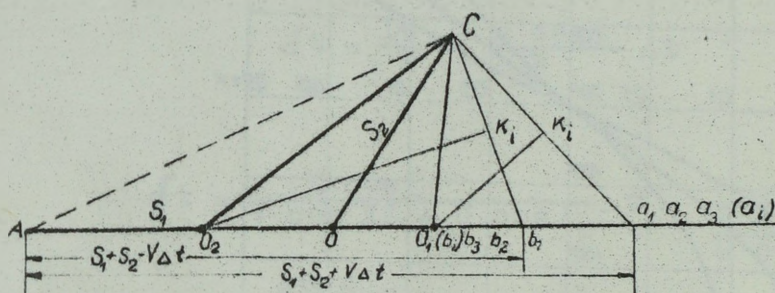
W tym wypadku $\delta t = 8$ sek.

Błąd δt jest znacznie mniejszy od Δt_{norm} i dlatego też wpływu wiatru można nie uwzględniać.

Należy także mieć na uwadze to, że wielkość δt zależy od stosunku $\frac{U}{V}$, a mianowicie: im większa prędkość lotu, tym mniejszy jest błąd δt . Uwzględnianie wpływu wiatru w większym stopniu jest konieczne przez samoloty o nie dużych prędkościach lotu /transportowe/.

5.4. WYJŚCIE NA CEL W USTALONYM CZASIE POPRZECZ PRZESUNIĘCIEM PUNKTU SKRĘTU NA CEL

Przesunięcie punktu rozpoczęcia skrętu dla wyjścia na cel może być stosowane zarówno do wytracania nadmiaru czasu, jak i do nadrabiania jego niedoboru. Niezbędnym warunkiem użycia tego sposobu jest potrzeba załamania trasy lotu. W związku z tym omawiany sposób jest najbardziej typowy dla frontowego lotnictwa bombowego i transportowego, w którym są odpowiednie warunki wybrania podczas przygotowania do lotu trasy lotu z takim wyliczeniem, żeby kąt załamania trasy wynosił $50-90^\circ$ /rys. 5.4.1./.



Rys. 5.4.1.

Istota tego sposobu polega na tym, że w zależności od nadmiaru lub niedoboru czasu Δt zmienia się długość trasy przesuując punkt skrętu na cel /punkt O/. W tym celu obiekty kontrolne /punkty A i O/ wybiera się w ten sposób, aby wykonując lot od punktu A bezpośrednio na cel /punkt C/ można było zlikwidować maksymalnie możliwe opóźnienie. Oznacza to, że powinna być spełniona nierówność:

$$\frac{AO + OC - AC}{V} \gg \Delta t_{\max}$$

Wstępne obliczenia manewru sprowadzają się do określenia punktów rozpoczęcia skrętu /punkty $O_1, O_2 \dots$ / zgodnie z możliwymi błędami wyjścia na cel Δt /to znaczy dla $\Delta t=1$ min; 2 min.; itd./. Podczas przygotowywania do lotu obliczenia są wykonywane następującymi sposobami:

- graficznie na mapie;
- przy użyciu wyskalowanych linijek.

Sposób graficzny polega na tym /rys. 5.4.1./, że na linii AO i jej przedłużeniu zaznacza się punkty a_1 i b_1 . Odległość między punktami a_1 i b_1 określa się za pomocą wzorów:

$$A_{a_1} = S_1 + S_2 + V \Delta t_1$$

$$A_{b_1} = S_1 + S_2 - V \Delta t_1 \quad \dots \dots \dots /5.4.1./,$$

gdzie $\Delta t_1 = 1$ min., 2 min.

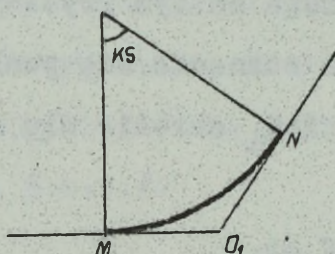
Następnie punkty a_1 i b_1 łączy się z punktem C /celem/ i linie C_{a_1} i C_{b_1} dzieli się na połowę /punkty K_1 /. Ze środka każdej linii /z punktów K_1 / wykreśla się prostopadłe do przecięcia się ich z linią AO /lub jej przedłużeniem/. Otrzymane punkty O_1 /punkty $O_1, O_2 \dots$ rys. 5.4.1./ są punktami rozpoczęcia skrętu na cel dla odpowiednich wartości nadmiaru lub niedoboru czasu Δt_1 . Słuszność tej konstrukcji geometrycznej łatwo jest udowodnić.

Ostatnie odległości $O_1C = O_1a_1 /O_1b_1/$ są bokami trójkąta równoramiennego $O_1 C_{a_1} b_1$, a więc, $AO_1 + O_1C = S_1 + S_2 \pm V\Delta t_1$, to znaczy odległość, którą przeleci samolot / $AO_1 + O_1C$ / będzie różniła się od obliczonej o wielkość S_1+S_2 .

Zmianę długości trasy lotu omawianym sposobem wykonu-

je się bez uwzględnienia rzeczywistego toru skrętu od punktu jego rozpoczęcia. Z rysunku 5.4.2. wynika, że rzeczywista długość drogi $\curvearrowright MN$ jest mniejsza od obliczonej $MO_1 + O_1N$, na skutek czego powstaje błąd w czasie wyjścia δt_R :

$$\Delta S_R = MO_1 + O_1N - \curvearrowright MN$$



Rys. 5.4.2.

Wówczas

$$\Delta S_R = 2 R \operatorname{tg} \frac{KS}{2} - R \cdot KS = R \left(2 \operatorname{tg} \frac{KS}{2} - KS \right)$$

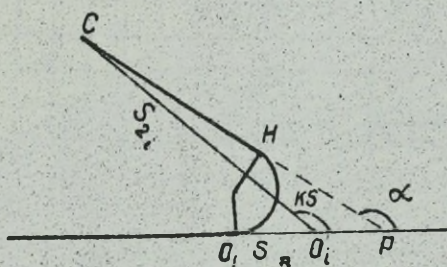
$$\delta t_R = \frac{\Delta S_R}{V} \dots \dots \dots /5.4.2./$$

Omawiany błąd może być dość duży /tabela 5.4.1./, szczególnie przy dużych kątach skrętu, które mają miejsce podczas wytracania nadmiaru czasu.

Tabela 5.4.1.

KS /stopnie/	60	90	120
t_{360}	0,016 t_{360}	0,07 t_{360}	0,219 t_{360}
4 min.	3,8 sek.	16,8 sek.	52,6 sek.
7 min.	6,7 sek.	29,4 sek.	92,6 sek.

Dlatego też przy $KS > 90^\circ$ należy uwzględnić błąd δt_R , dokonując odpowiedniego przesunięcia punktu rozpoczęcia skretu o wielkość δS_R .



Rys. 5.4.3.

Z kolei rozpatrzmy, jak można określić δS_R w zależności od promienia i kąta skretu. Na rys. 5.4.3. pokazano punkt przesunięcia punktu rozpoczęcia skretu $\delta S_R = O_1 O_1'$, gdzie O_1 oznacza punkt obliczony, a O_1' - przesunięty.

Ponieważ czas i droga lotu od punktu O_1' do celu/punkt C/ powinny być jednakowe podczas lotu po liniach $O_1'HC$ i $O_1 O_1'$, można ułożyć następujące równanie:

$$O_1' H + HC = O_1 O_1' + O_1 C$$

lub

$$R_\alpha + HC = \delta S_R + S_2 \dots \dots \dots /5.4.3./$$

Zgodnie z twierdzeniem sinusów

$$\frac{HC + R \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}}{\sin KS} = \frac{S_{21}}{\sin (180 - \alpha)},$$

skąd

$$HC = S_{21} \frac{\sin KS}{\sin \alpha} - R \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}$$

Po podstawieniu do /5.4.3./ otrzymamy:

$$R \alpha + S_{2_1} \frac{\sin KS}{\sin \alpha} - R \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - \delta S_R - S_{2_1} = 0 \dots /5.4.4./$$

Z rysunku również wynika, że

$$\delta S_R = O'_1 P - O_1 P$$

$$\frac{O_1 P}{\sin (KS - \alpha)} = \frac{S_{2_1}}{\sin \alpha}$$

lub

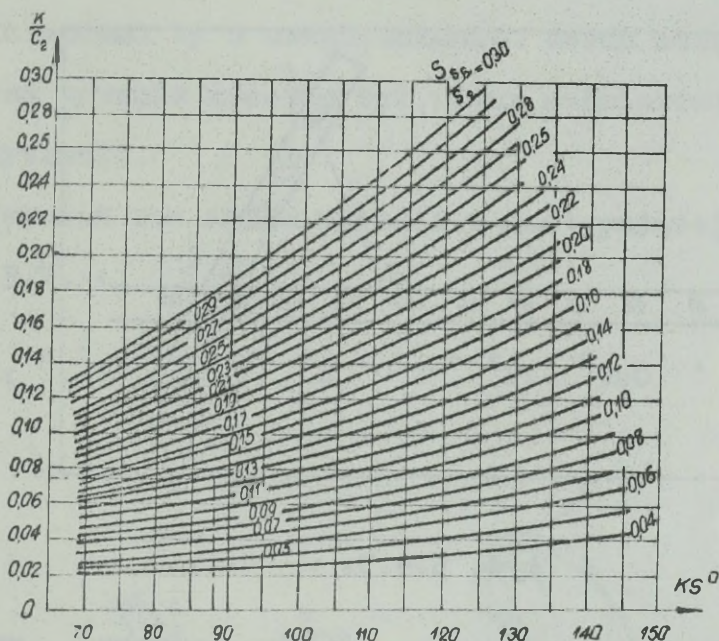
$$O_1 P = S_{2_1} / \sin KS \operatorname{ctg} \alpha - \cos KS /.$$

Wówczas

$$\delta S_R = R \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} - S_{2_1} / \sin KS \operatorname{ctg} \alpha - \cos KS / \dots /5.4.5./$$

W rezultacie otrzymaliśmy układ dwóch równań /5.4.4./ i /5.4.5./ z dwiema niewiadomymi (δS_R i α), mamy więc możliwość określania potrzebnego przesunięcia punktu rozpoczęcia skrętu. Jednak analityczne rozwiązanie tego układu jest dość skomplikowane, dlatego też w celu określenia potrzebnej wielkości δS_R należy korzystać z zawczasu przygotowanego wykresu /rys. 5.4.4./^{x/}. Parametrami wyjściowymi do wykresu są wielkości kąta skrętu KS i stosunki $\frac{R}{S_{2_1}}$, za pomocą których określa się stosunek $\frac{\delta S_R}{S_{2_1}}$. Następnie określa się δS_R :

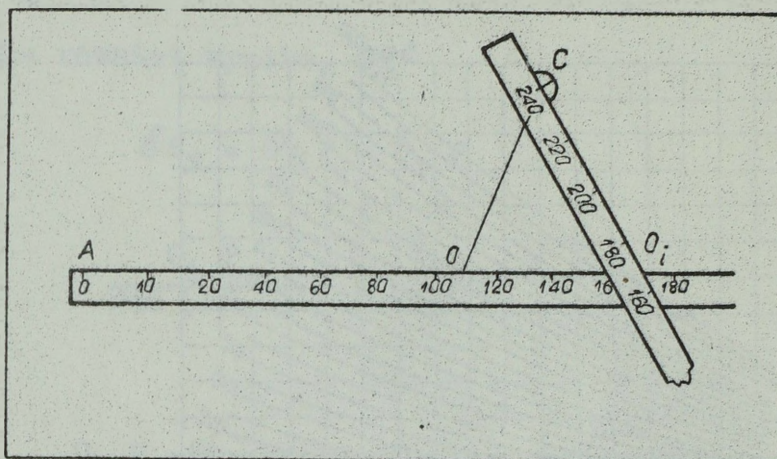
^{x/} Metodykę uwzględniania przesunięcia punktu rozpoczęcia skrętu i wykres /5.4.4./ opracował W.N. Kamiński.



Rys. 5.4.4.

Do określenia punktów rozpoczęcia skrętu mogą być użyte wyskalowane linijki. Istota wykorzystania linijek polega na dobraniu punktu rozpoczęcia skrętu w ten sposób, by odległość od punktu A do punktu O_1 i od punktu O_1 do celu równała się $S_1 + S_2 \pm V \Delta t$. W tym celu przygotowuje się dwie odpowiedniej długości wyskalowane linijki /rys. 5.4.5./ Pierwszą linijkę działką zerową nakłada się na punkt A wzdłuż linii AO. Drugą linijkę nakłada się na punkt położenia celu C działką odpowiadającą odległości $S_1 + S_2 \pm V \Delta t$. Następnie obraca się drugą linijkę względem punktu C w ten sposób, by uzyskać w punkcie przecięcia się linijek jednakowe odczyty /wartości/ /rys. 5.4.5./. Punkt przecięcia się linijek O_1 jest punktem skrętu na cel dla zlikwidowania nadmiaru /nie - doboru/ czasu Δt_1 . Ponieważ określony punkt nie uwzględnia

toru skrętu, należy go przesunąć o wartość δS_R .



Rys. 5.4.5.

5.5. WYJŚCIE NA CEL W USTALONYM CZASIE POPRZEZ WYTRACENIE NADMIARU CZASU NA PĘTLI

Wytracanie czasu na pętli jest najbardziej rozpowszechnionym sposobem manewru. Jednak dla zabezpieczenia wyjścia na cel wymieniony sposób stosowany jest dość rzadko i głównie w celu wytracania dużych nadmiarów czasu, co ma miejsce w przypadku przycelowywania lub wskazywania celu w powietrzu, dyżurowania w strefach itp. Szerzej wytracanie czasu na pętli stosuje się podczas formowania i rozformowywania ugrupowania bojowego, co szczegółowo rozpatruje się w następujących rozdziałach.

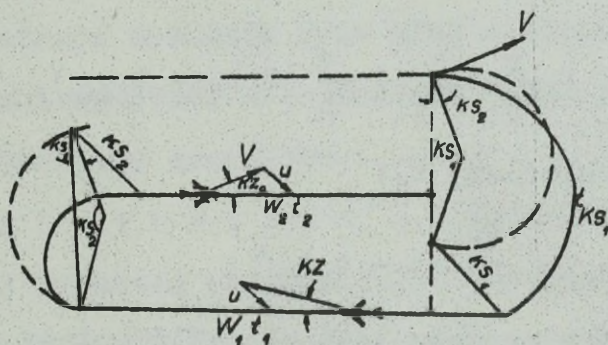
W zależności od charakteru dalszego lotu wytracanie czasu na pętli może być realizowane w dwóch wariantach. Pierwszy wariant polega na wytracaniu nadmiaru czasu na zamkniętej pętli, kiedy w rezultacie wykonania manewru ogólny kierunek lotu nie zmienia się. Przy wyko-

konywaniu tej pętli kierunek skrętów jest jednakowy.

Istota obliczeń w tym wypadku polega na określeniu czasu lotu na prostoliniowych odcinkach pętli t_1 i t_2 z takim wyliczeniem, by z uwzględnieniem dwóch skrętów o 180° ogólny czas trwania manewru był równy nadmiarowi czasu, który należy wytracić.

Warunek ten można wyrazić w następującej postaci /rys. 5.5.1./:

$$\Delta t = t_{KS_1} + t_1 + t_{KS_2} + t_2 = t_1 + t_2 + t_{360} \dots /5.5.1./$$



Rys. 5.5.1.

Oprócz tego z rysunku wynika, że

$$W_1 t_1 = W_2 t_2 + u t_{KS_1} \cos \epsilon + u t_{KS_2} \cos \epsilon = W_2 t_2 + u t_{360} \cos \epsilon .$$

Z tego

$$t_2 = \frac{W_1}{W_2} t_1 - \frac{u \cos \epsilon}{W_2} t_{360} \dots \dots \dots /5.5.2./$$

Podstawiamy wartość t_2 do równania /5.5.1./

$$\Delta t = t_1 + t_2 \frac{W_1}{W_2} - \frac{u \cos \epsilon}{W_2} t_{360} + t_{360}$$

Po dokonaniu przekształceń otrzymamy:

$$\Delta t = \frac{W_1 + W_2}{W_2} t_2 + \frac{W_2 - u \cos \epsilon}{W_2} t_{360}$$

To równanie można znacznie uprościć uwzględniając następujące zależności:

$$W_1 = V \cos KZ_1 - u \cos \epsilon$$

$$W_2 = V \cos KZ_2 - u \cos \epsilon$$

$$W_1 + W_2 = 2V (\cos KZ_1 + \cos KZ_2) \approx 2V$$

$$W_2 - u \cos \epsilon \approx V$$

Wówczas

$$\Delta t = \frac{2V}{W_2} t_1 + \frac{V}{W_2} t_{360} = \frac{V}{W_2} (2 t_1 + t_{360})$$

Z równania tego określamy t_1 :

$$t_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{W_2}{V} \Delta t - t_{360} \right)$$

Wpływ wiatru podczas lotu na pętli należy uwzględniać tylko w tym wypadku, gdy błąd na skutek nieuwzględnienia wiatru jest większy niż wymagana dokładność wyjściowa na cel. W praktyce często uwzględnia się wpływ wiatru na prostoliniowych odcinkach pętli, a pomija się wpływ wiatru na skrętach. W tym wypadku czas t_1 określa się za pomocą wzoru:

$$t_1 = \frac{W}{W_1 + W_2} (\Delta t - t_{360})^*$$

Powyższy wzór jest łatwo wyprowadzić ze wzoru 5.5.2./.

Błąd wyjścia na cel w czasie w tym wypadku jest równy:

$$\delta t = \frac{u \cos \epsilon}{W_2} \Delta t \quad /5.5.3./$$

$$\text{*/ W ciszy } t_1 = \frac{1}{2} (\Delta t - t_{360})$$

Rzeczą oczywistą jest, że błąd wyjścia na cel będzie tym większy, im większy jest wytracany czas i im większa jest prędkość wiatru. Znak błędu zależy od kąta wiatru ξ .

Przy $0 < \xi < 90^\circ$ $\delta t > 0$

$90 < \xi < 180^\circ$ $\delta t < 0$

$\xi = 90^\circ$ $\delta t = 0$

Zazwyczaj błąd nieuwzględnienia wpływu wiatru na skrętach nie przekracza 10-15% od wytraczonego nadmiaru czasu. Dlatego też dokładne uwzględnianie wpływu wiatru jest konieczne podczas wytracania dużych nadmiarów czasu $\Delta t = 6 \div 10$ min./. Tego rodzaju sytuacja może mieć miejsce podczas przeceLOWywania, zmiany czasu uderzenia, a także rozformowania ugrupowań dużych grup samolotów.

D r u g i w a r i a n t - wytracanie nadmiaru czasu na pętli otwartej /rys. 5.5.2./ - stosuje się dość rzadko, ponieważ w rezultacie wykonania manewru kierunek lotu zmienia się o 180° .

Nadmiar czasu w tym wypadku jest równy:

$$\Delta t = t_1 + t_{KS} + t_2$$

Uwzględniając, że

$$W_1 t_1 = W_2 t_2 - u t_{KS} \cos \xi,$$

otrzymamy

$$t_2 = \frac{W_1}{W_2} t_1 + \frac{u \cos \xi}{W_2} t_{KS}.$$

Po dokonaniu przekształceń otrzymamy:

$$\Delta t = \frac{V}{W_2} (2 t_1 - t_{KS})$$

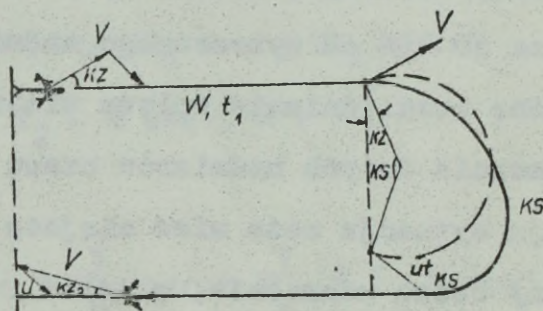
lub

$$t_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{W^2}{V} \Delta t - t_{KS} \right), \dots \dots \dots /5.5.4./,$$

gdzie $KS = 180 \pm KZ$

Dla ciszy t_1 jest równe:

$$t_1 = \frac{1}{2} (\Delta t - t_{180})$$



Rys. 5.5.2.

Na zakończenie krótko ocenimy rozpatrzone sposoby manewrowania zapewniające wyjście na cel w ustalonym czasie.

Dwa sposoby /manewrowanie prędkością i zmiana długości trasy/ umożliwiają nadrobienie niedomiaru i wytracanie nadmiaru czasu, a odchylenie od trasy i pętla zapewniają tylko wytracanie nadmiaru czasu.

Manewrowanie prędkością lotu może być stosowane przez wszystkie typy współczesnych samolotów posiadających odpowiednią rezerwę prędkości lotu. Podczas lotu po trasie bez załamań nadrabianie czasu może być realizowane tylko tym sposobem; jednak może on być stosowany znacznie rzadziej podczas lotu w ugrupowaniu bojowym.

Dla lotnictwa bombowego i transportowego najbardziej typowym sposobem jest zmiana długości trasy. Jednak w tym

przypadku podczas lotu w zwartym ugrupowaniu bojowym w rezultacie wykonania manewru może nastąpić zmiana ustalonych odstępów i odległości między samolotami. Odchylenie od trasy o kąt obliczony i lot na pętli celowo jest stosować dla wytracania nadmiaru czasu przed lądowaniem na trasie i w rejonie lotniska. Oprócz tego lot na pętli może być stosowany podczas dyżurowania w powietrzu.

Obydwa sposoby mogą być stosowane tylko przez pojedyncze samoloty i nieduże grupy samolotów lecących w zwartym ugrupowaniu bojowym.

5.6. WYJŚCIE NA CEL Z USTALONEGO KIERUNKU

Wyjście na cel z ustalonego kierunku jest ważnym elementem, od którego zależy efektywność wykonania zadania bojowego. W warunkach użycia współczesnych środków rażenia, szczególnie rakiet klasy "powietrze-ziemia", wyjście na cel z ustalonego kierunku ma bardzo duże znaczenie. Możliwość wykrycia, odszukania i celowania w dużym stopniu są zależne od zajęcia na cel, ponieważ widzialność wzrokowa i radiolokacyjna celów jest niejednakowa z różnych kierunków. Przy wykonywaniu uderzeń w ograniczonym rejonie i na obiekty morskie uzgodnienie działań grup lotniczych wymaga ścisłego utrzymania zawczasu ustalonych kierunków zajęcia.

Na trasie więc lotu przy podchodzeniu do celu załoga powinna określić rozbieżności między rzeczywistym i ustalonym kierunkiem zajęcia na cel i podjąć odpowiednią decyzję w celu zlikwidowania popełnionych odchyżeń. Ponieważ podstawową przyczyną niedokładnego wyjścia w kierunku są błędy manewrowania samolotu, to rzeczą oczywistą jest, że manewrowa-

nie należy wykonywać na ostatnim odcinku trasy lotu bezpo -
średnio przed celem, tak by wyjście na ustalony kurs nastą -
piło w odległości od celu zapewniającej jego wykrycie i wy -
konanie celowania.

Rozpatrzmy, w jaki sposób należy wykonywać manewr,
by wyjść na cel z ustalonego kierunku. Przede wszystkim trze -
ba zaznaczyć, że dokładne wyjście z tego kierunku może być
zapewnione w rezultacie utrzymania ustalonych warunków lotu
i przestrzegania podstawowych zasad nawigacji, a także drogą
zawczasu przeprowadzonego manewru podczas wychodzenia na cel.

W najbardziej ogólnym wypadku zadanie wyjścia na cel
z ustalonego kierunku można sformułować w sposób następujący.
W odległości S km od celu załoga określiła rozbieżność między
rzeczywistym a ustalonym kątem drogi wyjścia na cel (ΔK). Na -
leży wykonać manewr zapewniający wyjście na wyznaczoną linię
drogi w odległości r_{km} od celu. Wielkość r zależna jest od
stosowanych środków rażenia i celowania, a także od stopnia
przygotowania załóg.

We współczesnych warunkach wielkość ta waha się w
przedziale od 40 do 300 km /dla rakiet klasy "powietrze-zie -
mia"/. Typowy schemat manewru pokazany jest na rys. 5.6.1.
Samolot zmienia kurs lotu w stosunku do rzeczywistej linii
drogi o kąt K_S , następnie leci po prostej l_{km} i wykonuje
skręt na nakazany kierunek zajęcia.

Drugi skręt wykonywany jest o kąt $(K + \Delta K)$ i kończy
się w odległości r_{km} od celu. Manewr jest stosunkowo prosty.
Jednak obliczenie parametrów tego manewru nastrocza pewne
trudności, ponieważ w każdym przypadku należy określić war -

gdzie

$$CM = ER - NP - AK = r \sin \Delta K - R(\cos \Delta K - 2 \cos KS - 1)$$

Rozwiązując równanie /5.6.2./ względem l otrzymamy:

$$l = \frac{r \sin \Delta K + 2 R \cos KS - R(1 + \cos \Delta K)}{\sin KS} \dots /5.6.3./$$

Następnie podstawiamy otrzymaną wartość l do równania /5.6.1./ i rozwiązujemy je względem KS :

$$KS = \arccos \left[\frac{-2 R d_0 + d_1 \sqrt{d_0^2 + d_1^2 - 4 R^2}}{d_0^2 + d_1^2} \right],$$

gdzie

$$d_0 = r \sin \Delta k - R(1 + \cos \Delta k); \quad d_1 = S - R \sin \Delta k - r \cos \Delta k$$

Jeżeli podstawimy do równania /5.6.3./ określoną wartość KS , to można obliczyć potrzebną długość odcinka poziomego l , a następnie potrzebną parę wartości KS i l dla konkretnych warunków wyjścia na cel $/\Delta k, S, r/$.

Oprócz tych wielkości celowo jest jednocześnie określić, o ile zwiększy się przebyta droga podczas wykonywania manewru w porównaniu do drogi wyjścia na cel po prostej. Znajdujemy różnicę $\Delta S = S_{\text{man}} - S$

Na podstawie rys. 5.6.1. można zapisać

$$S_{\text{man}} = R KS + l + R (KS + \Delta k) + r.$$

Wówczas

$$\Delta S = R (2 KS + \Delta k) + l + r - S.$$

Rzeczą oczywistą jest, że korzystanie z wyprowadzonych równań podczas lotu nie ma żadnego sensu. Należy zawnoczasu, wykorzystując techniczne urządzenia liczące, wykonać obli-

czenia dla różnych wartości Δk , S i r i rezultaty obliczeń ująć w postaci wykresów lub tabel.

Niżej przytoczono jedną z tabel obliczoną za pomocą EMC M-20 .

Tabela 5.6.1.

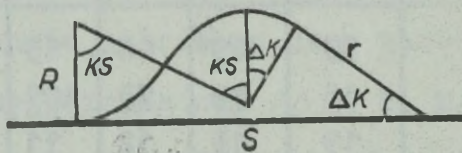
$r = 50 \text{ km}; \quad R = 10 \text{ km}$

Δk /stopnie/		S [km]						
		75	100	125	150	175	200	225
10	KS /stopnie/	26	11	7	5	5	4	3
	l /km/	16	47	73	99	124	149	174
	ΔS /km/	4	3	3	3	2	2	2
20	KS	46	21	13	10	8	7	6
	l	15	45	71	98	123	148	173
	ΔS	10	7	6	6	6	5	5
30	KS	59	29	18	15	12	10	9
	l	18	48	73	101	125	152	177
	ΔS	19	13	12	11	11	11	11
40	KS	61	35	23	19	16	13	11
	l	26	54	78	105	129	157	181
	ΔS	30	23	21	19	19	18	18
50	KS	60	38	25	21	19	16	15
	l	37	64	86	112	134	162	186
	ΔS	42	33	30	28	27	26	26
60	KS	58	39	26	22	20	16	15
	l	47	70	94	120	142	170	194
	ΔS	53	44	41	38	37	36	36

Z tabeli wynika, że na przykład dla wyjścia na cel z nakazanego kierunku przy $r = 50$ km, $S = 100$ km i $\Delta k = 40^\circ$ należy wykonać odchylenie o kąt $KS = 35^\circ$ i przelecieć po prostej $l = 54$ km.

Jeżeli kierunek lotu, różniący się od kierunku zajścia na cel, jest określany w zamiarze dowódcy /na przykład ze względu na uzyskanie zaskoczenia/, to manewr w celu wyjścia na ustalony kierunek należy wykonywać na minimalnej odległości dopuszczalnej od celu. Z równania/5.6.1./i rys.5.6.1. wynika, że długość minimalną S uzyskujemy przy $l = 0$ /rys. 5.6.2./. W tym wypadku

$$S = 2 R \sin KS + R \sin \Delta k + r \cos \Delta k$$



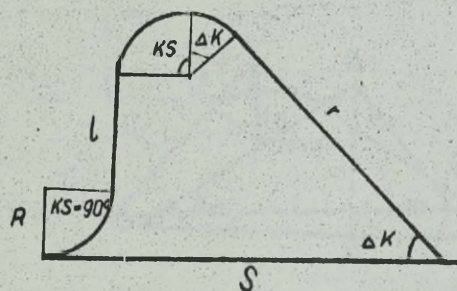
Rys. 5.6.2.

Jednak tego rodzaju manewr może być stosowany w sporadycznych wypadkach, ponieważ w tej sytuacji należy dobrze brać zależnie od Δk i r odpowiednie wartości promienia skrętu /to znaczy kąta przechyłu i prędkości/, co ogranicza możliwości manewru.

Jeżeli założymy pewne ograniczenia w odniesieniu do kąta skrętu, przyjmując $KS \geq 90^\circ$, to minimalną długość S przy ustalonym promieniu skrętu uzyskamy, gdy $KS = 90^\circ$ /rys. 5.6.3./. W tym wypadku należy określić czas trwania lotu na odcinku prostoliniowym l . Z rys. 5.6.3. wynika, że potrzeb-

ną długość odcinka prostoliniowego l można określić za pomocą wzoru:

$$l = r \sin \Delta k - R / 1 - \cos \Delta k /$$



Rys. 5.6.3.

W tym wypadku manewr należy rozpocząć w odległości S :

$$S = r \cos \Delta k + R / 2 + \sin \Delta k /$$

Z wystarczającą dla celów praktycznych dokładnością można zamienić we współczynnikach przy R wartości $\cos \Delta k = 1$ i $\sin \Delta k = 0$. Wówczas wzory znacznie się upraszczają:

$$l = r \sin \Delta k - R$$

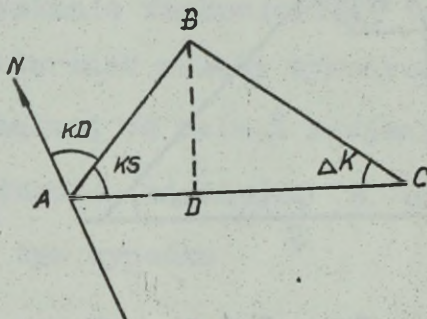
$$S = r \cos \Delta k - 2 R$$

Tego rodzaju rozwiązanie zadania jest celowe przy odległościach rozpoczęcia manewru S nie większych niż 150-200 km. Przy większych odległościach, co może mieć miejsce w lotnictwie przenośnym rakiety, należy stosować obliczenia przybliżone bez uwzględnienia toru skrętu, kiedy kąt skrętu lub kurs lotu do wyznaczonego punktu mogą być określone bezpośrednio na mapie /rys. 5.6.4./ lub obliczone za pomocą

Wzoru wynikającego z rys. 5.6.4.:

$$\operatorname{tg} KS = \frac{BD}{AD},$$

gdzie $BD = r \sin \Delta k$; $AD = AC - DC = S - r \cos \Delta k$



Rys. 5.6.4.

Wówczas

$$\operatorname{tg} KS = \frac{r \sin \Delta k}{S - r \cos \Delta k}.$$

Następnie możemy obliczyć według wzoru:

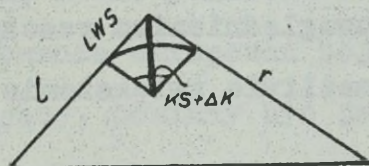
$$l = \frac{r \sin \Delta k}{\sin KS}$$

Przy dużych odległościach rozpoczęcia manewru tego rodzaju rozwiązanie jest w pełni dopuszczalne. W tym wypadku przy wykonywaniu skrętu na kurs nakazany trzeba będzie uwzględnić wyprzedzenie liniowe /LWS/ i rozpoczynać skręt z górnym zawczasu. Jeżeli czas lotu po prostej AB /rys. 5.6.5./, czyli $t = \frac{l}{V}$, to skręt trzeba będzie rozpoczynać po upływie czasu obliczonego według wzoru:

$$t_r = \frac{l - R \operatorname{tg} \frac{KS + \Delta k}{2}}{V}$$

Jeżeli w pobliżu linii drogi wyznaczonej znajduje się dobry radiolokacyjny punkt orientacyjny, to skręt należy rozpocząć w odległości od tej linii obliczanej według wzoru:

$$S = R \operatorname{tg} \frac{KS + \Delta k}{2} .$$



Rys. 5.6.5.

Przy wyborze manewru, a także podczas manewrowania należy brać pod uwagę wymaganą dokładność wyjścia na ustalony kierunek, która zależy od możliwości wykrycia obiektu /sektory obserwacji i odległości/, środków i sposobów celowania oraz możliwości manewrowych samolotu.

6. FORMOWANIE UGRUPOWAŃ BOJCWYCH

6.1. Zasady ogólne

Formowanie ugrupowań bojowych jest jednym z najważniejszych etapów lotu bojowego. Od prawidłowej organizacji i realizacji formowania ugrupowania bojowego zależy pomyślne wykonanie zadania bojowego. Oprócz tego prawidłowy wybór sposobu formowania - z uwzględnieniem rzeczywistych warunków sytuacji bojowej - umożliwia zwiększenie taktycznego promienia działania.

W warunkach współczesnych do najbardziej rozpowszechnionych należą urzutowane, rozśrodkowane i luźne ugrupowania bojowe, składające się z kilku grup /par, kluczy/, które mogą mieć różne przeznaczenie taktyczne. Tego rodzaju ugrupowania są szczególnie charakterystyczne dla lotnictwa bombowego, frontowego i dalekiego zasięgu oraz dla lotnictwa transportowego. Ugrupowania bojowe samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych w zasadzie składają się z małych grup w składzie pary lub klucza.

Małe grupy /para, klucz/ mogą wykonywać lot w zwartych ugrupowaniach bojowych.

Ogólnie rzecz biorąc, w procesie formowania ugrupowania bojowego wyróżnia się następujące etapy:

- start i nabór wysokości formowania ugrupowania bojowego;
- wyjście na punkt wyjściowy rozpoczęcia manewrowania;
- manewrowanie w celu zajęcia wyznaczonego miejsca w ugrupowaniu bojowym.

Sposób formowania ugrupowania bojowego określa się w zależności od tego, jak realizowane są poszczególne etapy.

Wybierając sposób formowania ugrupowania bojowego należy uwzględniać sytuację, warunki atmosferyczne, poziom przygotowania załóg samolotów, rodzaj sprzętu i możliwości wykorzystania technicznych środków nawigacji, a także ograniczenia w zakresie wykonywania lotów w rejonie bazowania. Każdy sposób formowania ugrupowania bojowego powinien uwzględniać podstawowe wymagania, które pokrótce rozpatrzemy.

Sposoby formowania ugrupowań bojowych, opanowane przez personel latający, powinny być jednakowe dla różnych warunków lotu /dla zwykłych i trudnych warunków atmosferycznych, dla warunków dziennych i nocnych itp./, ułatwia to bowiem organizację i wykonywanie lotów. Dlatego też podstawowe sposoby formowania ugrupowań bojowych powinny być uniwersalne, to znaczy możliwe do zastosowania w każdych warunkach prowadzenia działań bojowych.

Oprócz tego, uwzględniając duże zużycie paliwa współczesnych samolotów na wysokościach formowania ugrupowań bojowych, sposoby formowania powinny być ekonomiczne, to znaczy zapewniające minimalną stratę czasu i przestrzeni bez wykonywania lotu po trasie lotu do celu, co jest szczególnie ważne dla lotnictwa myśliwskiego i myśliwsko-bombowego. Jednocześnie powinna być zapewniona skrytość formowania ugrupowania bojowego, co osiąga się poprzez wybór odpowiednich wysokości formowania, ustalenie ograniczeń w utrzymywaniu łączności radiowej, i dzięki stosowaniu innych przedsięwzięć. Najważniejsze jest jednak to by niezbędny manewr dla sformowania ugrupowania bojowego był prosty, niezawodny i bezpieczny.

Istota formowania ugrupowania bojowego polega na zmianie odstępów i odległości między samolotami, co powinno nastąpić po wykonaniu startu i naborze wysokości, ażeby w wyniku wykonania odpowiedniego manewru samoloty znalazły się w zawczasu ustalonych miejscach w ugrupowaniu bojowym. Zazwyczaj w wyniku manewrowania dokonuje się zwierania tzn. zmniejsza się poprzednie odległości. Stosunkowo rzadko dokonuje się rozluźniania.

Zmianę odległości i odstępów można osiągnąć manewrując prędkością, kierunkiem i wysokością lotu /rozdziały 1,2 i 4/. Dlatego też nazwy sposobów formowania ugrupowań bojowych związane są w zasadzie z rodzajami manewrów wykonywanego w celu zmiany odległości i odstępów.

6.2. Start i nabór wysokości

Start w zasadzie wykonywany jest pojedynczymi samolotami lub parami; w pewnych tylko przypadkach może on być wykonywany kluczami lub oddziałami /LB i LT/.

Odstęp czasowy Δt_{st} zależy jest od typu samolotu, poziomu przygotowania załóg, warunków startu /warunki atmosferyczne, pora doby i inne/ i klasy lotniska.

Dla współczesnych samolotów odstęp startu wahają się w przedziale 20-60 sek. /sztuczne pasy startowe/ i 2-4 min. i więcej dla lotnisk z gruntowym pasem startowym.

Długość startu grupy jest równa:

$$t_{st} = \sum_{i=1}^{n-1} \Delta t_{st_i} \dots \dots \dots /6.2.1./,$$

gdzie: n - ilość startujących samolotów /grup /.

Jeżeli samoloty lub grupy startują w równych odstępach, to:

$$t_{st} = (n - 1)\Delta t_{st} \dots \dots \dots /6.2.2./$$

Przy wykonywaniu wstępnych obliczeń nawigacyjnych najczęściej korzysta się z ostatniego wzoru.

Rzeczywiste odstępy czasowe startu z zasady będą różne. Jeżeli przy organizowaniu lotów znajdzie konieczność wykonywania startu ze ściśle ustalonymi odstępami, to należy wykonywać go na podstawie komend z SSD.

Naboru wysokości formowania ugrupowania bojowego w zwykłych warunkach atmosferycznych przez pojedyncze samoloty, pary lub klucze dokonuje się przy zachowaniu odległości czasowych równych odstępowi startu. Czas naboru wysokości może być określony według wzorów /4.1.1./ i /4.1.3/.

W trudnych warunkach atmosferycznych, kiedy nabieranie wysokości związane jest z przebijaniem chmur, a także w nocy, konieczne są specjalne przedsięwzięcia zapewniające bezpieczeństwo wykonania lotu. Zazwyczaj bezpieczeństwo to zapewnia się przebijając chmury przy zachowaniu bezpiecznych odległości, różnic wysokości i kątów rozejścia.

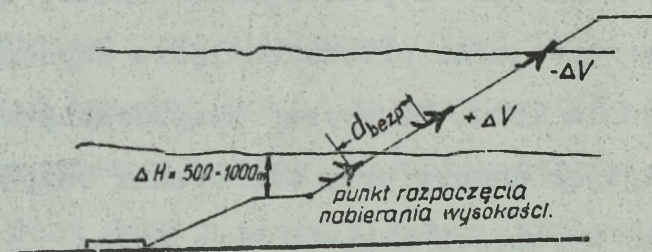
Wymienione sposoby mogą być stosowane w różnych kombinacjach.

Nabór wysokości /przebijanie chmur/ przy zachowaniu bezpiecznych odległości

Nabór wysokości przy zachowaniu bezpiecznych odległości jest najbardziej rozpowszechnionym sposobem stosowanym przy pojedynczym starcie samolotów we wszystkich rodzajach lotnictwa /rys. 6.2.1./. W tym przypadku samoloty samodziel-

nie wychodzą na punkt rozpoczęcia przebijania chmur i nabierają wysokość po jednym torze naboru wysokości. Odległość między samolotami powinna być nie mniejsza od bezpiecznej. Wielkość bezpiecznej odległości można określić na podstawie następującego rozumowania. Niebezpieczne zbliżenie /zderzenie/ może nastąpić wtedy, kiedy samoloty prawidłowo wykonują lot po torze naboru wysokości, lecz popełniają błędy w utrzymywaniu ustalonej prędkości lotu. ΔV . Najniebezpieczniejszy jest przypadek, gdy dwa najbliższe samoloty popełniają błędy w utrzymywaniu prędkości o różnych znakach /rys. 6.2.1./, to znaczy zbliżają się z prędkością $2 \Delta V$. Ponieważ tego rodzaju zbliżenie może mieć miejsce przez cały czas nabierania wysokości, bezpieczną odległość d_{bezp} można określić za pomocą wzoru:

$$d_{\text{bezp}} = 2 \Delta V t_{\text{wzn}},$$



Rys. 6.2.1.

gdzie ΔV - maksymalny błąd w utrzymaniu ustalonej prędkości nabierania wysokości;

t_{wzn} - czas nabierania wysokości /przebijania chmur/.

Bezpieczną odległość czasową Δt_{bezp} można określić za pomocą wzoru:

$$\Delta t_{\text{bezp}} = 2 \frac{\Delta V}{V_{\text{sr}}} t_{\text{wzn}},$$

gdzie V_{gr} - prędkość średnia naboru wysokości.

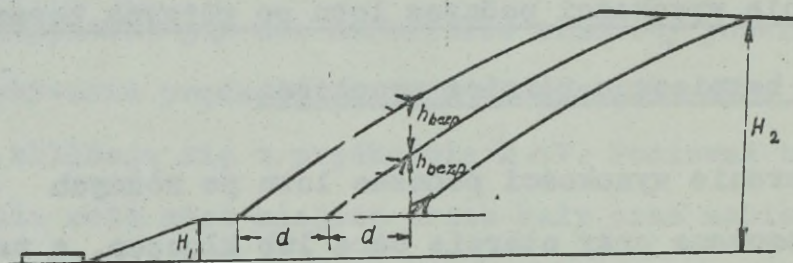
Nabieranie wysokości z zachowaniem odległości bezpiecznych jest celowe w przypadku, gdy $\Delta t_{st} \geq \Delta t_{bezp}$. Jeżeli minimalny odstęp startu jest mniejszy od odległości bezpiecznej, należy stosować inne sposoby zapewnienia bezpieczeństwa, ponieważ nabieranie wysokości przy zachowaniu odległości bezpiecznych zwiększa długotrwałość startu grupy.

Nabieranie wysokości podczas lotu po różnych torach z bezpieczną różnicą wysokości

Nabieranie wysokości podczas lotu po różnych torach może być stosowane przy starcie parą lub kluczem, a także w przypadku, gdy odstęp startu jest mniejszy od bezpiecznej odległości czasowej między samolotami. Wymieniony sposób najczęściej znajduje zastosowanie w lotnictwie bombowym i transportowym.

Do nabierania wysokości /przebijania chmur/ wyznacza się kilka torów. Wyboru torów dokonuje się z takim wyliczeniem, żeby różnica wysokości między dowolnymi punktami sąsiednich torów, położonych na tej samej linii pionowej, była nie mniejsza od bezpiecznej różnicy wysokości /rys.6.2.2./ . W ten sposób zapewnia się bezpieczeństwo nabierania wysokości, to znaczy tory naboru wysokości nie będą przecinać się nawet wtedy, gdy dwa najbliższe samoloty będą popełniać błędy w utrzymywaniu warunków lotu. Praktycznie samoloty podczas nabierania wysokości po różnych torach będą się znajdowały na tej samej linii pionowej tylko w początkowej fazie nabierania wysokości. W miarę nabierania wysokości samolot,

który zaczął realizować to wcześniej, będzie lecieć po wyznaczonym torze z większą prędkością /wraz ze wzrostem wysokości prędkość rzeczywista rośnie/. Zapewni to mu większe bezpieczeństwo; niebezpieczeństwo zaistniałoby tylko w tym wypadku, gdyby samoloty /oprócz błędów w wysokości/ musiały zbliżyć się i wyjść na ten sam tor.



Rys. 6.2.2.

Określmy, jaka powinna być odległość pozioma pomiędzy poszczególnymi torami /d/ na wysokości początkowej /H/. Przy starcie w składzie pary drugi samolot powinien wykonać lot po prostej przez czas niezbędny pierwszemu samolotowi na nabór wysokości bezpiecznej /h_{bezp}/:

$$t_w = \frac{h_{bezp}}{V_z} \dots \dots \dots /6.2.3./,$$

$$d = \frac{h_{bezp}}{V_z} V_1 \dots \dots \dots /6.2.4./$$

Wysokość bezpieczną określamy według wzoru:

$$h_{bezp} = 2 (\Delta V_z t_{wzn} + \Delta h_{pom}) + \Delta h_{gw},$$

gdzie: Δh_{pom} - błąd pomiaru wysokości za pomocą wysokościomierza barometrycznego;

Δh_{gw} - gwarantowana różnica wysokości; ustala się ją w zależności od warunków lotu w przedziale 50-150 m.

W wypadku przeprowadzania kontroli warunków nabierania wysokości czas kontroli będzie odpowiadać czasowi trwania nabierania wysokości oddzielnego rzutu, a wysokość h_{bezp} zmniejszy się. Dlatego też odległość między torami naboru będzie mniejsza, a więc nabieranie nakazanej wysokości będzie bardziej ekonomiczne. Jednak tego rodzaju sposób nabierania wysokości można zalecić tylko wielozalogowym samolotom lub w wypadku prowadzenia kontroli nabierania wysokości z ziemi.

Jeżeli przed rozpoczęciem nabierania wysokości /przebijanie chmur/ lot był wykonywany w zwartym ugrupowaniu bojowym w składzie większym niż dwa samoloty /klucz, piątka/, to czas wytrzymania można określić za pomocą wzoru:

$$t_{w_n} = (N - 1) t_w \dots \dots \dots /6.2.5./,$$

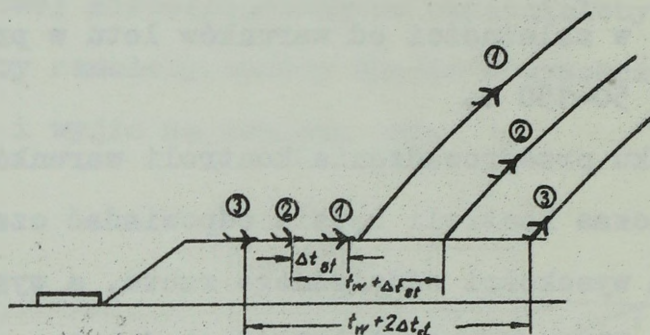
gdzie: N - kolejny numer samolotu przechodzącego do nabierania wysokości.

Przy starcie pojedynczymi samolotami, gdy odstępy startu lub odległości wyjściowe są mniejsze od czasu wytrzymania /rys. 6.2.3./, czas wytrzymania t'_w określa się w następujący sposób:

$$t'_w = t_w \pm t_p$$

lub

$$t'_w = t_w \pm \Delta t_{\text{st}}$$



Rys. 6.2.3.

Znak "plus" jest słuszny dla przypadku, kiedy jako pierwszy przechodzi do nabierania wysokości samolot prowadzący, a znak "minus" - kiedy rozpoczyna nabieranie wysokości samolot prowadzony.

W celu zmniejszenia długotrwałości lotu na małej wysokości przy dużej ilości samolotów można łączyć wymieniony sposób z przebijaniem chmur z bezpiecznymi odstępami, to znaczy można wyznaczyć dwa-trzy torzy naboru wysokości, a na każdym torze rozśrodkować samoloty na bezpieczne odległości. Wówczas na przykład pierwszy i trzeci samolot wykonuje lot po wydzielonych torach nabierania wysokości; czwarty samolot wykonuje lot po pierwszym torze, piąty - po drugim itd. Między samolotami lecącymi po tym samym torze ustalą się odległości równe lub większe od bezpiecznych.

Nabieranie wysokości /przebijanie chmur/ z bezpiecznymi kąta mi rozejścia

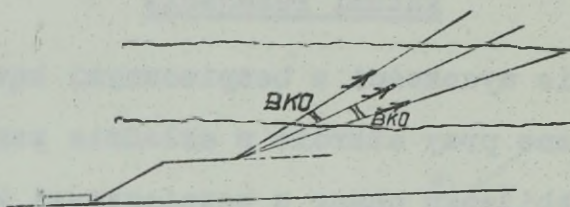
Nabieranie wysokości z bezpiecznymi kątami rozejścia może być stosowane przy starcie w składzie pary lub klucza.

Przy przebijaniu chmur z bezpiecznymi kątami rozejścia para lub klucz leci na punkt nabierania wysokości i na rozkaz samolotu prowadzącego jednocześnie przechodzi do nabierania wysokości. Samolot prowadzący nabiera wysokość zachowując kierunek startu, a samoloty prowadzone zmieniają kurs o wartość kąta bezpiecznego /rys.6.2.4./. Wielkość kąta odchylenia zależna jest od możliwego błędu w utrzymaniu wyznaczonego kierunku w czasie trwania naboru wysokości. Jeżeli przyjmiemy, że średni kwadratowy błąd utrzymania nakazanego kursu jest równy $1,5-2^\circ$ i w pomiarze kursu $1-2^\circ$, to błąd maksymalny w utrzymaniu kierunku naboru wysokości Δk wyniesie około 8° . Stąd też wielkość bezpiecznego kąta rozejścia /BKR/ będzie równa:

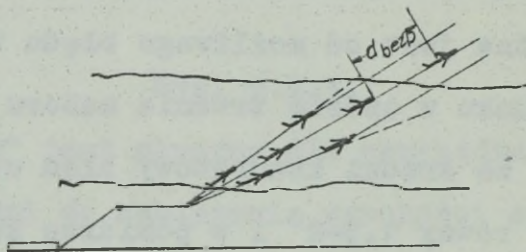
$$\text{BKR} = 2 \Delta k = 15-20^\circ$$

Przy dużej grubości chmur po wyjściu nad chmury samoloty pary lub klucza mogą znaleźć się w dużych odstępach od siebie, co utrudni im zbiórkę. Na przykład jeżeli droga naboru wysokości $S_{\text{wzn}} = 60$ km, to sąsiednie samoloty znajdują się nad chmurami w odstępach około 20 km.

Dlatego też, samoloty prowadzone po nabraniu 3000 - 4000 m wysokości mogą przejść na równoległy kurs lotu, a następnie dalej nabierać wysokość.



Rys. 6.2.4.



Rys. 6.2.5.

Podczas przebijania chmur o bardzo dużej grubości ,
 kiedy bezpieczne odległości czasowe są znacznie większe od
 odstepu startu, można organizować klejne przebijanie chmur
 z bezpiecznymi kątami rozejścia /rys. 6.2.5./. W tym przy-
 padku na każdym kierunku natierania wysokości samoloty lecą
 na odległościach równych lub przekraczających bezpieczne, a
 odległości między samolotami na jednym kierunku będą równe
 $N\Delta t_{st}$, gdzie N - liczba kierunków przebijania /2 lub 3/.

6.3. Zmiana odległości liniowych i czasowych zależnie od wielkości zmiany prędkości i wysokości lotu

W praktycznej działalności dość często wysokość i

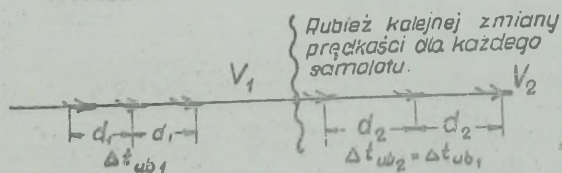
prędkość lotu podczas formowania ugrupowania bojowego różnią się od wysokości lotu po trasie i w rejonie celu. Należy to uwzględnić organizując formowania ugrupowania bojowego, ponieważ wraz ze zmianą prędkości lotu przy stałych odległościach liniowych zmniejszają się odległości czasowe, i odwrotnie: przy zachowaniu stałych odległości czasowych będą się zmieniać odległości liniowe. Analogiczne zmiany mogą mieć miejsce przy nabieraniu wysokości i zniżaniu, ponieważ i w tych przypadkach zmienia się prędkość.

Zazwyczaj dla rozśrodkowanych ugrupowań bojowych określa się odległości czasowe odpowiednio do wysokości wykonania uderzenia /wykonania zadania bojowego/, a dla ugrupowań luźnych ustala się odległości liniowe, które powinny być utrzymywane przez cały czas lotu. Dla spełnienia tych wymagań przystępując do formowania ugrupowań bojowych i określania profilu lotu trzeba wiedzieć, w jaki sposób zmieniają się odległości liniowe i czasowe zależnie od warunków lotu.

Rozpatrzmy zależność zmiany odległości liniowych i czasowych od sposobu zmiany prędkości /wysokości/ lotu.

Kolejna zmiana prędkości

Założymy, że samoloty lecące z prędkością lotu V_1 /rys. 6.3.1./ dzielą odległości liniowe d_1 , którym odpowiadają odległości czasowe $\Delta t_{u.b_1}$.



Rys. 6.3.1.

Z chwilą wyjścia na nakazaną rubież każdy samolot zmienia prędkość lotu do wartości V_2 . Tak więc zmiana prędkości ma miejsce kolejno nad tą samą rubieżą. Rzeczą oczywistą jest, że w tym przypadku odległość czasowa między samolotami pozostanie bez zmian, ponieważ samoloty odchodzą od rubieży zmiany prędkości z odstępem $\Delta t_{u.b_1}$.

Stąd

$$\Delta t_{u.b_1} = \Delta t_{u.b_2}$$

lub

$$\frac{d_1}{V_1} = \frac{d_2}{V_2}$$

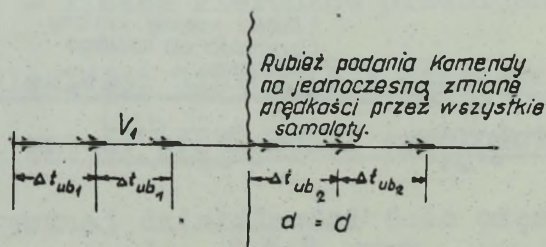
Z ostatniej równości wynika, że odległość liniowa między samolotami zmieni się:

$$d_2 = \frac{V_2}{V_1} d_1 \dots \dots \dots /6.3.1./$$

Jeżeli zmieni się prędkość lotu na większą $/V_2 > V_1/$, to odległość liniowa zwiększa się $/d_2 > d_1/$, i odwrotnie, w przypadku jeżeli $V_2 < V_1$, to odległość liniowa zmniejsza się $/d_2 < d_1/$.

Jednoczesna zmiana prędkości

Zmiany prędkości lotu od wartości V_1 do wartości V_2 mogą dokonać jednocześnie wszystkie samoloty ugrupowania bojowego na rozkaz samolotu prowadzącego.



Rys. 6.3.2.

Z chwilą wyjścia tego samolotu na rubież zmiany prędkości /rys. 6.3.2./ wszystkie samoloty zwiększają prędkość lotu. W wyniku tego manewru położenie względne samolotów nie zmieni się; bez zmian pozostaną również odległości liniowe.

$$d_1 = d_2$$

lub

$$V_1 \Delta t_{u.b_1} = V_2 \Delta t_{u.b_2}$$

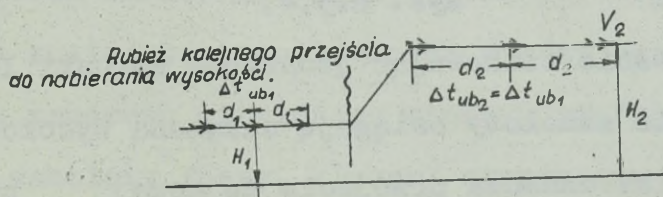
Stąd też odległości czasowe zmieniają się zgodnie z równością:

$$\Delta t_{u.b_2} = \frac{V_1}{V_2} \Delta t_{u.b_1}$$

Ze wzoru /6.3.2./ wynika, że przy zwiększaniu prędkości lotu odległości czasowe zmniejszają się, a przy zmniejszeniu - zwiększają się.

Kolejna zmiana wysokości

Na rys. 6.3.3. pokazany jest sposób kolejnego przechodzenia grupy samolotów do nabierania wysokości.



Rys. 6.3.3.

Każdy samolot z chwilą wyjścia na wyznaczoną rubież przechodzi do nabierania wysokości utrzymując ustalone wcześniej warunki lotu. Na skutek tego, że w miarę nabierania wysokości rzeczywista prędkość lotu rośnie, na wysokości H_2 prędkość lotu grupy będzie równa V_2 , przy czym samoloty

przechodzą na tę prędkość kolejno.

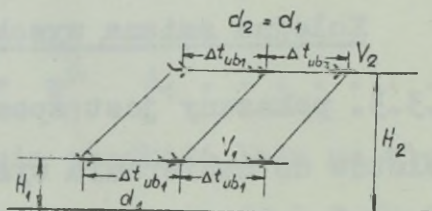
Dlatego też - tak samo jak w przypadku kolejnej zmiany prędkości lotu - odległości czasowe między samolotami pozostaną bez zmian, zmieniają się natomiast odległości liniowe:

$$\Delta t_{u.b_1} = \Delta t_{u.b_2}$$

$$d_2 = \frac{V_2}{V_1} d_1 \quad /6.3.3./$$

Jednoczesna zmiana wysokości

Jednoczesną zmianę wysokości nazywamy często nabieraniem wysokości metodą "wszystkie razem" /rys. 6.3.4./. Wysokość zmieniają - na komendę samolotu prowadzącego - wszystkie



Rys. 6.3.4.

samoloty jednocześnie zachowując jednakowe warunki lotu. Dlatego też wszystkie samoloty osiągają nakazaną wysokość jednocześnie, co również oznacza przejście do nowej prędkości lotu. Rzeczą oczywistą jest, że w tym przypadku odległości liniowe między samolotami pozostaną bez zmian, a odstępy czasowe zmieniają się:

$$d_1 = d_2$$

$$\Delta t_{u.b_2} = \frac{V_1}{V_2} \Delta t_{u.b_1} \dots \dots \dots /6.3.4./$$

Z przeprowadzonych rozważań można wyciągnąć następujące wnioski:

- dla zachowania bez zmian odległości czasowych między samolotami po sformowaniu rozśrodkowanych ugrupowań bojowych należy warunki lotu zmieniać kolejno;
- dla zachowania odległości liniowych należy zmieniać warunki lotu jednocześnie.

Oprócz tego należy mieć na uwadze to, że w celu rozluźnienia lub zwierzenia ugrupowań bojowych mogą być stosowane różne sposoby zmiany warunków lotu samolotów.

6.4. Formowanie ugrupowania bojowego metodą dopędzania na trasie

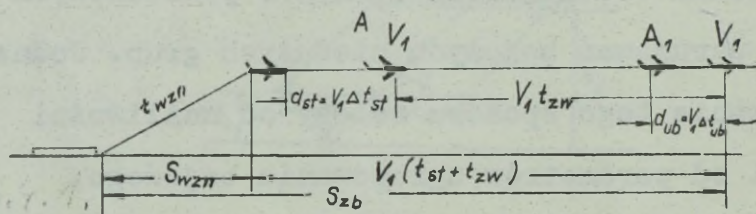
Formowanie ugrupowania bojowego metodą dopędzania na trasie w chwili obecnej jest jednym z podstawowych sposobów formowania ugrupowań bojowych niedużych grup. Jednak celowość stosowania tego sposobu zależy od możliwości zmiany prędkości i od parametrów ugrupowania bojowego.

Istota formowania ugrupowania bojowego tym sposobem polega na zmniejszaniu odległości między samolotami /grupami/ drogą zawczasu ustalonego manewru prędkością lotu. Pojedyncze samoloty /pary, klucze/ startują w określonej kolejności przechodząc do nabierania wysokości formowania ugrupowania bojowego. Po osiągnięciu przez ostatni samolot nakazanej wysokości dowódca grupy podaje komendę do jednoczesnego zwiększenia prędkości. Manewr może być wykonywany z zachowaniem kierunku startu lub w innym kierunku. W ostatnim przypadku wszystkie samoloty w trakcie nabierania wysokości lub po osiągnięciu nakazanej wysokości zmieniają kierunek lotu.

Prowadzący /główny/ samolot przez cały czas manewru utrzymuje stałą prędkość. Na komendę prowadzącego wszystkie samoloty prowadzone zwiększają prędkość lotu do zawczasu ustalonej wartości, która może być niejednakowa. W celu zajęcia odpowiedniego miejsca w ugrupowaniu bojowym każdy prowadzony leci przez określony czas, który nazywa się czasem zwierania.

W dalszych rozważaniach słowo "grupa" będzie pominięte, niemniej wszystkie uwagi dotyczące pojedynczych samolotów będą odnosiły się również do grup.

Po upływie ustalonego czasu wszystkie samoloty ugrupowania bojowego ustalają jednakową prędkość lotu. Na rys. 6.4.1. pokazany jest schemat formowania ugrupowania bojowego



Rys. 6.4.1.

metodą dopędzania na trasie. Po wykonaniu startu odległości liniowe między samolotami wynoszą:

$$d_{st} = V_1 \Delta t_{st}$$

gdzie V_1 - prędkość lotu na ustalonej wysokości;

Δt_{st} - odstęp czasowy startu.

Odległość AH jest odcinkiem zwierania. Po zakończeniu zwierania między samolotami ustala się odległość liniową d_{ub} .

Rozpatrzmy podstawowe wzory niezbędne do wstępnych obliczeń nawigacyjnych i do organizacji formowania ugrupowania bojowego.

Długość zwierania dwóch samolotów, które przed wykonaniem manewru dzieliła odległość liniowa d_{st} , a po wykonaniu manewru d_{ub} , można określić według wzoru:

$$t_{zw} = \frac{d_{st} - d_{u.b}}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

lub

$$t_{zw} = \frac{V_1 (\Delta t_{st} - \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

Długość zwierania grup w składzie n samolotów jest równa:

$$t_{zw} = \frac{V_1(n-1)(\Delta t_{st} - \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots \dots \dots /6.4.1./$$

W tym przypadku prędkość V_2 jest prędkością ostatniego samolotu całej grupy. Rzeczą oczywistą jest, że jeśli wszystkie samoloty /oprócz prowadzącego/ będą lecieć ze stałą prędkością V_2 , to każdy samolot w grupie będzie zajmował wyznaczone miejsce w różnym czasie, ponieważ drugi samolot szybciej osiągnie nakazaną odległość w stosunku do pierwszego samolotu niż trzeci w stosunku do drugiego itd. W związku z tym wszystkie samoloty będą przechodzić na poprzednią /mniejszą/ prędkość lotu w różnym czasie. Czas zwierania dla każdego samolotu w grupie może być obliczony według wzoru:

$$t_{zw_i} = \frac{V_1(i-1)(\Delta t_{st} - \Delta t_{u.b})}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2}$$

gdzie: i - kolejny numer samolotu w grupie.

W celu uzyskania jednakowego czasu zwierania przez wszystkie samoloty w grupie każdy samolot musi lecieć z odpowiednią własną prędkością zwierania. Jeżeli V_2 jest prędkością ostatniego samolotu, to dla każdego i -tego samolotu wielkość zmiany prędkości może być określona za pomocą wzoru:

$$\Delta V_i = \Delta V_k \frac{\Delta d_k}{\Delta d_i} \dots \dots \dots /6.4.2./,$$

gdzie: ΔV_k - wielkość potrzebnego zwiększenia prędkości przez ostatni samolot;

Δd_k - wielkość potrzebnego zmniejszenia odległości przez ostatni samolot.

Δd_i - wielkość potrzebnego skrócenia odległości przez i -ty samolot.

Przy jednakowych odstępach startu i odległościach w ugrupowaniu bojowym przytoczony wzór będzie miał postać:

$$\Delta V_i = \Delta V_k \frac{i-1}{n-1} \dots \dots \dots /6.4.3./$$

Przy formowaniu luźnego ugrupowania bojowego zazwyczaj ustala się między samolotami odległości liniowe. W tym przypadku czas zwierania wygodniej jest obliczać za pomocą wzoru:

$$t_{zw} = \frac{(n-1)(V_1 \Delta t_{st} - d_{u.b.})}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots /6.4.1./.$$

Ponieważ jednak odległości liniowe w luźnym ugrupowaniu bojowym są stosunkowo nieduże /do 1-2 km/, można wykonywać obliczenia pomijając $d_{u.b.}$. W tym przypadku czas zwierania - tak samo jak przy formowaniu zwartych ugrupowań bojowych - określamy według wzoru:

$$t_{zw} = \frac{V_1(n-1)\Delta t_{st}}{V_2 - V_1} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots \dots \dots /6.4.5./$$

W praktyce w wielu przypadkach może zaistnieć konieczność zakończenia formowania ugrupowania bojowego przed wyznaczoną rubieżą. Tego rodzaju rubieżami mogą być: linia styczności bojowej, rubież wykrywania przez stacje radiolokacyjne nieprzyjaciela, rejon bazowania lotnictwa myśliwskiego itp. W celu zakończenia formowania ugrupowania bojowego przed rubieżą wyznaczoną określa się potrzebną zmianę prędkości ΔV dla jakiejś stałej wartości czasu zwierania:

$$t_{zw} = \frac{S_{rub}}{V_1},$$

gdzie S_{rub} - odległość od rubieży zakończenia formowania ugrupowania bojowego do punktu zakończenia nabierania wysokości.

Wówczas, biorąc za podstawę wzór /6.4.1./, możemy określić potrzebną wielkość zmiany prędkości:

$$\Delta V = \frac{V_1(n-1)(\Delta t_{st} - \Delta t_{u.b})}{t_{zw}} \dots \dots \dots /6.4.6./$$

W tym przypadku w obliczeniach pomija się czas zwiększenia i zmniejszenia prędkości, ponieważ nie znamy wartości prędkości V_2 . Prędkość lotu ostatniego samolotu grupy V_2 będzie równa:

$$V_2 = V_1 + \Delta V.$$

Prędkości lotu pozostałych samolotów mogą być określone według wzorów /6.4.2./ i /6.4.3./.

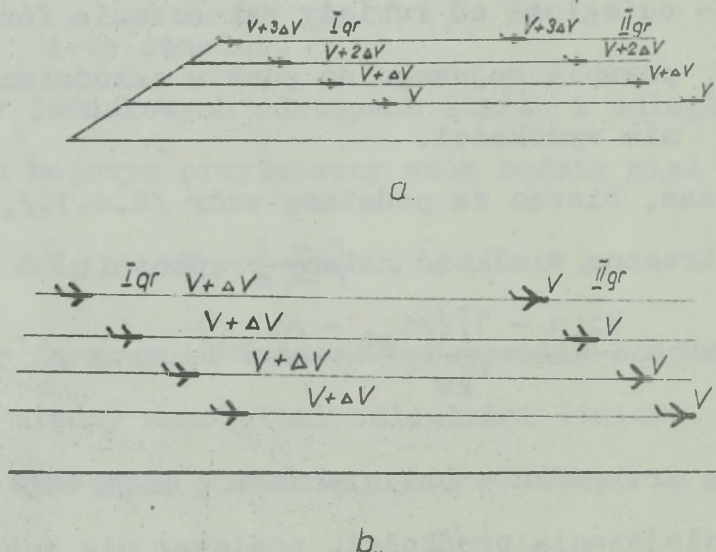
Przy formowaniu ugrupowania bojowego każda załoga po-

winna znać moment przejścia na ustaloną prędkość lotu po trasie. W razie dużych zmian prędkości, gdy czas zmniejszenia prędkości jest większy od jednej minuty, należy rozpocząć hamowanie wcześniej, to znaczy po upływie czasu:

$$t_{ph} = t_{zw} - t_{hm},$$

gdzie t_{ph} - czas rozpoczęcia hamowania.

Formowanie urzutowanego ugrupowania bojowego metodą dopędzania na trasie w zasadzie niczym się nie różni od rozpatrzonego wyżej. Różnica polega jedynie na nieco innej kolejności zwierania /rys. 6.4.2./. Po zakończeniu nabierania wysokości wyznaczonymi rzutami, najpierw wykonują zwieranie



Rys. 6.4.2.

najbliższe samoloty, lecące w różnych rzutach/w grupach I i II, rys. 6.4.2a/. Wielkość zmiany prędkości w tym wypadku jest równa:

$$\Delta V = \frac{V_2 - V_1}{n_{rz} - 1},$$

gdzie: n_{rz} - liczba rzutów.

Po sformowaniu rzutów następuje zwieranie w grupach /rys. 6.4.2b/.

Ogólny czas trwania formowania ugrupowania bojowego /zbiórki/, który jest odcinkiem czasu od chwili startu pierwszego samolotu do zajęcia przez ostatni samolot swojego miejsca w ugrupowaniu bojowym, jest równy:

$$t_{zb} = t_{st} + t_{wzn} + t_{KS} + t_{zw} + t_{rez} \dots \dots \dots /6.4.7./,$$

gdzie t_{KS} - czas trwania skrętu na kurs lotu po trasie;

t_{rez} - czas rezerwowy /30-60 sek./.

Formowanie ugrupowania bojowego metodą dopędzania na trasie ma szerokie zastosowanie w lotnictwie myśliwskim, myśliwsko-bombowym i szturmowym oraz w lotnictwie bombowym. Podstawową zaletą tej metody jest to, że samoloty podczas formowania ugrupowania bojowego wykonują lot po trasie w kierunku celu. Daje to znaczny zysk w zużyciu paliwa, co jest szczególnie ważne w odniesieniu do samolotów naddźwiękowych.

Jednak dla sformowania ugrupowania bojowego tą metodą konieczny jest znaczny zakres rozporządzalny zmiany prędkości. Dla samolotów o małej prędkości lotu i nie dysponujących dostatecznym zakresem zmiany prędkości metoda ta jest nieprzydatna. Dotyczy to szczególnie samolotów transportowych. Ze wzorów /6.4.1./ i /6.4.2./ wynika, że im mniejszy jest zakres prędkości, tym większy jest czas trwania zwierania, w związku z czym dłuższy jest odcinek zwierania. Dlatego też rozpatrywana metoda jest przydatna raczej do formowania ugrupowań bojowych małych grup /6-8 samolotów lub 10-12 samolotów przy starcie parami/.

Przy formowaniu ugrupowań bojowych dużych grup onawiana metoda może być stosowana w połączeniu z innymi metodami, na przykład formowanie ugrupowania bojowego poprzez nabieranie wysokości po różnych torach lub skręt o 180° .

6.5. Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° /na pętli/

Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° jest najbardziej uniwersalną metodą formowania, ponieważ umożliwia ona formowanie dowolnych ugrupowań bojowych niezależnie od odległości wyjściowych między samolotami i liczby samolotów. W związku z tym wymieniona metoda ma zastosowanie we wszystkich rodzajach lotnictwa dla formowania zwartych, luźnych i rozśrodkowanych ugrupowań bojowych. We wspólnych warunkach podstawowymi elementami ugrupowania bojowego są małe grupy, wymieniony sposób jest stosowany rzadko, ponieważ wygodniej jest formować ugrupowanie bojowe małych grup metodą dopędzania na trasie lotu.

Istota tego sposobu polega na zmianie odległości między samolotami poprzez wykonanie kolejnych skrętów o 180° . Podstawy teoretyczne tego rodzaju manewru rozpatrzone zostały w rozdziale "Manewrowanie kierunkiem lotu".

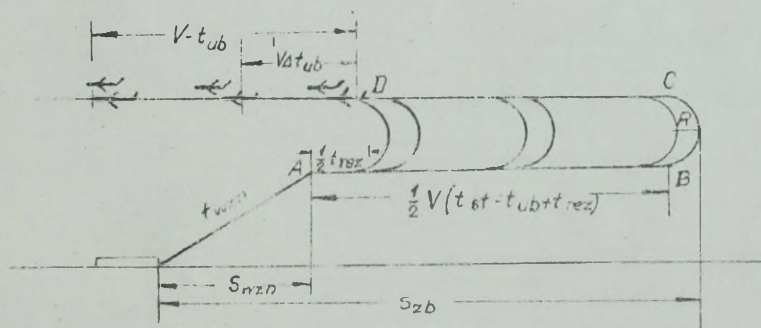
Po starcie, który mogą wykonywać pojedyncze samoloty, pary lub klucze i nabraniu wysokości formowania ugrupowania bojowego samolot prowadzący /główny/ leci na pętli o obliczonej długości w ten sposób, żeby samoloty prowadzone lecąc w krótszych odstępach czasowych, wzdłuż tej pętli mogły zająć nakazane miejsce w ugrupowaniu bojowym.

W zależności od sytuacji w rejonie lotniska, warunków atmosferycznych i wymaganej dokładności formowania ugrupowania bojowego kierunek pętli może być różny. W zasadzie oś pętli jest zgodna z kierunkiem startu. Jeżeli w rejonie lotniska są jakieś ograniczenia, kierunek osi pętli może być inny.

W zależności od położenia punktu rozpoczęcia manewrowania można wyodrębnić dwa sposoby formowania ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° .

Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° w rejonie zakończenia nabierania wysokości

W zwykłych warunkach atmosferycznych i przy niedużej grubości chmur /górną granicą do 3000-4000 m/ kierunek osi pętli może być zgodny z kierunkiem startu, a jej początek znajduje się bezpośrednio w rejonie zakończenia nabierania wysokości /rys. 6.5.1./



Rys. 6.5.1.

Samolot prowadzący startuje jako pierwszy i po osiągnięciu nakazanej wysokości formowania ugrupowania bojowego wytraca na pętli czas, równy różnicy między czasem trwania

startu wszystkich samolotów $/t_{st}/$ i głębokością nakazanego ugrupowania bojowego wyrażonego w czasie $/t_{u.b}/$

$$\Delta t = t_{st} - t_{u.b} \cdot \dots \dots \dots /6.5.1./,$$

gdzie: $t_{st} = /n - 1/ \Delta t_{st}$

$t_{u.b} = /n - 1/ \Delta t_{u.b}$

Przy niejednakowych odległościach czasowych w ugrupowaniu bojowym:

$$t_{u.b} = \sum_{i=1}^n \Delta t_{u.b_i}$$

Czas należy wytracać z takim wyliczeniem, żeby ostatni samolot ugrupowania bojowego mógł zająć swoje miejsce w punkcie D. W tym celu samolot prowadzący powinien lecieć po prostej w czasie t_1 , który jest równy:

$$t_1 = \frac{\Delta t}{2}$$

Dla zapewnienia zajęcia przez ostatni samolot miejsca w punkcie D, czas lotu po prostej AB zwiększa się o czas rezerwowy $/t_{rez}/$ równy 30-60 sek., czyli:

$$t_1 = \frac{\Delta t}{2} + t_{rez}$$

lub

$$t_1 = \frac{t_{st} - t_{u.b}}{2} + t_{rez} \cdot \dots \dots \dots /6.5.2./$$

W odróżnieniu od wytracania nadmiaru czasu na pętli, które było rozpatrywane w rozdziale "Wyjście na cel w nakazanym czasie", w tym przypadku nie uwzględnia się czasu skrętu o 180° , ponieważ wszystkie samoloty ugrupowania bojowego wykonują skręt o ten sam kąt, a samolot prowadzący w

stosunku do samolotów prowadzonych na skłębie nie wytraca czasu.

Czas t_1 w zasadzie liczy się od chwili wyjścia na nakazaną wysokość formowania ugrupowania bojowego /punkt A/ albo od chwili wyjścia na nakazany obiekt kontrolny.

Samoloty prowadzone lecąc po tej samej prostej wykonują skręty w celu zajęcia wyznaczonego miejsca w ugrupowaniu bojowym po upływie czasu wytrzymania $/t_w/$.

Czas wytrzymania może być liczony od chwili rozpoczęcia skrętu przez samolot prowadzący albo od chwili rozpoczęcia skrętu przez samolot lecący w przodzie. Czas liczy się za pomocą sekundomierza, który uruchamia się na rozkaz samolotu prowadzącego lub samolotu lecącego w przodzie.

W wypadku, gdy czas liczy się od chwili rozpoczęcia skrętu przez samolot prowadzący, czas wytrzymania dla i -tego samolotu jest równy:

$$t_{w_i} = \frac{t_{st_i} + t_{u.b_i}}{2} \dots \dots \dots /6.5.3./,$$

gdzie: $t_{st_i} = /i-1/\Delta t_{st}$ - odległość czasowa w stosunku do prowadzącego samolotu po starcie;

$t_{u.b_i} = /i-1/\Delta t_{u.b}$ - odległość czasowa do prowadzącego samolotu w ugrupowaniu bojowym;

i - kolejny numer samolotu w ugrupowaniu bojowym.

Jeżeli czas wytrzymania liczy się w stosunku do samolotu lecącego w przodzie to:

$$t_{w_i} = \frac{\Delta t_{st} + \Delta t_{u.b}}{2} \dots \dots \dots /6.5.4./$$

W ostatnim przypadku przy jednakowych odstępach startu i jednakowych odległościach w ugrupowaniu bojowym dla wszystkich samolotów prowadzonych czas wytrzymania jest jednakowy.

Podstawową i istotną zaletą liczenia czasu wytrzymania w stosunku do samolotu prowadzącego jest to, że komendę w sieci radiowej podaje tylko samolot prowadzący w chwili rozpoczęcia skrętu o 180° . Jednak dokładność tego sposobu jest mała, ponieważ trudno jest uwzględnić błędy wykonania manewru przez samolot lecący w przodzie.

Liczenie czasu wytrzymania w stosunku do samolotu lecącego w przodzie umożliwia dokładne formowanie ugrupowania bojowego, lecz wymaga podawania komendy o rozpoczęciu skrętu przez każdy samolot /z wyjątkiem ostatniego/, co demaskuje formowanie ugrupowania bojowego, a nawet zezwala na określenie składu zbieranej grupy.

Czas trwania formowania ugrupowania bojowego /czas zbiórki/ określa się następująco. Najpierw oblicza się czas trwania manewru, który wykonuje ostatni samolot grupy:

$$t_k = t_{wzn} + t_{180^\circ}$$

Jeżeli do tego czasu dodamy czas startu całości grupy i czas rezerwowy, otrzymamy długotrwałość formowania ugrupowania bojowego, czyli czas zbiórki:

$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{180^\circ} + t_{st} + t_{rez} \dots \dots \dots /6.5.5./$$

Długość odcinka zbiórki /rys. 6.5.1./ określamy za pomocą wzoru:

$$S_{zb} = S_{wzn} + \frac{V_1}{t_1} + R \dots \dots \dots /6.5.6./$$

Dokładność zajmowania nakazanego miejsca w ugrupowaniu bojowym zależy od utrzymania ustalonych warunków lotu podczas lotu na odcinkach prostych i podczas skrętu, a także od tego, w jakim stopniu odległości wyjściowe między samolotami będą odpowiadały obliczonym. Przy określaniu czasu wytrzymania dla samolotów prowadzonych zakładaliśmy, że odległości między samolotami są równe odstępowi startu.

Faktycznie w rezultacie nabierania wysokości i przebijania chmur odległości te - na skutek błędów popełnionych przez załogi - mogą się zmienić. W związku z tym przy formowaniu ugrupowań bojowych na dużych wysokościach lub po zakończeniu przebijania chmur, dla zwiększenia dokładności należałoby bezpośrednio przed wykonaniem manewru określić rzeczywiste odległości czasowe między samolotami i odpowiednio do nich udokładnić czasy wytrzymania dla samolotów prowadzonych. Przy formowaniu ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° w rejonie zakończenia nabierania wysokości tego rodzaju możliwości nie ma. Dlatego omawiany sposób może być stosowany przy formowaniu ugrupowania bojowego do wysokości rzędu 3000-4000 m.

Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° nad dalszą radiostacją prowadzącą

Dla udokładnienia rzeczywistych odległości po wykonaniu startu, nabraniu wysokości i skręcie o 180° , każdy samolot leci na dalszą radiostację prowadzącą /rys. 6.5.2./. Załoga samolotu prowadzącego w chwili przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą podaje komendę, na podstawie której załogi pozostałych samolotów włączają sekundomierze. Następnie każda załoga w chwili przelotu nad radiostacją prowadzącą

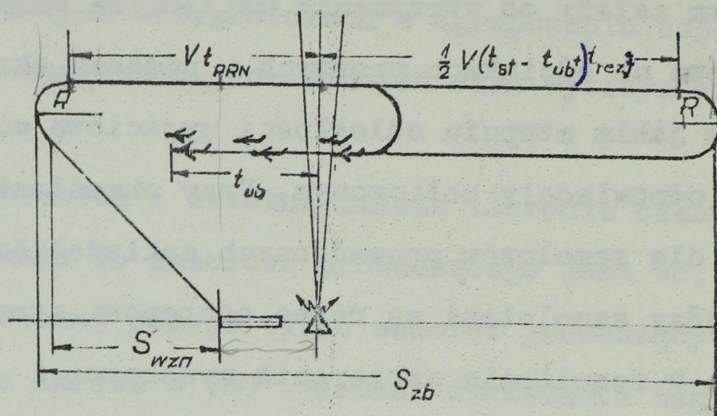


Fig. 6.5.2.

wyłącza sekundomierz i określa rzeczywistą odległość wyjściową $/t_{pocz_1}/$. Zajmowanie miejsca w ugrupowaniu bojowym jest realizowane na pętli, której punktem początkowym jest dalsza radiostacja prowadząca.

Przy formowaniu ugrupowania bojowego na dużych wysokościach moment przelotu dalszej radiostacji prowadzącej może być określony z dużym błędem ze względu na niestabilną pracę radiokompasu. W związku z tym wszystkie załogi powinny jednakowo określać moment przelotu nad radiostacją prowadzącą. Dość często za moment przelotu uznaje się chwilę, gdy strzałka radiokompasu stabilnie wskaże 180° . Jednak i w tym przypadku możliwe są znaczne błędy.

Dla zwiększenia dokładności formowania ugrupowania bojowego zaleca się wykorzystywanie innych środków radiotechnicznych nie posiadających wymienionej wady /systemy kąto-odległościowe, stacje radiolokacyjne, radiolokacyjny celownik bombardierski/. W tym przypadku kierunek osi pętli może

być dowolny i ugrupowanie bojowe formuje się tak, by kurs lotu samolotu prowadzącego na drugiej prostej był zgodny z kursem lotu po trasie.

Czas lotu po prostej na pętli $/t_1/$, tak samo jak w poprzednim przypadku, określany za pomocą wzoru:

$$t_1 = \frac{t_{st} - t_{u.b}}{2} + t_{rez}$$

Czas t_1 liczy się od chwili przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą. Czas wytrzymania samolotów prowadzonych w stosunku do początku skrzytu przez samolot prowadzący jest równy:

$$t_{w_i} = \frac{t_{p_i} - t_{u.b_i}}{2} \dots \dots \dots /6.5.7./$$

Przy liczeniu czasu w stosunku do lecącego w przodzie samolotu czas wytrzymania jest równy:

$$t_{w_i} = \frac{\Delta t_{p_i} - \Delta t_{u.b_i}}{2} \dots \dots \dots /6.5.8./$$

Kolejność formowania ugrupowania bojowego w trudnych warunkach atmosferycznych zmienia się nieznacznie. Zmiany dotyczą jedynie odcinków nabierania wysokości, na których przebijają się chmury. Przy przebijaniu chmur zachowuje się bezpieczne odległości lub bezpieczne różnice wysokości.

Długotrwałość lotu końcowego samolotu podczas formowania ugrupowania bojowego jest równa:

$$t_k = t_{wzn} + t_{180} + t_{PRN} + t_{180} = t_{wzn} + t_{PRN} + t_{360} /6.5.9./$$

gdzie: $t_{PRN} \approx \frac{S_{wzn}}{V}$ - czas lotu na wysokości formowania ugrupowania bojowego do dalszej radiostacji prowadzącej;

wówczas:

$$t_{zb} = t_k + t_{st} + t_{rez} \dots \dots \dots /6.5.10./$$

albo

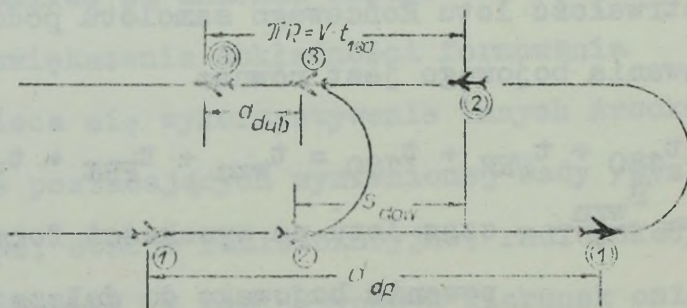
$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{PRN} + t_{360} + t_{st} + t_{rez}$$

Długość odcinka formowania ugrupowania bojowego oblicza się za pomocą wzoru:

$$S_{zb} = S_{wzn} + \frac{Vt_1}{2} + 2R \dots \dots \dots /6.5.11./$$

Właściwości zajmowania miejsca w ugrupowaniu bojowym metodą wykonania skretu o 180° w warunkach dowodzenia z ziemi

W lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym dość często ugrupowanie bojowe jest formowane na podstawie komend z ziemi. Wykorzystuje się w tym przypadku dane o wzajemnym położeniu samolotów, otrzymane z naziemnych stacji radiolokacyjnych. Dowodzenie samolotami w powietrzu realizuje się bezpośrednio z ekranu wskaźnika obserwacji stacji radiolokacyjnej, na którym operator dokonuje pomiaru odległości rzeczywistej między samolotami. Dla określenia momentu rozpoczęcia skretu w celu zajęcia miejsca w ugrupowaniu bojowym należy określić odległość między samolotem prowadzącym a samolotami prowadzonymi w ugrupowaniu bojowym S_{dow} /rys. 6.5.3./



Rys. 6.5.3.

Rzecz oczywista, że sformowanie zwartego ugrupowania bojowego wymaga aby $d_{u.b} = 0$ / $S_{dow} = \pi R = Vt_{180}$. Jeżeli natomiast między samolotami ma być ustalona nakazana odległość w ugrupowaniu bojowym $d_{u.b}$, to

$$S_{dow} = \pi R - d_{u.b} = V(t_{180} - \Delta t_{u.b}) / 6.5.12./$$

W przypadku gdy prędkości lotu samolotu prowadzącego i prowadzonego są różne, wartość S_{dow} określamy za pomocą wzoru:

$$S_{dow} = \frac{V_1}{V_2} (\pi R - d_{u.b'}) \dots \dots \dots / 6.5.13./,$$

gdzie: V_1 - prędkość lotu prowadzącego;

V_2 - prędkość lotu prowadzonego.

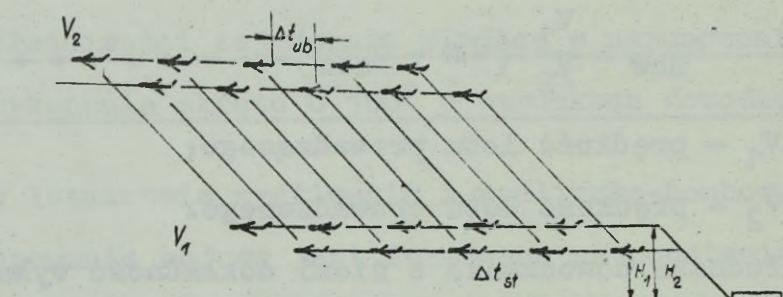
Podczas dowodzenia z ziemi dokładność wykonania manewru znacznie się zwiększa.

Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° może być stosowane do zbierania dowolnych grup samolotów niezależnie od ich składu, charakteru ugrupowania bojowego i typu samolotu. Wykonując kolejne skręty o 180° można dowolnie zmieniać odległości między samolotami /zwierać, rozluźnić, przeformowywać ugrupowanie/. Dlatego też zmiana kolejności startu lub zmiana odległości wyjściowych między samolotami w tym przypadku nie utrudnia formowania ugrupowania bojowego.

Wadą rozpatrywanego sposobu jest to, że samoloty w czasie zbiórki nie lecą po trasie, co zmniejsza taktyczny promień działania. W związku z tym rozpatrywany sposób jest stosowany w zasadzie rzadko.

6.6. FORMOWANIE UGRUPOWANIA BOJOWEGO METODA "WSZYSTKIE RA- ZEM" Z KOLEJNYM DOPĘDZANIEM

Istota tego sposobu polega na zmniejszaniu odległości czasowych między samolotami poprzez jednoczesne przejścia do nabierania wysokości. Samoloty startują pojedynczo z ustalonymi odstępami. Każdy samolot nabiera wysokość początkową H_1 .



Rys. 6.6.1.

Po nabraniu wysokości wszystkie samoloty lecą po prostej do chwili nabrania przez ostatni startujący samolot wysokości H_1 lub H_2 /jeżeli w przodzie lecący samolot nabiera wysokość H_1 , to następny nabiera wysokość H_2 /.

W zależności od składu grupy lot może być wykonywany również w trzech rzutach.

Na ustalonej wysokości wszystkie samoloty ustalają jednakową prędkość lotu V_1 i następnie na rozkaz prowadzącego jednocześnie rozpoczynają nabieranie kolejnej wysokości, utrzymując jednakowe warunki lotu. Po nabraniu wyznaczonej wysokości formowanie ugrupowania bojowego odległości linio - we między samolotami pozostaną bez zmian. Jednak na skutek zwiększenia się prędkości rzeczywistej na wysokości formowa-

nia ugrupowania bojowego odległości czasowe między samolotami ulegną skróceniu:

$$\Delta t_{u.b} = \frac{V_1}{V_2} \Delta t_{st} \dots \dots \dots /6.6.1./,$$

gdzie V_2 - prędkość rzeczywista na wysokości formowania ugrupowania.

Jeżeli po nabraniu wysokości ugrupowanie bojowe jest urzutowane, to odległości czasowe w tym samym rzucie są równe:

$$\Delta t_{u.b_{rz}} = \frac{V_1}{V_2} n_{rz} \Delta t_{st} \dots \dots \dots /6.6.2./,$$

gdzie: n_{rz} - liczba rzutów.

Zazwyczaj w czasie organizacji formowania ugrupowania bojowego ustala się wysokość formowania H_{zb} /a zatem i prędkość lotu na wysokości formowania V_2 /, a także odległość czasową w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b}$ i prędkość V_1 . W tym wypadku obliczanie sprowadza się do określenia potrzebnego odstępu startu, który zapewnia ustalenie nakazanej odległości w ugrupowaniu bojowym:

$$\Delta t_{st} = \frac{V_2}{V_1} \Delta t_{u.b} \dots \dots \dots /6.6.3./$$

Jeżeli potrzebny odstęp startu okaże się mniejszy od minimalnego w konkretnych warunkach odstępu dopuszczalnego, to start wykonywany jest z odstępami minimalnymi, a następnie zwiiera się ugrupowanie bojowe drogą manewrowania prędkością lotu.

Po wyjściu na wysokość formowania ugrupowania w ugrupowaniu bojowym będą ustalone odległości czasowe $\Delta t_{u.b}$, a głębokość ugrupowania bojowego wyniesie:

$$t_{u.b} = (n - 1) \Delta t_{u.b}$$

Następnie zwiera się ugrupowanie bojowe w ten sposób, żeby między samolotami ustaliły się odległości $\Delta t_{u.b}$, a głębokość ugrupowania bojowego była równa:

$$t_{u.b} = (n - 1) \Delta t_{u.b}$$

A zatem podczas zwierania należy zmniejszyć odległość czasową między pierwszym a ostatnim samolotem o wielkość:

$$\Delta t = t_{u.b} - t_{u.b}$$

Czas zwierania będzie równy:

$$t_{zw} = \frac{V_1(n-1)(\Delta t_{u.b} - \Delta t_{u.b})}{V_3 - V_2} + \frac{t_{rp} + t_{hm}}{2} \dots /6.6.4./,$$

gdzie: V_3 - prędkość lotu ostatniego samolotu podczas zwierania.

Jeżeli rubież zakończenia formowania ugrupowania bojowego jest wyznaczona, to należy określić potrzebną zmianę prędkości lotu. Dla ostatniego samolotu ta zmiana jest równa:

$$\Delta V_n = \frac{V_1(n-1)(\Delta t_{u.b} - \Delta t_{u.b})}{t_{zw}} \dots /6.6.5./$$

Potrzebna zmiana prędkości dla dowolnego samolotu w ugrupowaniu bojowym przy jednakowych odległościach czasowych wyniesie:

$$\Delta V_i = \Delta V_n \frac{i-1}{n-1},$$

gdzie: i - kolejny numer samolotu w ugrupowaniu bojowym.

Ogólny czas zbiórki i długość odcinka zbiórki są równe:

$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{st} + \frac{V_1(n-1)(\Delta t_{u.b} - \Delta t_{u.b})}{V_3 - V_2} \dots /6.6.6./$$

$$S_{zb} = S_{wzn} + V_1(t_{st} + t_{zw}) + V_2 t_{u.b} \dots \dots \dots /6.6.7./$$

Formowanie ugrupowania bojowego metodą "wszystkie razem" z następnym dopędzaniem ma takie same zalety jak metoda formowania ugrupowania bojowego dopędzaniem na trasie, to znaczy pozwala na formowanie ugrupowania bojowego jednocześnie z wykonywaniem lotu po trasie. Metoda jest ekonomiczna, ponieważ dla formowania ugrupowania bojowego wykorzystuje się odcinek nabierania wysokości. W związku z tym ta metoda jest najbardziej przydatna do formowania rozśrodkowanych ugrupowań bojowych w lotnictwie bombowym, a szczególnie w lotnictwie transportowym, w dowolnych warunkach atmosferycznych.

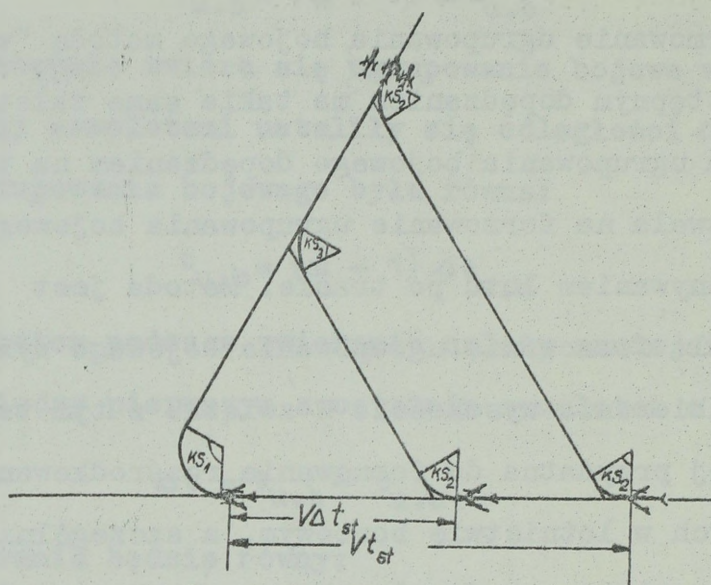
6.7. FORMOWANIE UGRUPOWANIA BOJOWEGO NA TRÓJKACIE

Istota tej metody polega na zmianie odległości między samolotami poprzez wykonywanie jednoczesnych lub kolejnych skrętów przez samoloty o kąt obliczony.

Sens teoretyczny formowania ugrupowania bojowego na trójkacie ma wiele wspólnego z formowaniem ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° . Metoda może być stosowana we wszystkich rodzajach lotnictwa - zarówno w czasie lotu poziomego, jak i podczas lotu wznoszącego.

Samoloty startują z dopuszczalnym odstępem startowym. Po osiągnięciu przez ostatni samolot wysokości formowania ugrupowania bojowego samolot prowadzący grupy podaje komendę do wykonania skrętu /komenda może być podana z ziemi/. /rys. 6.7.1./.

Samolot prowadzący dokonuje skrętu o ustalony kąt, którego najbardziej optymalna wartość powinna wahać się w przedziale $110-130^\circ$.



Rys. 6.7.1.

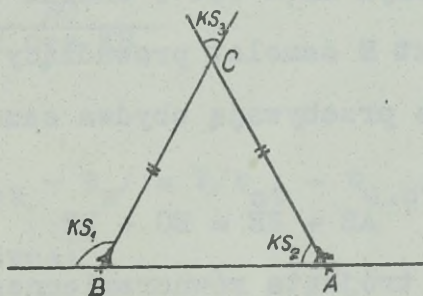
Kierunek skrętu samolotu prowadzącego i jego wielkość wybiera się zależnie od położenia WPT i warunków startu. Przy tym kąt skrętu powinien zapewniać w miarę możliwości szybkie wyjście zebranej grupy na WPT. Po wykonaniu skrętu samolot prowadzący leci po prostej według nowego kursu. Samoloty prowadzone kontynuują lot po prostej przez określony czas t_w , zachowując kierunek startu, po czym wykonują skręt o kąt KS_2 . Następnie po upływie czasu t_{1i} każdy samolot prowadzony wykonuje skręt o kąt KS_3 i wychodzi na kurs lotu samolotu prowadzącego. Rzeczą zrozumiałą jest, że czas lotu dla każdego samolotu prowadzonego będzie inny. Jeżeli samolot prowadzący leci w kierunku do WPT ze wznoszeniem, to samoloty prowadzone po wykonaniu skrętu również lecą ze wznoszeniem.

Rozpatrzmy zależność elementów manewru samolotów pro-

wadzonych od wielkości kąta skrętu samolotu prowadzącego. Najpierw zwrócimy uwagę na to, że wszystkie samoloty prowadzone wykonują skręt o jednakowy kąt. Z tego wynika, że:

$$KS_1 = KS_2 + KS_3 \dots \dots \dots /6.7.1./$$

Najpierw założymy, że wszystkie samoloty prowadzone wykonują skręt jednocześnie, to znaczy że $t_w = 0$. Jeżeli pominiemy wszystkie tory skrętów, to schemat formowania będzie miał postać pokazaną na rys. 6.7.2. Ze schematu wynika, że $AC = BC$ przy $KS_2 = 180^\circ - KS_1$



Rys. 6.7.2.

W tym wypadku trójkąt ABC jest równoramienny. A zatem:

$$KS_3 = 2 KS_1 - 180^\circ$$

Dla uzyskania ustalonej odległości czasowej w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b}$ samoloty prowadzone powinny wykonać skręt o kąt KS_2 niejednocześnie, a po upływie określonego czasu.

Z rys. 6.7.2. wynika, że w tym przypadku samolot prowadzący przed wyjściem samolotu prowadzonego na nowy kurs przeleci większą odległość.

Jednak przy formowaniu luźnego, a szczególnie roz -
 środkowanego ugrupowania bojowego wynika konieczność określe-
 nia momentu rozpoczęcia skrętu o kąt KS_1 . W tym celu należy
 określić czas t_1 .

Z rys. 6.7.3. wynika, że

$$BC = 2 BN;$$

lub

$$BN = BE \cos /180^\circ - KS_1/$$

$$BC = 2 BE \cos KS_1$$

A zatem

$$BE = \frac{BC}{2 \cos KS_1}$$

Z kolei

$$BC = V/t_{st} - t_w/ = V/t_{st} - t_{u.b}/$$

Ostatecznie t_1 jest równe:

$$t_1 = \frac{BE}{V} = \frac{t_{st} - t_{u.b}}{2 \cos KS_1}$$

$$t_1 = \frac{/n-1/ / \Delta t_{st} - \Delta t_{u.b}/}{2 \cos KS_1} \dots \dots \dots /6.7.3./$$

Jeżeli kąt skrętu $KS_1 = 120^\circ$, to

$$t_1 = t_{st} - t_{u.b}$$

Czas zbiórki na trójkącie oblicza się za pomocą wzo -
 ru:

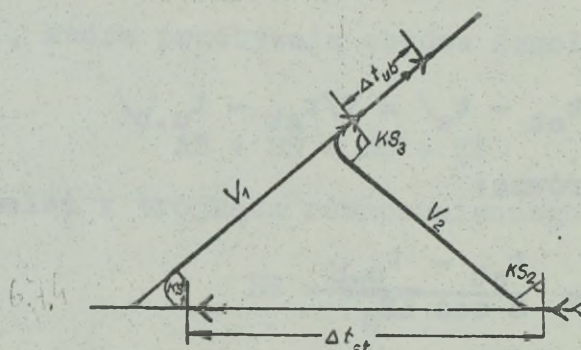
$$t_{zb} = t_{wzn} + t_{KS_1} + \frac{/n-1/ / \Delta t_{st} - \Delta t_{u.b}/}{2 \cos KS_1} + t_{st} + t_{rez} /6.7.4./$$

Długość odcinka zbiórki jest równa:

$$S_{zb} = S_{wzn} + V(t_{st} + t_{rez}) + R \dots \dots \dots /6.7.5./$$

Rozpatrzona metoda formowania rozśrodkowanego ugrupowania bojowego polega na wykonaniu przez samoloty prowadzone kolejnych skrętów /patrz czas t_{wi} /. Założono przy tym, że prędkości lotu wszystkich samolotów podczas wykonywania manewru są jednakowe.

Dla ułatwienia pracy załogi w powietrzu można formować rozśrodkowane ugrupowania bojowe na trójkącie poprzez wykonanie jednoczesnych skrętów metodą "wszystkie razem". Jednak w tym przypadku prędkości lotu samolotu prowadzącego i samolotów prowadzonych powinny być różne /rys. 6.7.4./.

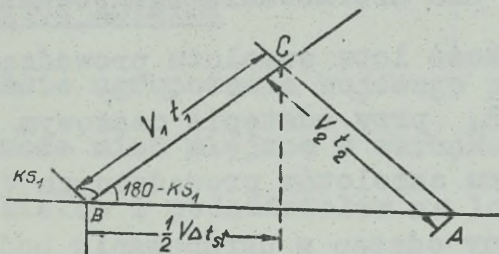


Rys. 6.7.4.

I rzeczywiście jeżeli po wykonaniu jednoczesnego skrętu samolot prowadzący zwiększy prędkość lotu, a samoloty prowadzone będą lecieć z niezmienną lub mniejszą prędkością, to po wyjściu na nowy kurs samoloty prowadzone znajdą się w stosunku do samolotu prowadzącego w innej odległości czasowej. Zobaczmy, jak zmieniają się odstępy czasowe startu w rezultacie wykonania tego rodzaju manewru. W tym wypadku te same odległości BC i AC /rys. 6.7.5./ samolot prowadzący i sa-

moloty prowadzone przebędą w różnym czasie:

$$V_1 t_1 = V_2 t_2 \dots \dots \dots /6.7.6./$$



Rys. 6.7.5.

Różnica w czasie lotu do punktu C samolotu prowadzącego i prowadzonych stanowi odległość czasową między tymi samolotami w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b}$. Rzeczą oczywistą jest, że:

$$\Delta t_{u.b} = t_1 - t_2$$

Wówczas, uwzględniając zależność /6.7.6./, otrzymamy:

$$\Delta t_{u.b} = t_2 \left(\frac{V_2}{V_1} - 1 \right)$$

Z rys. 6.7.5. wynika, że:

$$t_2 = \frac{\Delta t_{st}}{2 \cos KS_1}$$

A zatem odległość czasowa między samolotem prowadzącym i samolotami prowadzonymi jest równa:

$$\Delta t_{u.b} = \frac{\Delta t_{st}}{2 \cos KS_1} \left(\frac{V_2}{V_1} - 1 \right) \dots \dots \dots /6.7.7./$$

Praktycznie podczas organizowania formowania ugrupowania bojowego zachodzi konieczność określenia niezbędnego zwiększenia prędkości lotu samolotu prowadzącego po to, by przy ustalonych Δt_{st} , KS i V_1 uzyskać potrzebną odległość czasową w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b}$. W tym celu wystarczy roz -

wiązać równanie /6.7.7./ względem V_2 .

$$V_2 = V_1 \left(2 \cos KS_1 \frac{\Delta t_{ub}}{\Delta t_{st}} + 1 \right) \dots \dots \dots /6.7.8./$$

Na przykład dla sformowania ugrupowania bojowego należy określić prędkość lotu samolotu prowadzącego po wykonaniu skrętu o kąt KS_1 , przy odstępie czasowym startu równym 1 min. Prędkość lotu samolotów prowadzonych $V_1 = 600$ km/godz., $KS_1 = 120^\circ$. Ustalony odstęp w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{u.b} = 15$ sek. Obliczamy:

$$V_2 = 600 \left(2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{15}{60} + 1 \right) = 750 \text{ km/h.}$$

Formowanie ugrupowania bojowego na trójkącie może mieć miejsce w specyficznych warunkach bazowania, gdy są ograniczenia w wykonywaniu lotu z zachowaniem kierunku startu lub gdy istnieją jakieś inne ograniczenia /bazowanie w dolinach górskich, przeszkody lub strefy zakazane w pobliżu lotnisk itp./, a także, w wypadku, gdy kierunek lotu do WPT różni się od kierunku startu o 50° i więcej. Zaletą tego sposobu jest potrzeba wykonywania na ziemi niewielkiej ilości obliczeń wstępnych. Podczas formowania zwartych ugrupowań bojowych odległości wyjściowe między samolotami nie wywierają wpływu na ten sposób formowania. Dlatego też omawiany sposób formowania ugrupowań bojowych można stosować niezależnie od kolejności startu, po wykonaniu uderzenia w luźnym ugrupowaniu bojowym itp.

Wadą omawianego sposobu jest mała dokładność zajmowania miejsca w ugrupowaniu bojowym wynikająca z możliwych błędów popełnianych przez samoloty prowadzone w utrzymaniu kierunku lotu po wykonaniu pierwszego skrętu i podczas wykonywania skrętów. Jednak w warunkach kierowania /kontroli/ z zie-

mi dokładność ta, a zatem i niezawodność formowania ugrupowania może być znacznie zwiększona.

6.8. FORMOWANIE UGRUPOWANIA BOJOWEGO SAMOLOTÓW PODCZAS STARTU Z RÓŻNYCH LOTNISK

Formowanie ugrupowania bojowego podczas startu z różnych lotnisk może mieć miejsce w warunkach rozśrodkowanego bazowania oddziałów i pododdziałów na lotniskach polowych, a także w wypadku formowania mieszanych ugrupowań bojowych /samoloty radioprzeciwdziałania/. Oprócz tego ogólne ugrupowanie bojowe może być formowane w toku organizacji patrolowania towarzyszącego samolotów myśliwskich, podczas zabezpieczania działań innych rodzajów lotnictwa lub wykonywania uderzeń przez kilka grup w ograniczonym rejonie.

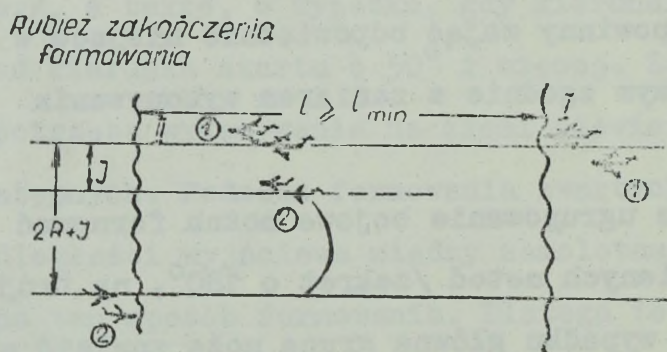
W tym wypadku każda grupa, wchodząca w skład ogólnego ugrupowania bojowego formuje się samodzielnie. Następnie wszystkie grupy powinny zająć odpowiednie miejsce w ogólnym ugrupowaniu bojowym zgodnie z zamiarem wykonywania postawionego zadania.

Ogólne ugrupowanie bojowe można formować stosując jedną z omawianych metod /zakręt o 180° , na trójkącie itp./. Jednak w tym wypadku główna grupa może znaleźć się w dość niekorzystnej sytuacji ze względu na stratę czasu wynikłą z niewykonywania lotu po trasie. Dlatego też najbardziej celowym rozwiązaniem jest formowanie ogólnego ugrupowania bojowego na prostoliniowym odcinku lotu jednej z grup/na trasie lotu lub podczas lotu do WPT/, której lotnisko znajduje się najdalej. Pozostałe grupy zajmują miejsce w ogólnym ugrupowaniu bojowym na kursach przeciwnych lub zgodnie przecinających się.

Formowanie ugrupowania bojowego na kursach przeciwnych

Formowanie ugrupowania bojowego na kursach przeciwnych stosowane jest wtedy, gdy lotniska bazowania usytuowane są względem siebie zgodnie z kierunkiem lotu do celu. Tego rodzaju rozmieszczenie lotnisk jest korzystne podczas organizacji patrolowania towarzyszącego przez samoloty myśliwskie zabezpieczające działania bojowe lotnictwa bombowego i transportowego, a także w warunkach rozérodkowanego bazowania jednostek lotnictwa bombowego i transportowego.

Istota formowania ugrupowania bojowego tym sposobem jest następująca. Na trasie lotu grupy /rys. 6.8.1./, w stosunku do której inne grupy zajmują miejsce w ugrupowaniu bojowym, wyznacza się dwie rubieże /I i II/ położone w odległości $l \geq l_{\min}$.



Rys. 6.8.1.

Linia drogi grupy zajmującej miejsce w ugrupowaniu bojowym powinna przebiegać w stosunku do linii drogi grupy głównej w odległości nie mniejszej niż $2R+J/J$ - nakazany odstęp formowania/. Dla obu grup wyznacza się jednakowy czas wyjścia na odpowiednie rubieże /pierwszej grupie - na rubież I,

drugiej - na rubież II/.

Prędkości lotu obu grup mogą być różne $/V_1 \neq V_2/$, a wysokości lotu na odcinku formowania dla zapewnienia bezpieczeństwa powinny różnić się o $\Delta H = 200-300$ m.

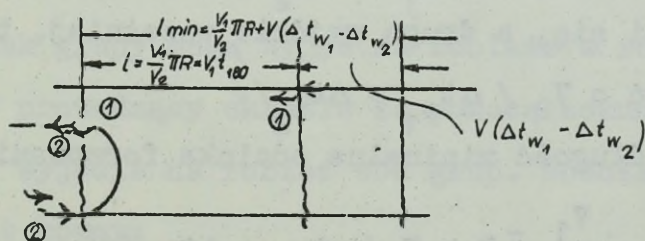
Rubieże wyznaczone dla określonej grupy należy wybierać nad charakterystycznymi obiektami orientacyjnymi /lub w pobliżu nich/.

Po przejściu wyznaczonych rubieży moment rozpoczęcia zajmowania miejsca w ugrupowaniu bojowym określa się albo na podstawie komendy prowadzącego jednej z grup, albo z ziemi na podstawie danych radiolokacyjnych lub radionawigacyjnych.

Dla zapewnienia sformowania ugrupowania bojowego przed wyznaczoną rubieżą należy przed wykonaniem lotu obliczyć minimalne odległości dopuszczalne formowania - z uwzględnieniem ewentualnych błędów w czasie wychodzenia na wyznaczone rubieże.

Jeżeli założymy, że obydwie grupy wychodzą na wyznaczone rubieże bez błędów, to w tym wypadku długość odcinka formowania będzie równa długości drogi, którą pierwsza grupa przebywa podczas dokonywania skrętu o 180° /rys. 6.8.2./

$$/l = \pi R/.$$



Rys. 6.8.2.

Jeżeli pierwsza i druga grupa lecą z różnymi prędkościami lotu, to powinien być zapewniony jednakowy czas lotu pierwszej grupy po prostej i drugiej podczas skreśu o 180° :

$$\frac{l}{v_1} = \frac{\pi R}{v_2}; \quad l = \frac{v_1}{v_2} \pi R = v_1 t_{180}$$

Dla ustalenia odległości między grupami w ugrupowaniu potrzebna długość odcinka formowania powinna być równa:

$$l = v_1 t_{180} + d$$

W przytoczonym wzorze i w następnych należy uwzględnić znak odległości, mając na uwadze to, że przy zajmowaniu miejsca z tyłu grupy odległość jest dodatnia, a z przodu - ujemna.

Jednak w rzeczywistości obie grupy nie będą wychodziły na wyznaczone rubieże w ściśle określonym czasie.

W związku z tym odcinek formowania należy zwiększyć tak, żeby niezależnie od wcześniejszego lub opóźnionego przybycia każdej z grup na wyznaczoną rubież zapewnione było niezawodne sformowanie ugrupowania bojowego.

Załóżmy, że pierwsza grupa wyszła na wyznaczoną rubież wcześniej o Δt_{w_1} , a druga grupa spóźniła się o Δt_{w_2} . Wynika stąd, że w tym wypadku należy zwiększyć długość odcinka formowania o wartość: $v_1 / \Delta t_{w_1} + \Delta t_{w_2} /$. Jeżeli natomiast pierwsza grupa spóźni się, a druga wyjdzie wcześniej, to odcinek należy zwiększyć o $v_2 / \Delta t_{w_1} + \Delta t_{w_2} /$.

A zatem długość minimalna odcinka formowania będzie równa:

$$l_{\min} = \frac{v_1}{v_2} \pi R + v / \Delta t_{w_1} + \Delta t_{w_2} / \dots /6.8.1./,$$

gdzie: v - większa prędkość lotu.

Jeżeli między grupami powinna być ustalona odległość $d_{u.b.}$, to minimalna długość odcinka formowania jest równa:

$$l_{\min} = \frac{V_1}{V_2} \bar{\Pi}R + V / \Delta t_{w_1} + \Delta t_{w_2} / + d_{u.b} \dots /6.8.2./$$

Przy równych błędach wyjścia

$$l_{\min} = \frac{V_1}{V_2} \bar{\Pi}R + 2 \Delta t_w + d_{u.b} \dots /6.8.3./$$

Jeżeli $V_1 = V_2 = V$, to:

$$l_{\min} = V / t_{180} + 2 \Delta t_w / + d_{u.b} \dots /6.8.4./$$

Moment rozpoczęcia zajmowania miejsca w ugrupowaniu bojowym /początek skrętu drugiej grupy/ może być określony na podstawie czasu lotu /czasu wytrzymania/, licząc od chwili przelotu nad rubieżą. Komendę do rozpoczęcia skrętu w tym wypadku podaje prowadzący pierwszej grupy, który w chwili wyjścia na swoją rubież włącza sekundomierz.

W wypadku, gdy druga grupa wychodzi na swoją rubież wcześniej niż pierwsza, prowadzący pierwszej grupy włącza sekundomierz na sygnał prowadzącego drugiej grupy. Gdyby obie grupy wyszły na swoje rubieże bez błędów w czasie, czas wytrzymania byłby stały i równy:

$$t_w = \frac{l - V_1 t_{180}}{V_1 + V_2} \dots /6.8.5./$$

Jednak grupy mogą wyjść na rubieże w różnym czasie. Dlatego też prowadzący określa za pomocą sekundomierza różnicę w czasie wyjścia na rubież obu grup. Wówczas czas wytrzymania jest równy:

$$t_w = \frac{l - V_1 t_{180} - V_1 \Delta t_{rub}}{V_1 + V_2} \dots \dots \dots /6.8.6./,$$

gdzie: Δt_{rub} - różnica w czasie wyjścia na rubieżę pierwszej .. drugiej grupy.

Rzeczą oczywistą jest, że do obliczenia czasu konieczne jest podawanie komend przez prowadzących obydwóch grup w momencie przelatywania odpowiednich rubieży.

Jeżeli po sformowaniu ugrupowania bojowego między grupami zostanie ustalona odległość czasowa Δt_{ub} , to czas wytrzymania określa się za pomocą wzoru:

$$t_w = \frac{l - V_1 t_{180} - V_1 \Delta t_{rub} + V_1 \Delta t_{ub}}{V_1 + V_2} \dots \dots \dots /6.8.7./$$

Praktycznie dla konkretnych warunków formowania obliczenia wykonuje się zawczasu ujmując ich wyniki w tabeli /tabela - 6.8.1./; zawarte w niej dane wykorzystuje się podczas lotu. Celem sporządzenia tabeli najpierw oblicza się wartość t'_w dla przypadku, gdy $\Delta t_{rub} = 0$

$$t'_w = \frac{l - V / t_{180} - \Delta t_{ub}}{V_1 + V_2}$$

Następnie, przyjmując różne wartości Δt_{rub} , określa się wielkość $\frac{V_1 \Delta t_{rub}}{V_1 + V_2}$ i oblicza odpowiednie wartości t_w . Należy mieć na uwadze to, że wykonując obliczenia należy przyjmować wartość Δt_{rub} w przedziale:

$$t'_w > \Delta t_{rub} > 0$$

z ziemi na podstawie danych ze stacji radiolokacyjnych. Bez kontroli z ziemi formowanie ugrupowania bojowego tym sposobem jest celowe w lotnictwie dalekiego zasięgu, gdzie może być osiągnięta duża dokładność wychodzenia na wyznaczone rubieże w ustalonym czasie. Należy zaznaczyć, że wymieniony sposób jest dość ekonomiczny, ponieważ w toku formowania ugrupowania bojowego wszystkie grupy lecą po trasie.

Rozpatrzmy, w jaki sposób formuje się ugrupowanie bojowe na kursach przecinających się. Pierwsza grupa /głów - na/ odchodzi od swojego WPT i leci po trasie do celu. Na trasie pierwszej grupy wyznacza się rubież ostatecznego zakończenia formowania ugrupowania bojowego. W związku z tym można przedstawić graficznie, gdzie powinna znajdować się druga grupa w chwili przelatywania punktu A /rys. 6.8.3./ przez grupę pierwszą. Sposób graficznego określenia punktu A został przedstawiony na rys. 6.8.3.

W chwili przelatywania pierwszej grupy nad punktem A druga grupa powinna znajdować się nad punktem B. Jednak w wypadku zaistnienia błędów w czasie wychodzenia na punkty A i B spotkanie może nie nastąpić nad wyznaczoną rubieżą, jak na przykład wówczas gdy pierwsza grupa znajdzie się nad punktem A wcześniej o różnicę w czasie Δt_{w_1} , a druga grupa spóźni się z wyjściem na punkt B o różnicę w czasie Δt_{w_2} . Dla uniknięcia tego rodzaju sytuacji punkt A należy przesunąć o wielkość $\Delta S = V / \Delta t_{w_1} + \Delta t_{w_2} /$. Czas wyjścia grup na otrzymane punkty D i B ustala się jednakowy. Jeżeli obydwie grupy wyjdą na wyznaczone punkty D i B bez błędów w czasie, to formowanie nastąpi w punkcie C', którego położenie jest łatwo przedstawić graficznie.

Przy dowolnych błędach wychodzenia w określonym czasie na punkty D i B formowanie będzie zakończone przed punktem C, to znaczy przed wyznaczoną rubieżą. A zatem odcinek CC₁ jest odcinkiem formowania.

Formowanie ugrupowania bojowego na kursach przecinających się organizuje się w zasadzie w warunkach kierowania lotem grup z ziemi. Formowanie ugrupowania bojowego jest podobne do naprowadzania samolotów na cele powietrzne. Trzeba jednak pamiętać o tym, że przed lotem należy określić potrzebny odcinek formowania, o czym była mowa wyżej.

Jeżeli manewr wykonywany jest bez naprowadzania z ziemi, to główne samoloty grup samodzielnie wychodzą na wyznaczone punkty, a kurs lotu dla grupy zajmującej wyznaczone miejsce w ugrupowaniu bojowym ustala załoga głównego samolotu w czasie lotu.

6.9. WYBÓR SPOSOBU FORMOWANIA UGRUPOWANIA BOJOWEGO - CHARAKTERYSTYKA PORÓWNAWCZA RÓŻNYCH SPOSOBÓW FORMOWANIA UGRUPOWANIA BOJOWEGO

Przy wyborze sposobu formowania ugrupowania bojowego należy brać pod uwagę konkretne warunki oraz uwzględniać podstawowe czynniki, które mogą wywierać wpływ na formowanie ugrupowania bojowego i na wykonanie zadania postawionego lotniczym grupom różnych rodzajów lotnictwa.

Przed wszystkim należy ocenić zadanie bojowe, skład i charakter ugrupowania bojowego, a także warunki lądowania. Przy tego rodzaju ocenie należy zwrócić uwagę na zasięg i długotrwałość przebywania w rejonie celu, ponieważ te czynni-

ki określają ilość paliwa, którą można zużyć podczas formowania ugrupowania bojowego.

Małe grupy /6 - 8 samolotów/ we wszystkich rodzajach lotnictwa w zasadzie formuje się w ugrupowanie bojowe sposobem dopędzania na trasie lotu lub nabierania wysokości metodą "wszystkie razem". Jeżeli skład samolotów jest duży /na przykład, potok samolotów w lotnictwie transportowym/, a odległości czasowe między samolotami niewielkie /około 30 sek./, to ugrupowanie bojowe należy formować sposobem nabierania wysokości "wszystkie razem" z kolejnym zwieraniem /manewr prędkością, skręt o 180°/.

Warunki bazowania również w sposób istotny wpływają na wybór sposobu formowania ugrupowania bojowego. Przez warunki bazowania w danym przypadku należy rozumieć wydzielony rejon formowania ugrupowania bojowego, kierunek startu, istnienie charakterystycznych punktów w rejonie lotniska, rodzaj pasa startowego, różnego rodzaju ograniczenia w wykonywaniu lotów itp. Wybrany sposób powinien przede wszystkim zapewniać sformowanie ugrupowania bojowego w wyznaczonym rejonie. Oprócz tego należy uwzględniać kierunek startu. Jeżeli pokrywa się on z kierunkiem lotu po trasie, to najwygodniejszym sposobem formowania jest dopędzanie lub nabór wysokości metodą "wszystkie razem". Przy dużej różnicy w kierunkach startu można stosować formowanie ugrupowania bojowego na trójkącie lub wykonując skręt o 180°.

W wypadku rozśrodkowanego bazowania na lotniskach polowych /gruntowych/ zazwyczaj wystąpią duże odstępy czasowe w starcie /2-4 min./ . Wówczas najbardziej zalecanym i czę-

isto jedynie możliwym sposobem formowania jest wykonanie skrętu o 180° , niezależnie od liczby samolotów w grupie. W lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym w tego rodzaju sytuacji należy wykonywać start parami lub kluczami, co znacznie ułatwi formowanie ugrupowania bojowego.

Wysokość formowania ugrupowania bojowego określa się uwzględniając potrzebną wysokość lotu na pierwszym etapie trasy lotu, warunki atmosferyczne w rejonie formowania /wysokość górnej warstwy chmur i widzialność/, a także zużycie paliwa podczas formowania. We wszystkich przypadkach w lotnictwie frontowym należy oceniać możliwość wytrzymania samolotów przez stacje radiolokacyjne nieprzyjaciela podczas formowania ugrupowania bojowego i wybrać wysokość formowania tak, by wykluczyć tę możliwość.

Jeżeli warunki formowania ugrupowania bojowego są tego rodzaju, że trudno jest dokonać wyboru najlepszego w danej sytuacji formowania bojowego, należy rozważyć zalety i wady poszczególnych sposobów przyjmując za kryteria oceny długotrwałość i długość odcinka formowania, miejsce zakończenia formowania i możliwość jednoczesnego lotu po trasie.

Posługując się tabelą 6.9.1. można dokonać analizy porównawczej różnych sposobów formowania ugrupowania bojowego. W celu jej dokonania należy dla szeregu typowych wariantów ugrupowania bojowego wykonać obliczenia posługując się odpowiednimi wzorami. Na podstawie tych obliczeń można ustalić zalety i wady różnych sposobów.

Wykonamy przykładowe obliczenie /tabela 6.9.2./ dla następujących warunków: ugrupowanie bojowe składa się z sześć-

ciu samolotów myśliwsko-bombowych $/n = 6/$; odstęp czasowy startu $\Delta t_{st} = 1 \text{ min.}$, ustalona odległość w ugrupowaniu bojowym $\Delta t_{ub} = 30 \text{ sek.}$, wysokość formowania $H = 8000$ /dopędzanie z nabieraniem wysokości/.

Z obliczeń wynika, że dla danych warunków najwygodniejszym sposobem formowania ugrupowania bojowego jest dopędzanie na trasie lotu lub nabieranie wysokości metodą "wszystkie razem". W tych przypadkach czas formowania będzie najmniejszy i będzie mieć miejsce największe przesunięcie po trasie. Jednak rubież zakończenia formowania będzie znajdowała się w odległości 170-210 km od lotniska startu, co jest dopuszczalne tylko w lotnictwie dalekiego zasięgu.

Jeżeli zachodzi konieczność zakończenia formowania przed wyznaczoną rubieżą - przy czym odległość tej rubieży od lotniska jest mniejsza od długości odcinka formowania - należy stosować formowanie ugrupowania bojowego metodą skreśtu o 180° lub na trójkącie.

Tabela 6.9.1.

Sposób formo- wania	Dopędzanie na trasie	Skret o 180° w rejonie zakoń- czenia nabiera- nia wysokości	nad dalszą ra- diostacją pro- wadzącą	Nabieranie wyso- kości metodą "wszyscy razem"	Trójkąt /KS ₁ = 120°/
Kryterium oceny					
Czas formowania ugrupowania bo- jowego	$t_{zb} = t_{wzn} + t_{st} + t_{zw} + t_{KS} + t_{rez}$	$t_{zb} = t_{wzn} + t_{180} + t_{st} + t_{rez}$	$t_{zb} = t_{wzn} + t_{360} + t_{rp} + t_{st} + t_{rez}$	$t_{zb} = t_{wzn} + t_{st} + \frac{V}{t_{u.b.}} \frac{t_{u.b.}}{\Delta V} + t_{rez}$	$t_{zb} = t_{wzn} + 2 t_{st} - t_{u.b.} + t_{KS_1} - t_{rez}$
Rubież zakoń- czenia formo- wania	Na trasie w odległości S _{zb}	Nad lotniskiem /w odległości S _{wzn} od pasa startowego/	Nad lotniskiem	Na trasie w odległości S _{zb}	W rejonie lotniska
Długość odcin- ka formowania ugrupowania bojowego	$S_{zb} = S_{wzn} + V/t_{st} + t_{zw} + t_{rez}$	$S_{zb} = S_{wzn} + \frac{1}{2} V(t_{st} + t_{rez}) + R$	$S_{zb} = S_{wzn} + \frac{1}{2} V/t_{st} + t_{rez} + R$	$S_{zb} = S_{wzn} + V t_{u.b.} + S_{zw}$	$S_{zb} = S_{wzn} + V/t_{st} + t_{rez} + R$
Długość odcin- ka jednocze- snego lotu po trasie	S _{zb}	+ S _{wzn}	nie ma	S _{zb}	nie ma

Tabela 6.9.2.

Sposób formowania	Dopędzenie na trasie	Skręt o 180°		Nabieranie wysokości metodą "wszyscy razem"	Trójkąt
		w rejonie zakończenia nabe- rania wy- sokości	nad dalszą radiostacją prowadzącą		
Kryterium oceny					
Czas trwania formowania /min./	20	23	35	20	25
Rubież zakoń- czenia for- mowania	210 km od lotniska	140 km od lotniska	nad lotniskiem	170 km od lotniska	w rejonie lotniska
Długość od- cinka formo- wania /km/	210	170	180	170	230
Długość od- cinka jedno- czesnego lo- tu po trasie	± 210	± 140	0	+ 170	0

7. ROZFORMOWANIE UGRUPOWAŃ BOJOWYCH I ZAJŚCIE DO LĄDOWANIA

7.1. ZASADY OGÓLNE

Rozformowanie ugrupowania bojowego i zajęcie do lądowania są ważnymi etapami lotu bojowego i wymagają starannej organizacji. Sposób rozformowania ugrupowania bojowego, tak samo jak formowanie ugrupowania bojowego, może wywrzeć wpływ na możliwości grupy w zasięgu, ponieważ od wybranego sposobu rozformowania zależna jest ilość paliwa zużywanego na rozformowanie i lądowanie. Jest to szczególnie ważne dla współczesnych samolotów naddźwiękowych, które na rozformowanie i lądowanie mogą zużyć więcej niż 30% ogólnej ilości paliwa zawartego w zbiornikach. Jednocześnie od organizacji rozformowania zależą: przepustowość lotniska, czas trwania lądowania grupy i bezpieczeństwo lotu.

Z analizy wypadków lotniczych w jednostkach liniowych wynika, że największa ilość katastrof, awarii i uszkodzeń ma miejsce podczas zajścia do lądowania. Dlatego też podczas organizacji lądowania podstawowym i głównym zagadnieniem jest zapewnienie bezpieczeństwa. Bezpieczeństwo lotu w czasie lądowania zapewnia się przede wszystkim ustalając w czasie bezpieczne odległości między samolotami podczas przebijania chmur /zniżania/. Rzeczą oczywistą jest, że odległości te nie powinny być mniejsze od dopuszczalnych odstępów lądowania.

Ustalenie bezpiecznych odległości lub odstępów czasowych lądowania między samolotami osiąga się poprzez rozluźnianie ugrupowania bojowego przed lądowaniem, ponieważ prawie zawsze odległości rzeczywiste w ugrupowaniach bojowych

będą mniejsze od koniecznych /bezpiecznych/. Rozluźnianie może być wykonane różnymi sposobami i polega na odpowiednim manewrowaniu kursem i prędkością lotu, zapewniającym kolejne wyjście samolotów z kursem lądowania na zawczasu ustalony punkt na ustalonej wysokości i z ustaloną prędkością.

Na ogół rozformowanie i zejście do lądowania składa się z szeregu kolejnych etapów, jak:

- wyjście na punkt /rubież/ rozpoczęcia rozformowania;
- manewrowanie w celu ustalenia odstępów czasowych lądowania /odstępów bezpiecznych/;
- zniżanie /przebijanie chmur/;
- lądowanie.

W zależności od składu grupy, kierunku podejścia do lotniska i sposobu rozformowania niektóre z wymienionych etapów mogą niezaistnieć. Na przykład przy zejściu do lądowania pojedynczego samolotu nie będzie pierwszych dwóch etapów, a przy zejściu do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania odpada konieczność odpowiedniego manewrowania w celu wyjścia na punkt rozpoczęcia zniżania itd. W zależności od typu samolotów, systemu lądowania, środków nawigacji itp. sposoby wyjścia na punkt rozpoczęcia zniżania /sposoby zejścia do lądowania/ można podzielić na dwie grupy:

1. Zejście do lądowania ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą.
2. Zejście do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania/bezpośrednio z trasy/.

Pierwsza grupa obejmuje następujące sposoby zejścia do lądowania:

- odchylenie o kąt obliczony /OKS/;
- odchylenie o kąt nakazany /NKS/;
- skręt o 180° ;
- skręt w stronę najmniejszego kąta;
- duży prostokąt.

Grupa druga obejmuje następujące sposoby zajścia do lądowania:

- na podstawie komend z ziemi;
- za pomocą pokładowych środków technicznych nawigacji.

Pierwsza grupa sposobów przewiduje wykonanie manewru od radiostacji prowadzącej, przy czym punkt rozpoczęcia zniżania położony jest na osi pasa startowego w odległości S_{wzn} . A zatem zniżanie i przebijanie chmur w tych przypadkach odbywa się z kursem lądowania od dalszej radiostacji prowadzącej, co bezwzględnie zwiększa niezawodność lądowania, lecz pociąga za sobą zbędne zużycie paliwa. Bardziej wygodne jest zniżanie i przebijanie chmur bez dodatkowego manewru, bez pośrednio z trasy w kierunku podchodzenia do lotniska. W tym wypadku jednak wymagana jest duża dokładność określenia miejsca samolotu podczas przejścia do zniżania.

Obecnie w lotnictwie stosuje się wiele systemów lądowania, które jak wiadomo, dzielą się na systemy kierowania lądowaniem z samolotu /OSP-48, SP-50/ i na systemy kierowania lądowaniem z ziemi /RSP-4, RSP-6, RSP-7/.

Zajście do lądowania przy zastosowaniu systemów grupy pierwszej wymaga w zasadzie wstępnego wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą, a systemy lądowania wchodzące w skład drugiej grupy zapewniają zajście do lądowania i zniżania bez pośrednio z trasy /z rubieży rozpoczęcia zniżania/.

Dla niezawodnego zapewnienia lądowania systemy drugiej grupy wyposaża się w systemy pierwszej grupy /zazwyczaj w system OSP-49/

7.2. ZAJŚCIE DO LĄDOWANIA ZE WSTĘPNYM WYJŚCIEM NA DALSZĄ RADIOSTACJĘ PROWADZĄCĄ

Przy zejściu do lądowania ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą załoga samolotu w ciągu od 5 do 8 min. przed wyjściem w rejon lotniska melduje drogą radiową obliczony czas przybycia, kurs, wysokość lotu i z kolei otrzymuje od kierownika lotów następujące dane:

- rzut /wysokość/ wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą lotniska;
- kurs lądowania;
- ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska;
- prędkość i kierunek wiatru;
- wysokość dolnej i górnej warstwy chmur;
- widzialność obiektów orientacyjnych przy zejściu do lądowania;
- czas lotu do punktu rozpoczęcia skrętu /PPS/ na kurs lądowania.

Oprócz wymienionych danych kierownik lotów może przekazać niektóre inne dane, związane ze stosowanym sposobem zejścia do lądowania i właściwościami wykonania lotów z danego lotniska.

Odległość punktu początku zniżania /PPZ/ od dalszej radiostacji prowadzącej nie zależy od sposobu wyjścia na ten punkt, lecz od wysokości rozpoczęcia zniżania i warunków zniżania z wysokości podejścia do wysokości wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą /H=200-220/.

Metodyka obliczeń czasu trwania i długości odcinka zniżania omawiana jest w rozdziale 4; oprócz tego wartości dla podstawowych warunków lotu dla każdego samolotu podawane są w instrukcjach do obliczania zasięgu i długotrwałości lotu /bez uwzględnienia odcinka lotu poziomego przy wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą/.

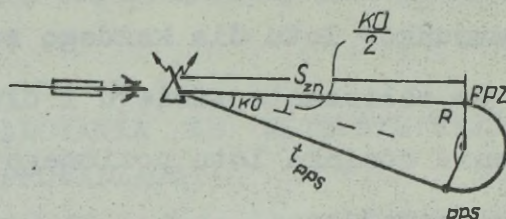
Wyjście na punkt początku zniżania powinno być wykonane zgodnie z kursem lądowania. W związku z tym po przełocie nad dalszą radiostacją prowadzącą należy wykonać określony manewr.

Wyjście na punkt początku zniżania poprzez odchylenie
o kąt obliczony /OKS/

Odchylenie o kąt obliczony stosowane jest przy zejściu do lądowania z prostej we wszystkich rodzajach lotnictwa w przypadku wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą z kursem przeciwnym do kursu lądowania lub zbliżonym do niego $\pm 30^\circ - 45^\circ$.

Po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą^{x/} samolot zmienia kurs lotu o zawczasu obliczony kąt /OKS/ z takim wyliczeniem, by wyjść na punkt początku skrętu na kurs lądowania /rys. 7.2.1./ w odległości około 2 R od punktu rozpoczęcia zniżania.

x/ W podręczniku nie będziemy rozpatrywać kolejności pracy pilota przy zejściu do lądowania, związanej z opuszczeniem podwozia, klap, zmianą warunków pracy silnika itp., a także istoty obliczeń do lądowania. Metodyka pracy załogi na różnych etapach lotu jest omawiana w odpowiednich instrukcjach dla każdego typu samolotu.



Rys. 7.2.1.

Wielkość kąta obliczonego określa nawigator na pokładzie samolotu lub podawana jest ona przez kierownika lotów.

Z rys. 7.2.1. wynika, że:

$$\operatorname{tg} \frac{\text{OKS}}{2} = \frac{R}{S_{zn}}$$

lub

$$\text{OKS} = 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{R}{S_{zn}} \dots \dots \dots /7.2.1./$$

Praktycznie można korzystać z przybliżonego wzoru:

$$\operatorname{tg} \text{OKS} = \frac{2 R}{S_{zn}}$$

lub

$$\text{OKS} = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{2 R}{S_{zn}} \dots \dots \dots /7.2.2./$$

Na punkt rozpoczęcia skrętu /PPS/ wychodzi się poprzez określenie czasu wytrzymania, który liczy się od chwili wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą. Wielkość czasu wytrzymania t_{PPS} określa się w sposób następujący:

$$t_{PPS} = \frac{S_{PPS}}{W} \approx \frac{S_{zn}}{V_{poz}} \dots \dots \dots /7.2.3./,$$

gdzie V_{poz} - prędkość lotu poziomego na wysokości wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą.

Biorąc pod uwagę to, że $S_{zn} = V_{zn.śr} \cdot t_{zn}$, otrzyma-
my:

$$t_{PPS} = t_{zn} \frac{V_{zn.śr}}{V_{poz}} \dots \dots \dots /7.2.4./$$

Czas trwania lądowania pojedynczego samolotu w tym wypadku określa się za pomocą wzoru:

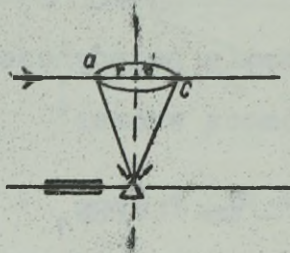
$$t_{ład} = t_{PPS} + t_{KS/180/} + t_{zn} + t_{PRN_1} \dots \dots \dots /7.2.5./$$

gdzie t_{PRN_1} - czas zniżania od dalszej radiostacji prowadzącej do lądowania.

Błędy wyjścia na punkt początku skreću, a zatem na punkt początku zniżania mogą doprowadzić do przedwczesnego wyjścia na małą wysokość w rejonie dalszej radiostacji prowadzącej, co jest niedopuszczalne szczególnie w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych. Dlatego też czas t_{PPS} należy obliczać bardzo dokładnie - z uwzględnieniem wszystkich czynników, które mogą doprowadzić do tego rodzaju błędów. Przede wszystkim należy uwzględniać wpływ strefy niestabilnej pracy radiokompasu i wiatru.

Wiadomo, że określenie momentu przelotu radiostacji prowadzącej jest zazwyczaj utrudnione ze względu na istnienie tak zwanego martwego stożka /rys. 7.2.2./, w którego zasięgu wskazówka radiokompasu nie daje stabilnych wskazań. Dlatego też do określenia momentu przelotu może być przyjęty dowolny punkt linii ac. Dla usunięcia wpływu wymienionego błędu na wyjście samolotu na punkt początku zniżania należy uwzględniać ten czynnik podczas określania czasu t_{PPS} . Promień strefy niestabilnej pracy radiokompasu zależy od

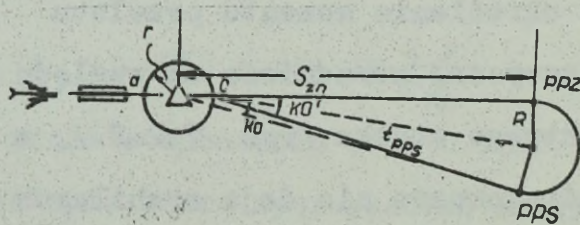
wysokości lotu i typu samolotu, a także od konstrukcji anteny otwartej ARK i może osiągać znaczne wielkości $/r \approx 2 H/$.



Rys. 7.2.2.

Dla zmniejszenia błędów określenia wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą na moment przelotu dalszej radiostacji prowadzącej przyjmuje się moment stabilnego wskazania wskazówką ARK kąta kursowego 180° /punkt c na rys. 7.7.2./ . W tym przypadku czas lotu do punktu rozpoczęcia skrętu określamy za pomocą wzoru:

$$t'_{PPS} = \frac{S_{zn} - r}{V_{poz}} = t_{PPS} - \frac{r}{V_{poz}} \dots \dots \dots /7.2.6./$$

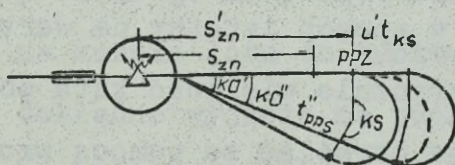


Rys. 7.2.3.

Wielkość kąta obliczonego powinna również się zmienić:

$$OKS' = 2 \arctg \frac{R}{S_{zn} - r} \dots \dots \dots /7.2.7./$$

Drugim niemierniej ważnym czynnikiem wywierającym wpływ na dokładność wyjścia na punkt początku zniżania jest wiatr. Podczas organizacji lądowania należy znać dane o wietrze na wysokości podejścia, a także średni wiatr od wysokości podejścia do wysokości wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą co potrzebne jest do obliczenia czasu t_{PPS} z uwzględnieniem wpływu wiatru. Rzeczą oczywistą jest, że na skutek wpływu wiatru wielkość czasu t_{PPS} będzie różnić się od analogicznej wielkości bez uwzględnienia wiatru /rys. 7.2.4./; punkt zakończenia skreću będzie przesunięty w stosunku do punktu rozpoczęcia skreću w płaszczyźnie, równoległej do pasa startowego, o wielkość $n \cos \xi t_{KS}$.



Rys. 7.2.4.

Ponadto trzeba uwzględniać to, że położenie punktu początku zniżania przy wietrze będzie inne, to znaczy:

$$S'_{zn} = S_{zn} + U_{\xi r} t_{zn} \cos \xi_{\xi r}$$

gdzie $U_{\xi r}$ - średni wiatr od wysokości podejścia do dalszej radiostacji prowadzącej;

ξ - średni kąt wiatru.

A zatem:

$$t''_{PPS} = \frac{S'_{zn} - r + ut_{KS} \cos \xi}{W} \dots \dots \dots /7.2.8./,$$

gdzie: t_{KS} - czas trwania skrętu na kurs lądowania;

ξ - kąt wiatru na kursie lądowania.

Powyższy wzór można przedstawić w innej postaci:

$$t''_{PPS} = t'_{PPS} \pm \frac{U' t_{KS}}{W} \dots \dots \dots /7.2.9./,$$

gdzie U - składowa wiatru na kursie lądowania.

Znak "minus" /-/ odpowiada składowej przeciwnej do kursu lądowania, a znak "plus" /+/ - zgodnej.

Rzecz oczywista, że kąt obliczony "OKS" należy określać za pomocą wzoru:

$$\operatorname{tg} \frac{\text{OKS}''}{2} = \frac{R}{S_{zn} - r \pm U t_{KS}}$$

Wartość $U t_{KS}$ dla współczesnych prędkości lotu / $V=500-1000$ km/godz.; $U \leq 100$ km/godz./ nie będzie przekraczać 3 km i nie wpłynie w sposób istotny na wartość kąta OKS. Dlatego też praktycznie wielkość kąta obliczonego dla wszystkich warunków można określać za pomocą wzoru /7.2.7./.

Rzeczywisty czas lotu do punktu początku skrętu określa się w sposób następujący:

$$t''_{PPS} = t_{PPS} + \Delta t_{PPS_1} \pm \Delta t_{PPS_2} \dots \dots \dots /7.2.10./,$$

gdzie

$$t_{PPS} = \frac{S_{zn}}{W} \approx \frac{S_{zn}}{V};$$

$$\Delta t_{PPS_1} = \frac{r}{W} \approx \frac{r}{V};$$

$$\Delta t_{PPS_2} = \frac{U s_r \cos \xi}{W s_r} \frac{s_r t_{zn}}{s_r} \approx \frac{U \cos \xi t_{zn}}{W}$$

Wielkość $t''_{PPS} = t_{PPS} + \Delta t_{PPS_1}$ można obliczyć zawnazu, ponieważ będzie ona stała dla konkretnych warunków lądowania,

wania. Poprawka Δt_{PPS_2} powinna być określona bezpośrednio przed zajęciem do lądowania i wprowadzona do wartości t'_{PPS} . Celowe jest obliczenie z awczasu wartości t'_{PPS} dla różnych wysokości wyjścia na lotnisko i ujęcie tych wartości w tabeli 7.2.1.

Tabela 7.2.1.

H [km]	3000	4000	6000	8000	10000
t'_{PPS}	1,12	1,47	2,50	3,40	4,40

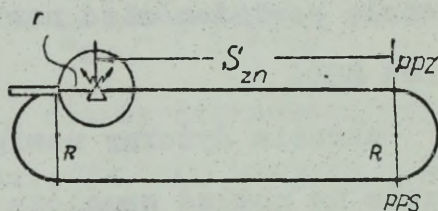
Tego rodzaju tabelę powinien mieć nawigator na pokładzie i kierownik lotu na SSD.

Poprawkę Δt_{PPS_2} określa dyżurny nawigator lub kierownik lotów i przekazuje na pokład samolotu z wartością kąta znoszenia na kursie lotu do punktu początku skrętu.

A zatem dokładne wyjście na punkt początku skrętu zapewnia się dzięki obliczeniu i utrzymaniu czasu t_{PPS} , uwzględniając wpływ wiatru podczas skrętu i kąt znoszenia podczas lotu na punkt początku skrętu.

Po upływie czasu t_{PPS} załoga wykonuje skręt na kurs lądowania z ustalonym kątem przechyłu, kontrolując prawidłowość wykonania skrętu według wskazań radiokompasu i girobu - soli. Po wyjściu na kurs lądowania samolot przechodzi do zniżania zachowując wymagane warunki i z takim wyliczeniem, żeby wysokość przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą była równa 200-220 m, a wysokość nad bliższą radiostacją prowadzącą - około 80-100 m. W procesie zniżania poprawia się błędy wyjścia na kurs lądowania i uwzględnia rzeczywisty kąt znoszenia.

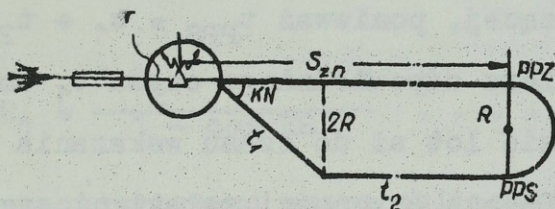
Jeżeli samolot wychodzi na dalszą radiostację prowadzącą z kursem lądowania /rys. 7.2.5./, to wówczas obliczony kąt jest równy 180° . W tym wypadku po wyjściu nad dalszą radiostację prowadzącą wykonuje skręt o 180° i w chwili, gdy $KKR = 90^\circ / 270^\circ / \pm KZ$, nawigator /pilot/ włącza sekundomierz dla odczytania czasu wytrzymywania, po upływie którego samolot wykonuje skręt na kurs lądowania. W obliczeniach wstępnych nie uwzględnia się strefy niestabilnej pracy radiokompasu.



Rys. 7.2.5.

Wyjście na punkt rozpoczęcia zniżania z odchyleniem
o kąt ustalony NKS

Wymieniony sposób stosowany jest przy wychodzeniu na lotnisko z kursem przeciwnym do kursu lądowania przeważnie w lotnictwie bombowym i transportowym. Polega on na tym, że po określeniu momentu przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą samolot zmienia kurs o ustalony kąt / $NKS=15^\circ-20^\circ$ /, który jest jednakowy dla wszystkich warunków zajścia do lądowania /rys. 7.2.6./ i leci w tym kierunku w ciągu czasu t_1 . Po upływie czasu t_1 samolot zmienia kurs na kurs przeciwny do kursu lądowania. Moment skrętu na kurs lądowania /wyjście na punkt początku skrętu/PPS/ określa się według czasu t_2 .



Rys. 7.2.6.

Można więc zakładać, że:

$$t_{PPS} = t_1 + t_2$$

Z rys. 7.2.6. wynika, że:

$$Vt_1 = \frac{2R}{\sin NKS}$$

lub

$$t_1 = \frac{2R}{V \sin NKS} \dots \dots \dots /7.2.11./$$

Czas lotu od punktu początku skrętu po zmianie kursu na kurs przeciwny do kursu lądowania / t_2 / określa się za pomocą wzoru:

$$Vt_2 = S_{zn} - r - 2R \operatorname{ctg} NKS$$

$$t_2 = \frac{S_{zn} - r}{V} - \frac{2R}{V} \operatorname{ctg} NKS \dots \dots \dots /7.2.12./$$

Czas lądowania jest równy

$$t_{\text{ład.}} = t_1 + t_2 + t_{180} + t_{zn} + t_{PRN_1} \dots \dots \dots /7.2.13./$$

Dla konkretnych wartości kątów ustalonych wzory do obliczeń upraszczają się. Na przykład dla $NKS=20^\circ$

$$t_1 = 1,87 t_{180}$$

$$t_2 = \frac{S_{zn} - r}{V} - 0,23 t_{180}$$

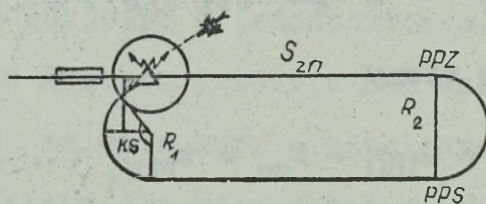
4207 mm

Praktycznie czas wytrzymania dla wyjścia na punkt początku skrzyżowania może być liczony od chwili przelotu dalszej radiostacji prowadzącej, ponieważ $t_{PPS} = t_1 + t_2$. Po wskazaniu przez sekundomierz odpowiedniego czasu t_1 zmienia się kurs i kontynuuje się lot aż do czasu wskazania przez sekundomierz czasu t_2 . Dalsze czynności załogi niczym nie różnią się od omawianych wyżej.

Wyjście na punkt rozpoczęcia zniżania w kierunku najmniejszego kąta z ustalonym kątem przechyłu

Wymieniony sposób stosowany jest w wypadku, gdy kierunek podejścia do lotniska znacznie różni się od kierunku lądowania. Manewr ten jest stosunkowo prosty i ekonomiczny.

Po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą załoga wykonuje skręt w najbliższą stronę /w kierunku najmniejszego kąta/ na kurs przeciwny do kursu lądowania /rys. 7.2.7./. Rzecz oczywista, że przy wykonywaniu tego rodzaju manewru promień pierwszego skrzyżowania R_1 powinien różnić się od promienia skrzyżowania na kurs lądowania R_2 . Określimy zależność między nimi.



Rys. 7.2.7.

Z rys. 7.2.7. wynika, że

$$2 R_2 = R_1 + R_1 \sin /KS - 90^\circ/ + r \sin /180 - KS/$$

lub

$$R_1 - R_1 \cos KS + r \sin KS = 2 R_2$$

Wobec tego

$$R_1 = \frac{2 R_2 - r \sin KS}{1 - \cos KS} \dots \dots \dots /7.2.14./$$

Za pomocą powyższego wzoru oblicza się potrzebne wartości R_1 , a następnie określa potrzebny kąt przechyłu β_1 .

Jeżeli promień strefy niestabilnej pracy ARK jest mały lub jeżeli na dalszą radiostację prowadzącą wychodzi się na małej wysokości, to można kąt przechyłu określić bezpośrednio, zakładając, że

$$R_1 = \frac{2 R_2}{1 - \cos KS} \cdot$$

Wówczas

$$\frac{v^2}{g \operatorname{tg} \beta_1} = \frac{2 \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \beta_2}}{1 - \cos KS}$$

lub

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \operatorname{tg} \beta_2 \frac{1 - \cos KS}{2} \dots \dots \dots /7.2.15./$$

Należy mieć na uwadze to, że im większe są kąty skrętu, tym mniejsza jest różnica między kątami przechyłu β_1 i β_2 . Zazwyczaj kąt przechyłu podczas skrętu na kurs lądowania jest równy 30° . W tym wypadku, poczynając od $KS=130^\circ$, można wykonywać obydwa skręty z jednakowym kątem przechyłu, ponieważ różnica między β_1 i β_2 nie przekracza 5° /tabela 7.2.2./.

Tabela 7.2.2.

/stop/	90	100	110	120	130	140	150	160	180
/stop/	16	19	21	23	25	27	29	29	30

Moment rozpoczęcia skrętu na punkt początku zniżania najwygodniej jest określać na podstawie czasu wytrzymania od chwili przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą.

Z rys. 7.2.7. wynika, że w tym wypadku droga przebyta w tym czasie t_{PPS} będzie różnić się od S_{zn} o wielkość równą ΔS .

$$\begin{aligned} \Delta S &= r + R_1 \text{KS} - R_1 \sin \text{KS} + r \cos \text{KS} = \\ &= r / 1 - \cos \text{KS} / + R_1 / \text{KS} - \sin \text{KS} / . \end{aligned}$$

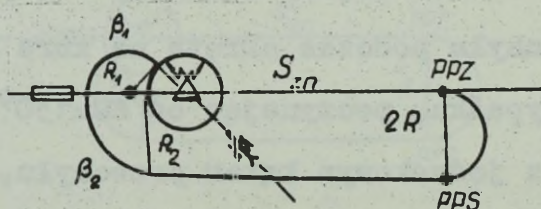
A zatem

$$t_{PPS} = \frac{S_{zn}}{V} + \frac{\Delta S}{V} \dots \dots \dots /7.2.16./.$$

Czas trwania lądowania jest równy

$$t_{ląd} = t_{PPS} + t_{180} + t_{zn} + t_{PRN_1} \dots \dots \dots /7.2.17./.$$

W przypadku gdy skręt w kierunku najmniejszego kąta jest niemożliwy /np. zezwala się tylko na lewy skręt/, na punkt początku skrętu wychodzi się w sposób następujący. Po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą wykonuje się skręt z kątem przechyłu β_1 aż do momentu, gdy wskazówka radiokompasu wskaże $KKR=270^\circ$ /rys. 7.2.8./



Rys. 7.2.8.

Następnie od trawersu dalszej radiostacji prowadzącej kąt przechyłu zmniejsza się do wartości β_2 i kontynuuje się skręt na kurs przeciwny do kursu lądowania. W celu zapewnienia wyjścia

samolotu na odległość $2 R_1$ od osi lądowania należy dobrać odpowiednią wartość kąta przechyłu β_2 , to znaczy taką, żeby $R_2 = 2 R_1$. Oznacza to, że:

$$2 \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \beta_2} = \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \beta_1}$$

lub

$$\operatorname{tg} \beta_2 = \frac{1}{2} \operatorname{tg} \beta_1 \dots \dots \dots /7.2.18./$$

Z dostateczną dla obliczeń praktycznych dokładnością można zakładać, że

$$\beta_2 \approx \frac{\beta_1}{2}$$

Uzasadnia to przykład. Jeżeli $\beta_1 = 30^\circ$, to $\operatorname{tg} \beta_1 = 0,577$;
 $\operatorname{tg} \beta_2 = \frac{0,577}{2} = 0,288$; $\beta_2 = 16^\circ \approx \frac{\beta_1}{2}$

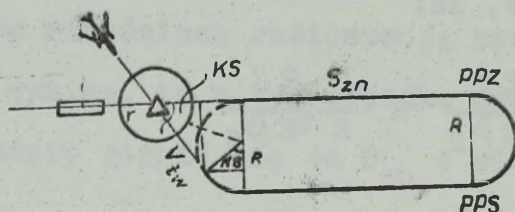
Czas wytrzymania celowo jest w tym przypadku mierzyć od chwili wyjścia na kurs przeciwny do kursu lądowania /KKR-270°/

$$t_{\text{PPS}} \approx \frac{S_{zn}}{V}$$

Wyjście na punkt rozpoczęcia zniżania po wykonaniu skrętu w kierunku najmniejszego kąta na podstawie czasu wytrzymania

W odróżnieniu od poprzedniego sposobu obydwie skręty wykonywane są z jednakowym kątem przechyłu, co jest znacznie wygodniejsze. Jednak skręt na kurs przeciwny do kursu lądowania wykonuje się nie od razu po przelocie dalszej radiostacji prowadzącej, a po upływie pewnego czasu wytrzymania /rys. 7.2.9./.

Wstępne obliczenia są w tym przypadku bardziej skomplikowane.



Rys. 7.2.9.

Z rys. 7.2.9. wynika, że

$$Vt_w + r = R \operatorname{ctg} \frac{KS}{2} .$$

Stąd

$$t_w = \frac{R}{V} \operatorname{ctg} \frac{K}{2} - \frac{r}{V} \dots \dots \dots /7.2.19./.$$

Po przekształceniu otrzymamy:

$$t_w = 0,32 t_{180} \operatorname{ctg} \frac{KS}{2} - \frac{r}{V} \dots \dots \dots /7.2.20./.$$

Czas wytrzymania t_{PPS} może być liczony albo od chwili rozpoczęcia skrętu, albo od chwili wyjścia na kurs przeciwny do kursu lądowania. W pierwszym przypadku czas t_{PPS} oblicza się za pomocą wzoru:

$$t_{PPS} = t_{KS} + \frac{1}{V} \left(S_{zn} - R \operatorname{ctg} \frac{KS}{2} \right) \dots \dots \dots /7.2.21./.$$

W drugim przypadku

$$t_{PPS} = \frac{1}{V} \left(S_{zn} - R \operatorname{ctg} \frac{KS}{2} \right) \dots \dots \dots /7.2.22./.$$

Czas trwania lądowania jest równy:

$$t_{ład} = t_w + t_{KS} + t_{PPS} + t_{180} + t_{zn} + t_{PRN_1} \dots \dots \dots /7.2.23./.$$

Po wykonaniu skrętu na kurs lądowania samolot przecho-
dzi do zniżania utrzymując ustalone warunki lotu. Warunki zni-

żania dla każdego typu samolotu podawane są w instrukcjach do obliczania zasięgu i długotrwałości lotu lub w instrukcjach dla załogi samolotu.

W procesie zniżania załoga poprawia błędy wyjścia na kurs lądowania i koryguje kąt znoszenia dla zabezpieczenia dokładnego wyjścia w kierunku na pas startowy. Dlatego też skręt dla wyjścia na punkt początku zniżania powinien być wykonany na podstawie wskazań radiokompasu i busoli giromagnetycznej /G I K/.

Skręt należy zakończyć w tym momencie, kiedy wskazówka radiokompasu wskaże $KKR=0$. Następnie poprzez porównanie położenia wskazówki radiokompasu i wskazówki ustalacza kursu /ustawionej na wartości kursu lądowania/ określa się wielkość i znak błędu wyjścia na kurs lądowania ΔKM .

Z kolei należy wykonać manewr dla wyeliminowania błędu. W tym celu jednocześnie z rozpoczęciem zniżania należy zmienić kurs lotu samolotu w kierunku odchylenia wskazówki radiokompasu względem wskazówki ustalacza kursu o kąt

$$\Delta K = 2 \div 3 \Delta KM.$$

Przy tym wskazówka radiokompasu po zakończeniu skrętu powinna ustawić się mniej więcej pośrodku między wskazówką ustalacza kursu i zerową działką skali radiokompasu. Następnie w procesie zniżania wskazówka radiokompasu powinna zbliżać się do wskazówki ustalacza kursu. Jeżeli wskazówka nie przybliży się, to należy zwiększyć kąt dowrotu samolotu w kierunku wskazówki radiokompasu /jeżeli wskazówka zbliży się bardzo szybko, to kąt dowrotu należy zmniejszyć/. O 2° - 3° przed pokryciem wskazówek radiokompasu i ustalacza kursu należy wykonać dowrót na kurs lądowania z uwzględnieniem kąta znosze-

nia. W tym celu wskazówkę ustalacza kursu należy ustawić na kurs

$$KM = KM_{\text{ład}} \pm KZ$$

Jeżeli w dalszym ciągu wskazówka radiokompasu będzie odchyłać się względem wskazówki ustalacza kursu, oznacza to, że kąt znoszenia został określony z błędem i należy wykonać po wtórnie podobny manewr.

7.3. OCENA DOKŁADNOŚCI WYJŚCIA NA PUNKT ROZPOCZĘCIA ZNIŻANIA

Dokładne wyjście na punkt początku zniżania jest podstawą zapewnienia bezpieczeństwa przy zniżaniu /przebijaniu chmur/ i pomyślnego lądowania. Rozpatrzmy, od czego zależy dokładne wyjście na punkt rozpoczęcia zniżania i w jaki sposób można zmniejszyć możliwe błędy wyjścia. Rozpatrzmy przy tym przede wszystkim błędy w odległości, jako że mogą one doprowadzić do przedwczesnego wyjścia na małą wysokość. Błędy w kierunku zazwyczaj dość łatwo można poprawić w procesie skrętu i zniżania na kursie lądowania.

Wszystkie sposoby wyjścia na punkt początku zniżania składają się z następujących etapów:

- wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą;
- odchylenia /lub skrętu/ na kurs lotu do punktu początku skrętu;
- lotu w płaszczyźnie poziomej do punktu początku skrętu;
- skrętu na kurs lądowania /wyjścia na punkt początku zniżania/.

Należy zaznaczyć, że błędy podczas wykonywania skrętów o ustalone kąty będą powodować odchylenia boczne od punktu początku zniżania. Dlatego też można zakładać, że dokładność wyjścia na punkt początku zniżania w zasadzie będzie zależna

od dokładności określenia momentu przelotu nad dalszą radio - stacją prowadzącą / σS_R /, od błędów wykonania lotu do punktu początku skrętu σS_{PPS} , a także od dokładności obliczenia położenia punktu początku zniżania / σS_{zn} /. A zatem średni błąd kwadratowy wyjścia na punkt początku zniżania σS_{PPZ} można przedstawić w następującej postaci:

$$\sigma S_{PPZ} = \sqrt{\sigma S_R^2 + \sigma S_{PPS}^2 + \sigma S_{zn}^2}$$

Z kolei rozpatrzmy wpływ błędów czątkowych na ogólną dokładność wyjścia na punkt początku zniżania. Podstawowy błąd w określaniu momentu przelotu nad dalszą radio: stacją prowadzącą może powstać na skutek nieuwzględnienia wpływu strefy niestabilnej pracy ARK. Wielkość tego błędu jest dość duża:

$$\sigma S_{PRN_1} = \frac{r}{\sqrt{2}}$$

Jeżeli więc wziąć pod uwagę, że $r \approx H$, to

$$\sigma S_{PRN_1} = 1,4 H$$

Przy wychodzeniu na lotnisko lądowania na dużej wysokości uwzględnianie wpływu strefy niestabilnej pracy ARK jest konieczne, ponieważ błędy mogą osiągać wartości do 15-20 km. Metodyka uwzględniania strefy niestabilnej pracy ARK była już omawiana /patrz wzory 7.2.6. i 7.2.7./.

Jednak całkowicie wykluczyć wpływu strefy niestabilnej pracy ARK nie da się, ponieważ nie można ustalić wyraźnej granicy tej strefy i trudno jest określić moment przelotu dalszej radiostacji prowadzącej. Oprócz tego przy wykorzystywaniu powszechnie stosowanych sposobów zajścia do lądowania /odchylenie o kąt obliczony lub ustalony/ może powstać błąd dodatkowy

spowodowany tym, że faktyczny kąt podejścia do lotniska różni się od obliczonego. Wyprowadzając wzory dla określenia t_{PPS} i OKS /7.2.6./ i /7.2.7./ zakładaliśmy, że samolot wychodzi na dalszą radiostację prowadzącą z kursem przeciwnym do kursu lądowania.

W rzeczywistości kąty podejścia mogą się różnić od tego kierunku w przedziale $\pm 45^\circ$. Z przeprowadzonych badań wynika, że średni błąd kwadratowy wyjścia na punkt początku zniżania na skutek wpływu wymienionych czynników może osiągać 2 km / $\sigma S_{PRN_1} = 2 \text{ km/}$.

Dla zmniejszenia błędu określenia momentu przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą należy wykonywać obliczenia parametrów manewru z uwzględnieniem promienia strefy niestabilnej pracy ARK i wychodzić na dalszą radiostację prowadzącą z kursem przeciwnym do kursu lądowania.

Błąd, który powstaje podczas lotu do punktu początku skrętu, zależy jest od dokładności określenia prędkości podróźnej / σW /, dokładności utrzymania nakazanej prędkości / σV / i od zmienności wiatru / σU /.

$$\sigma S_{PPS} = \sqrt{\left(\frac{\sigma W}{W} S_{zn}\right)^2 + \left(\frac{\sigma V}{V} S_{zn}\right)^2 + \left(\frac{1}{2} K_s \sqrt{S_{zn}} \frac{S_{zn}}{V}\right)^2},$$

gdzie K_s - współczynnik zależny od wysokości lotu i pory roku uwzględniający zmienność wiatru.

Błąd powstający na skutek niedokładnego określenia prędkości podróźnej może być dość duży. Na przykład przy względnym błędzie w prędkości podróźnej $\frac{\sigma W}{W} = 3\%$ i $S_{zn} = 50-250 \text{ km}$,

$\sigma S_W = 1,5-7,5 \text{ km}$. Jeżeli zwiększymy dokładność pomiaru prędkości podróźnej do $\frac{\sigma W}{W} = 1\%$, którą można osiągnąć przy użyciu

urządzenia pomiarowego Dopplera, błąd w wyjściu zmniejszy się w sposób istotny.

Podobny wpływ na dokładność określenia punktu rozpoczęcia zniżania wywiera niedokładne utrzymywanie prędkości powietrznej na prostoliniowym odcinku lotu $/GV/$. Przyjmując błąd w utrzymaniu prędkości powietrznej równy 0,5-1%, błąd wyjścia może osiągnąć dla przyjętych warunków $\sigma S_v = 0,25-2,5$ km.

Wpływ zmienności wiatru podczas lotu na odcinkach wskazanej długości jest stosunkowo niewielki i może być jeszcze zmniejszony przy wykorzystaniu urządzenia pomiarowego Dopplera.

Błąd określenia położenia punktu początku zniżania powstaje wskutek tego, że podczas obliczeń zakładamy, iż na określonych odcinkach zniżania pozioma składowa prędkości zniżania ma wartość stałą $/patrz wzór 4.1.4./$. W rzeczywistości prędkość zniżania i pozioma składowa bez przerwy się zmieniają. Z obliczeń wynika, że wielkość błędu σS_{zn} przy zejściu do lądowania z wysokości 10000-12000 m może dochodzić 2-3 km.

Błąd sumaryczny wyjścia na punkt zniżania $/\sigma S_{PPZ}/$ dla zejścia do lądowania z wysokości większych niż 10000 m może wynosić 8-10 km, co utrudnia zejście do lądowania w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych, zwłaszcza w lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym. Za podstawowy sposób wykluczenia dużych błędów w wyjściu na punkt początku zniżania w wymienionych rodzajach lotnictwa należy uważać ciągłą kontrolę i dowodzenie zejściem do lądowania z ziemi przy pomocy stacji radiolokacyjnej. Dokładność wykonania zejścia do lądowania znacznie zwiększy się dzięki użyciu dokładniejszych systemów typu RSBN-2 i urządzeń dopplerowskich.

Rozpatrzmy zajęcie do lądowania po "dużym prostokącie" przy wyjściu na lotnisko z trasy lotu, ponieważ jest to najbardziej ogólny przypadek, a następnie omówimy właściwości zajęcia do lądowania po odejściu na drugi krąg.

Załoga wyprowadza samolot na dalszą radiostację prowadzącą i następnie po wyjściu na kurs lądowania leci przez określony czas t_1 . Z kolei pilot po upewnieniu się, że samolot znajduje się na kursie lądowania, ustawia girobusolę na zero. Po upływie czasu t_1 wykonuje pierwszy skręt o 90° w lewo lub prawo /rys. 7.4.1./ i leci po prostej.

W chwili kiedy kąt kursowy na dalszą radiostację prowadzącą będzie równy $KKR = 240^\circ$ /lub 120° dla "prawego prostokąta"/, samolot wykonuje drugi skręt o 90° . W rezultacie wykonania tego skrętu samolot znajdzie się na kursie przeciwnym do kursu lądowania. Lecąc według tego kursu załoga śledzi moment przeletu trawersu dalszej radiostacji prowadzącej / $KKR+270$ lub 90° / i przy kącie kursowym $KKR+240^\circ$ / 120° / wykonuje trzeci skręt na kurs prostopadły do kursu lądowania. Czwarty skręt /skręt na kurs lądowania/ rozpoczyna się w chwili ustawienia się wskazówki radionamiernika na zawczasu obliczoną wartość KKR i dokonuje się kontroli bieżącej wartości kąta kursowego i kursu.

Wysokość lotu po "dużym prostokącie" zależna jest od warunków i charakteru lotu. Jeżeli jest możliwość wykonania zniżania przed wyjściem na lotnisko lądowania i warunki meteorologiczne są sprzyjające, to lot wykonuje się na wysokości lotu po kręgu / $H=400-500$ m/ i z odpowiednią prędkością. Przy wyjściu na lotnisko na dużej lub średniej wysokości i w przypadku znajdowania się w powietrzu w rejonie lotniska kilku samolotów

lot wykonywany jest na wysokości ustalonej przez kierownika lotów, przy czym podczas lotu po "dużym kręgu" dopuszcza się zniżanie na wszystkich odcinkach prostoliniowych. Wysokość rozpoczęcia czwartego skrętu zawsze powinna zapewniać wyjście na dalszą radiostację prowadzącą na $H=200-220$ m.

Przy odejściu na drugi krąg, pilot, który otrzymał zakaz lądowania, kontynuuje lot z kursem lądowania i nabiera wysokość $200-400$ m /zależnie od typu samolotu/. Czas trwania lotu z kursem lądowania określa kierownik lotów i zależy jest od liczby samolotów wykonujących lądowanie. Czas wytrzymywania zaczyna się liczyć w zasadzie od momentu przelotu nad bliższą radiostacją prowadzącą. Jeżeli nie ma żadnych wytycznych, to po nabraniu odpowiedniej wysokości / $200-400$ m/ może być wykonany pierwszy skręt. Dalszy lot po "dużym prostokącie" wykonuje się tak samo.

Rozpatrzmy, w jaki sposób oblicza się elementy "dużego prostokąta". Rzeczą oczywistą jest, że istota tego manewru polega na tym, żeby samolot po wykonaniu czwartego skrętu wyszedł na oś symetrii pasa startowego w odległości zapewniającej zniżanie do wysokości przelotu nad dalszą radiostacją prowadzącą / $H=200-220$ m/ i wykonał dokładne obliczenie do lądowania. Biorąc to za podstawę, trasa lotu po "dużym prostokącie" będzie zależna od potrzebnej odległości do punktu zakończenia czwartego skrętu / S_4 /, czasu do pierwszego skrętu / t_1 / i kątów kursowych drugiego, trzeciego i czwartego skrętu / KKR_2, KKR_3, KKR_4 / przy nakazanych wartościach kąta przechyłu β i prędkości lotu.

Dla wygody i standaryzacji manewru wartości kątów kursowych skrętu drugiego i trzeciego przyjmuje się stałe /naj -

częściej dla "lewego prostokąta" $KKR_2 = KKR_3 = 240^\circ$, i dla "prawego prostokąta" $KKR_2 = KKR_3 = 120^\circ$. A zatem należy tylko określić wartość KKR_1 , ponieważ czas lotu do pierwszego skreću jest zależny wyłącznie od wysokości bezpiecznej rozpoczęcia pierwszego skreću.

Potrzebną odległość od dalszej radiostacji prowadzącej / S_4 / do punktu rozpoczęcia czwartego skreću można określić za pomocą wzoru:

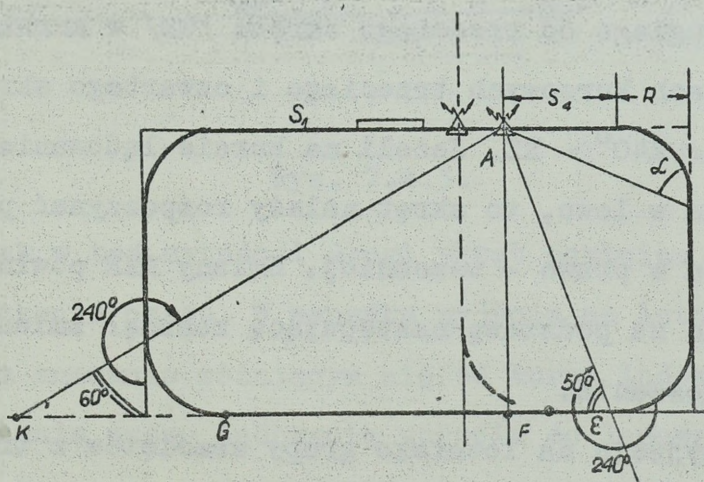
$$S_4 = \left(\frac{H_4 - H_{PRN}}{V_{z\acute{s}r}} + t_{rez} \right) V_{zn} \dots \dots \dots /7.4.1./,$$

gdzie: H_4 - wysokość nad punktem zakończenia czwartego skreću;

$V_{z\acute{s}r}$ - średnia prędkość pionowa zniżania przed dalszą radiostacją prowadzącą;

t_{rez} - czas niezbędny na sprecyzowanie obliczenia do lądowania;

H_{PRN} - wysokość nad dalszą radiostacją prowadzącą.



Rys. 7.4.2.

Wówczas z rys. 7.4.2. wynika, że

$$\frac{S_4 + R}{R} = \operatorname{tg} \alpha,$$

gdzie: $\alpha = 360^\circ - \text{KKR}_4$.

A zatem:

$$\text{KKR}_4 = 360^\circ - \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left(\frac{S_4}{R} + 1 \right) \dots \dots \dots /7.4.2./.$$

Przy zejściu do lądowania po "dużym prostokacie" szczególnie w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych, należy dokładnie utrzymywać warunki lotu po ustalonej trasie, ponieważ ze względu na konieczność wykonania kilku skrętów można nie uzyskać należytej dokładności wyjścia na oś symetrii pasa startowego. Dlatego też równocześnie z określeniem elementów rozpoczęcia skrętu za pomocą kątów kursowych na dalszą radiostację prowadzącą należy kontrolować przelot prostoliniowych odcinków GF i FE uwzględniając rzeczywistą prędkość podróżną. Rzeczą oczywistą jest, że czas lotu na odcinku GF będzie równy $\frac{S_1}{W}$, a na odcinku FE $\frac{S_4}{W}$. W wypadku wpływu wiatru bocznego należy uwzględnić poprawkę na kąt znoszenia podczas lotu po prostej od drugiego do trzeciego skrętu /GE/ w kursie magnetycznym i kątach kursowych trzeciego i czwartego skrętu. W tym wypadku $\text{KKR}_3 = 240^\circ - \text{KZ}$. Jeżeli na kursie lądowania ma miejsce znoszenia w lewo, to skręt należy rozpoczynać później, a przy znoszeniu w prawo - wcześniej. Zmiany KKR powinno się dokonywać biorąc za podstawę następującą zasadę: zmiana KKR o 1° na 2° kąta znoszenia.

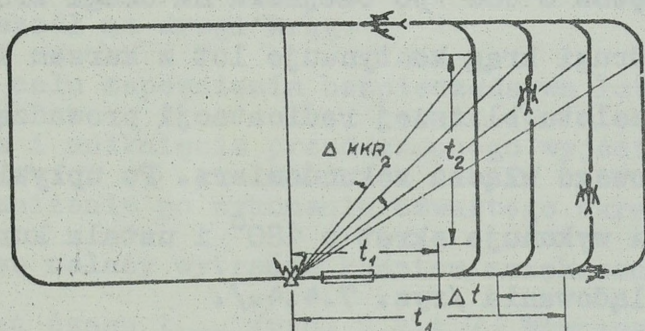
Przy wyjściu na lotnisko grupy samolotów z trasy "duży prostokąt" może być wykorzystany do rozluźniania i grupowania bojowego samolotów na odstępach lądowania.

W tym celu po odejściu od dalszej radiostacji prowadzącej samoloty prowadzone wydłużają odcinek lotu przed pierwszym skrzyżowaniem S_1 /rys. 7.4.3./. Czas t_{1_i} dla każdego samolotu można określić w następujący sposób:

$$t_{1_i} = t_1 + \Delta t$$

gdzie $\Delta t = \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{\text{u.b.}}}{2}}$ - dla rozśrodkowanego ugrupowania bojowego,

$\Delta t = \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta t_{\text{ład}}}{2}}$ - dla zwartego i luźnego ugrupowania bojowego.



Rys. 7.4.3.

Jednak w tej sytuacji drugi skręt powinien być wykonany według odliczania czasu. W wypadku wyjścia na lotnisko lądowania z kursem znacznie różniącym się od kursu lądowania, a także w celu skrócenia czasu lądowania zajście do lądowania może być wykonane po "małym prostokącie" /rys. 7.4.2./. W celu zajścia do lądowania załoga /pilot/ wyprowadza samolot na bliższą ra-

diostację prowadzącą i następnie ustala kurs lotu samolotu różniący się od kursu lądowania o 90° . Z tym kursem leci przez obliczony czas $/t_r/$ i następnie wykonuje skręt na kurs przeciwny do kursu lądowania.

Po przelocie trawersu dalszej radiostacji prowadzącej zajście do lądowania odbywa się analogicznie jak zajście do lądowania po "dużym kręgu".

Zajście do lądowania sposobem wykonania dwóch skrętów
o 180°

Przy wyjściu na lotnisko bezpośrednio z trasy zajścia do lądowania wykonuje się sposobami omówionymi wyżej / patrz rys. 7.2.5. i odpowiednie wyjaśnienia/. Dlatego też rozpatrzmy bardziej szczegółowo istotę zajścia do lądowania sposobem wykonania dwóch skrętów o 180° po odejściu na drugi krąg. Załoga odchodząca na drugi krąg kontynuuje lot z kursem lądowania i w momencie przelotu bliższej radiostacji prowadzącej lub początku pasa startowego włącza sekundomierz. Po upływie określonego czasu załoga wykonuje skręt o 180° i ustala kurs lotu przeciwny do kursu lądowania /rys. 7.4.4./.

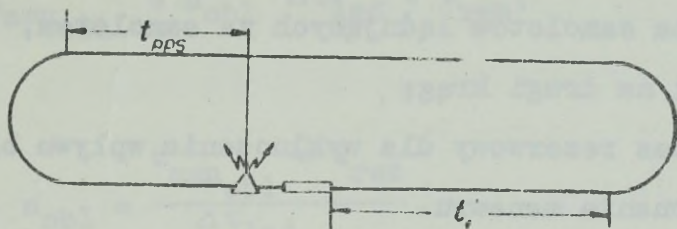
Następnie po upływie czasu t_{PPS} , licząc od momentu przelotu trawersu dalszej radiostacji prowadzącej, wykonuje drugi skręt o 180° w celu wyjścia na oś symetrii pasa startowego.

Czas t_{PPS} jest równy:

$$t_{PPS} = \left(\frac{H_{kr} - H_{PRN}}{V_{z\acute{s}r}} + t_{rez} \right) \frac{V_{zn}}{V_{kr}} \dots /7.4.3./,$$

gdzie: H_{kr} - wysokość lotu po kręgu;

V_{kr} - prędkość lotu po kręgu.



Rys. 7.4.4.

Czas t_1 należy określać biorąc pod uwagę następujące względy. Dla zabezpieczenia lądowania samolotu, który odszedł na drugi krąg, czas trwania lotu tego samolotu na drugim kręgu powinien być równy czasowi trwania lądowania wszystkich samolotów lecących za tym samolotem - z uwzględnieniem dodatkowego odstępu czasowego między ostatnim samolotem grupy i samolotem, który odszedł na drugi krąg.

W celu zapewnienia bezpieczeństwa lotu przy zejściu do lądowania i uniknięcia przedwczesnego wyjścia na małą wysokość podczas zniżania po wykonaniu czwartego skrętu wspomniany nadmiar czasu należy wytracać kosztem zwiększenia czasu t_1 , nie zmieniając czasu t_{PPS} /rys. 7.4.4./. Wówczas czas trwania manewru samolotu, który odszedł na drugi krąg, można obliczyć za pomocą wzoru:

$$t_{\text{man}} = t_1 + t_{180} + t_2 + t_{PPS} + t_{180} + t_{\text{zn}}$$

Uwzględniając, że $W_1 t_1 = W_2 t_2$

$$t_{\text{man}} = 2 t_{180} + t_1 \left(1 + \frac{W_1}{W_2} \right) + t_{PPS} + t_{\text{zn}} \dots /7.4.4./$$

Z drugiej strony, zakładając, że pozostałe samoloty powinny wykonać lądowanie przed samolotem, który odszedł na drugi krąg,

czas trwania manewru będzie równy:

$$t_{\text{man}} = n' \Delta t_{\text{ład}} + t_{\text{rez}},$$

gdzie n' - liczba samolotów lądujących za samolotem, który od-
szedł na drugi krąg;

t_{rez} - czas rezerwowy dla wykluczenia wpływu błędów wy-
konania manewru.

A zatem:

$$2 t_{180} + t_1 \left(1 + \frac{W_1}{W_2}\right) + t_{\text{PPS}} + t_{\text{zn}} = n' \Delta t_{\text{ład}} + t_{\text{rez}}.$$

Rozwiązując to równanie względem t_1 otrzymamy:

$$t_1 = \frac{n' \Delta t_{\text{ład}} + t_{\text{rez}} - t_{\text{PPS}} - t_{\text{zn}} - 2 t_{180}}{1 + \frac{W_1}{W_2}} \quad \dots /7.4.5./$$

Zazwyczaj czas t_1 dla grup o różnym składzie oblicza się
zawczasu. Rzeczą oczywistą jest, że w tym wypadku zakłada
się $W_1 = W_2 = V$. Oprócz tego nie popełniamy dużego błędu za-
kładając, że $t_{\text{PPS}} \approx t_{\text{zn}}$.

Wówczas wzór /7.4.5./ przyjmuje następującą postać:

$$t_1 = \frac{n' \Delta t_{\text{ład}} + t_{\text{rez}}}{2} - (t_{180} - t_{\text{zn}}) \dots /7.4.6./$$

Na każdym lotnisku - w zależności od konkretnych warun-
ków i typu samolotu - określa się typowy czas trwania manewru
przy zejściu do lądowania pojedynczego samolotu wykonującego
dwa skręty o 180° .

Na podstawie znanego czasu trwania manewru $t_{\text{man}_{\text{obl}}}$
przy typowym zejściu do lądowania sposobem wykonania dwóch
skrętów o 180° można określić liczbę samolotów n'_{obl} , których

lądowaniu nie przeszkodzi samolot odchodzący na drugi krąg:

$$t_{\text{man}_{\text{obl}}} = n'_{\text{obl}} \Delta t_{\text{ład}} + t_{\text{rez}},$$

$$n'_{\text{obl}} = \frac{t_{\text{man}_{\text{obl}}} - t_{\text{rez}}}{\Delta t_{\text{ład}}} \dots \dots \dots /7.4.7./.$$

Jeżeli rzeczywista liczba lądujących samolotów n_{rz} jest większa od obliczeniowej $n_{\text{rz}} > n'_{\text{obl}}$, to czas t_1 samolotu odchodzącego na drugi krąg powinien być większy od typowego o wielkość Δt_1 :

$$\Delta t_1 = (n_{\text{rz}} - n'_{\text{obl}}) \frac{\Delta t_{\text{ład}}}{2} \dots \dots \dots /7.4.8./.$$

Za pomocą powyższego wzoru oblicza się zawnazas tabelę dla różnych ilości samolotów i odstępów lądowania.

Rzeczywisty czas trwania manewru dla współczesnych samolotów jest równy 6 - 7 min., co zapewnia lądowanie 5 - 6 samolotów z odstępem $\Delta t_{\text{ład}} = 1 \text{ min.}$

7.5. ZAJŚCIE DO LĄDOWANIA Z RUBIEŻY ROZPOCZĘCIA ZNIŻANIA

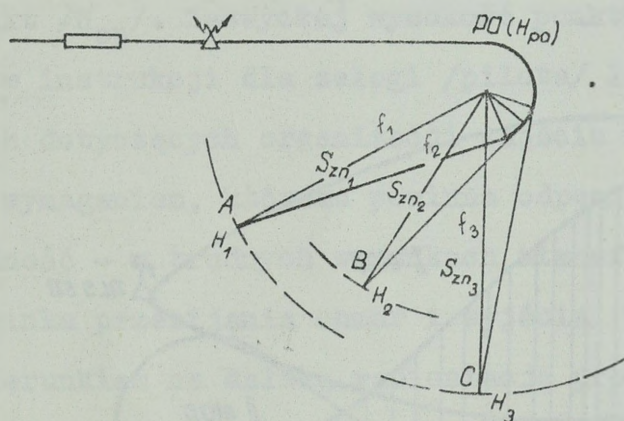
Sposoby zajścia do lądowania ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostacji prowadzącą przewidują we wszystkich wypadkach rozpoczęcie zniżania w punkcie położonym na przedłużeniu osi pasa startowego i znajdującym się na odległości S_{zn} od dalszej radiostacji prowadzącej. Schemat zajścia do lądowania jest standardowy i nie zmienia się w zależności od kierunku podejścia, co powoduje niepotrzebną stratę czasu, a zatem i dodatkowe zużycie paliwa. Jest to istotną wadą, szczególnie w odniesieniu do naddźwiękowych samolotów, które potrzebują dużej ilości paliwa a mają je w ograniczonej ilości.

Zajście do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania nie ma wymienionej wady. Istota zajścia do lądowania z rubieży polega na tym, że samolot wyprowadza się z dowolnego punktu przestrzeni powietrznej bezpośrednio na wyznaczony punkt położony na przedłużeniu osi pasa startowego, z którego wykonuje się lądowanie z prostej. Zniżanie z wysokości lotu po trasie, a także wyjście na wyznaczony punkt odbywa się najkrótszą drogą i może być wykonywane przez załogi samodzielnie /LB, LT/ lub na podstawie komend z ziemi /LM, LMB/. Zajście do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania jest w LM i LMB podstawowym sposobem zajścia, który w działaniach na wysokościach stratosferycznych często będzie jedynym sposobem, jedynie możliwym do zastosowania ze względu na ograniczoną ilość paliwa.

Rozpatrzmy ogólny schemat zajścia do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania.

Za punkt wyjścia przyjmiemy to, że samolot po wykonaniu zadania bojowego wychodzi na lotnisko lądowania na wysokości

H_1 i rozpoczyna zniżanie z dowolnego kierunku /punkty A, B, C, rys. 7.5.1./. Dla zapewnienia pomyślnego lądowania należy wyprorowadzić samolot najkrótszą drogą na określonej wysokości H_{op} na obliczony punkt OP, położony na przedłużeniu osi pasa startowego z kursem lądowania. Z rysunku wynika, że dla spełnienia powyższych wymagań zniżanie z dowolnego punktu należy wykonywać po prostej w kierunku zgodnym z kierunkiem stycznej do półokręgu skreślu wykreślonego z obliczonego punktu.



Rys. 7.5.1.

Promień półokręgu powinien być równy promieniowi skreślu samolotu na wysokości wyjścia na obliczony punkt $/H_{op}/$.

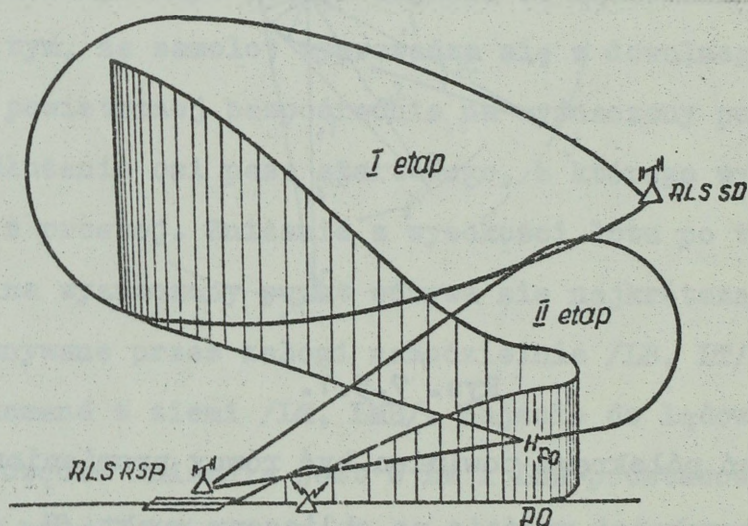
Odległość punktów rozpoczęcia zniżania /punkty A, B, C/ od obliczonego punktu powinna zapewnić zniżanie z wysokości podejścia $/H_1/$ do wysokości wyjścia na punkt obliczony, to znaczy powinna odpowiadać S_{zn_1} . Rzecz oczywista, że każdej wysokości podejścia będzie odpowiadać miejsce geometryczne punktów, od których odległość do odpowiednich punktów styczności z półokręgami skreślu będzie wielkością stałą.

Z rys. 7.5.1. wynika, że w tym wypadku odległość od dowolnego punktu rozpoczęcia zniżania z wysokości H_1 do środka okręgu zakrętu ρ_i jest wielkością stałą:

$$\rho_i = \sqrt{R^2 + S_{zn_1}^2},$$

gdzie R - promień skrętu na wysokości H_{op} .

Miejscem geometrycznym więc wszystkich punktów rozpoczęcia zniżania dla i -tej wysokości podejścia będzie okrąg ze środkiem pokrywającym się ze środkiem okręgu skrętu i o promieniu ρ_i . Okrąg ten nazywa się rubieżą rozpoczęcia zniżania.



Rys.7.5.2.

Przy kierowaniu lądowaniem z ziemi proces lądowania dzieli się na dwa etapy /rys.7.5.2./. Pierwszy etap obejmuje okres czasu od wyjścia samolotu na odległość 150-200 km od lotniska lądowania do wyjścia w strefę widzialności stacji ra-

diolokacyjnej okrężnej obserwacji systemu lądowania. Drugi etap rozpoczyna się z chwilą niezawodnego wykrycia samolotu przez stację radiolokacyjną obserwacji okrężnej. W pierwszym etapie lądowaniem kieruje nawigator SD, w drugim - kierownik lotów i odpowiednie osoby funkcyjne systemu lądowania.

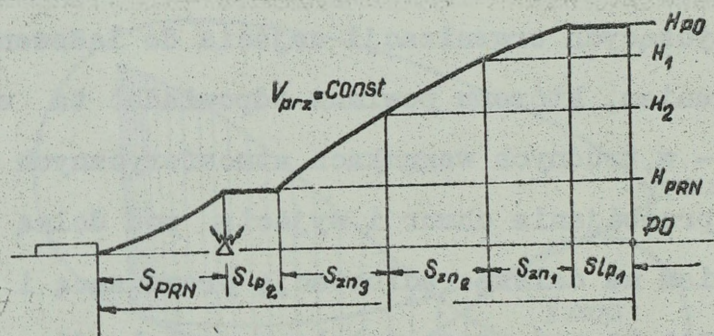
Dla zapewnienia sprawnej organizacji lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania, należy wykonać szereg obliczeń wstępnych określających konkretny schemat zejścia. Na podstawie wykonanych obliczeń sporządza się planszетки i nomogramy, za pomocą których określa się parametry do zejścia do lądowania.

Przed wszystkim należy wybrać wysokość wyjścia na obliczony punkt $/H_{op}/$. Zazwyczaj wysokość punktu obliczonego jest podawana w instrukcji dla załogi /pilota/ lub w specjalnych instrukcjach dotyczących organizacji zejścia do lądowania. Podstawowym wymaganieniem, któremu powinna odpowiadać ta wysokość, jest zgodność - w trudnych warunkach atmosferycznych - ostatniego odcinka przebijania chmur i wyjścia pod dolną ich warstwę z kierunkiem na dalszą radiostację prowadzącą i z kursem lądowania. Biorąc to pod uwagę ustalona została dla współczesnych samolotów wysokość punktu obliczonego: 1000-2000 m dla LB i 2000 - dla LM i LMB.

Odległość punktu obliczonego od początku pasa startowego ustala się pierwsze, według potrzebnej odległości zniżania od H_{op} do wysokości przelotu nad dalszą radiostację prowadzącą $/H_{PRN} = 200-220 \text{ m}/$ i po drugie, możliwości poprawienia błędów wyjścia na punkt obliczony w kierunku.

Odległość potrzebna na zniżanie od punktu obliczonego do początku pasa startowego, jak wynika z rys.7,5,3, określa się biorąc pod uwagę następujące warunki. Po wyjściu na kurs

lądowania nad punktem obliczonym pilot leci w ciągu 30 sek. w locie poziomym / S_{lp} / w celu wypuszczenia podwozia i następnie przechodzi do zniżania, które na tym etapie wykonuje się ze stałą prędkością przyrządową. Dlatego też obliczenia należy wykonywać biorąc pod uwagę poszczególne odcinki zniżania /rys.7.5.3./ oraz przyjmując dla każdego odcinka stałą prędkość rzeczywistą i pionową. Wreszcie przed wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą pilot leci w ciągu 30 sek. w locie poziomym, a następnie zniża się i ląduje. Potrzebna więc odległość punktu obliczowego od początku pasa startowego może być określona za pomocą wzoru:



Rys.7.5.3.

$$S_{op} = S_{lp1} + S_{zn1} + S_{zn2} + S_{zn3} + S_{lp2} + S_{PRN} \dots /7.5.1./,$$

gdzie S_{lp1} - długość odcinka lotu poziomego na wysokości H_{op} ;

S_{lp2} - długość odcinka lotu poziomego przed PRN_1 ;

S_{PRN} - odległość PRN_1 od początku pasa startowego /4 km/.

Zakładając, że na każdym odcinku zniżania ΔH_1 prędkość pionowa i rzeczywista są stałe $V_p = \text{const}$, $V = \text{const}$ /, dłu -

gość odcinka zniżania może być obliczona za pomocą wzoru:

$$S_{zn_1} = \frac{\Delta H_1}{V_{z_1}} V_1 \cdot$$

Tak więc wzór /7.5.1./ można przedstawić w postaci:

$$S_{op} = S_{lp_1} + \sum_{i=1}^n \frac{\Delta H_i}{V_{z_i}} V_i + S_{lp_2} + S_{PRN_1} \dots /7.5.2./$$

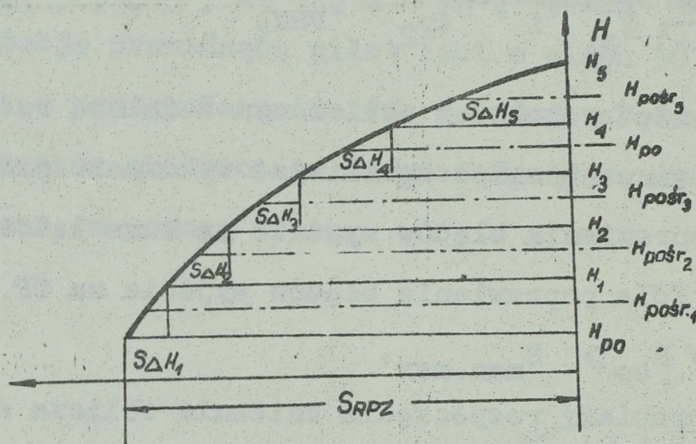
Odległość między punktem obliczonym a dalszą radiostacją prowadzącą powinna również umożliwić wykonanie przez pilota manewru dla poprawienia błędów wyjścia na kurs lądowania po wykonaniu skrętu /dla poprawienia błędów wyjścia na OP w kierunku/, to znaczy $S_{op} \geq S_{man.max}$.

Położenie rubieży rozpoczęcia zniżania oblicza się w sposób następujący. Ponieważ dla współczesnych samolotów wysokością najmniejszego zużycia kilometrowego paliwa jest $H = 11000$ m, samolot po wykonaniu zadania zniża się na trasie podejścia do wysokości 11000 m. Dlatego też przy obliczaniu położenia rubieży rozpoczęcia zniżania bierze się przedział wysokości podejścia od $H = 11000$ m do $H_{op} = 1000 - 2000$ m. Jednak w odniesieniu do lotnictwa myśliwskiego zniżanie bezpośrednio w kierunku do punktu obliczonego może być wykonywane z dużych wysokości /ze stratosfery/, zwłaszcza w tym wypadku, gdy samolot myśliwski kończy wykonywanie zadania bojowego w rejonie lotniska z niedużym zapasem paliwa.

Cały przedział wysokości dla ułatwienia obliczeń dzieli się na rzuty /stopnie/ ΔH , dla których można z dostateczną, dla celów praktycznych, dokładnością zakładać stałą prędkość rzeczywistą lotu i jej składową poziomą /rys. 7.5.4./. Wielkość rzu-

tu przyjmuje się rzędu $H = 2000$ m. Następnie oblicza się czas zniżenia przy danej prędkości zniżania:

$$t_{zn/H} = \frac{\Delta H}{V_z}$$



Rys.7.5.4.

Jeżeli się określa drogę poziomą, którą samolot przebywa w ciągu czasu $t_{zn/H}$, to należy uwzględnić zmianę prędkości rzeczywistej lotu przy zmianie wysokości i kąt nachylenia toru zniżania. W tym celu dla każdej wysokości pośredniej $H_{po\acute{s}r_1}$ określa się prędkość rzeczywistą $V_{\Delta H_1}$ i jej składową poziomą $V'_{\Delta H_1}$.

$$H_{po\acute{s}r_1} = H_1 - \frac{\Delta H}{2}$$

$$V'_{\Delta H_1} = V_{\Delta H_1} \sqrt{1 - \left(\frac{V_z}{V_{\Delta H_1}} \right)^2}$$

Następnie określamy drogę poziomą za czas zniżania za pomocą wzoru:

$$\Delta S_{zn_1} = V'_{\Delta H_1} t_{zn/H} \cdot$$

Położenie rubieży rozpoczęcia zniżania można obliczyć według wzoru:

$$S_{PPZ} = \sum_{i=1}^n V'_{\Delta H_1} t_{zn/H} \cdot \dots \cdot \dots \cdot /7.5.3./$$

Praktycznie jest dopuszczalne obliczanie za pomocą wzoru uproszczonego:

$$S_{PPZ} = \sum_{i=1}^n V_{\Delta H_1} t_{zn/H} \cdot$$

ponieważ dla współczesnych samolotów w zasadzie $\frac{V_z}{H} \leq 1$; dlatego też zamiast składowej poziomej można przyjmować prędkość rzeczywistą na wysokości pośredniej /to znaczy $V'_{\Delta H_1} \approx V_{\Delta H} /$.

Położenie rubieży rozpoczęcia zniżania zazwyczaj oblicza się dla zakresu warunków zniżania /V, V_z, H/, a dane umieszcza w tabeli 7.5.1.

Tabela 7.5.1.

Prędkość na torze /km/godz./	Prędkość pionowa zniżania /m/sek./	Wysokość rozpoczęcia zniżania /m/				
		4000	6000	8000	10000	12000
500	25	12,6	26,0	41,4	58,4	77,4
	40	7,75	16,0	25,6	36,0	47,8
	50	6,1	12,6	20,1	28,4	37,8
	60	4,9	10,2	16,4	23,2	30,9
600	25	15,2	31,8	50,2	70,5	92,9
	40	9,4	20,0	31,4	44,0	58,0
	50	7,4	15,5	24,6	34,6	45,7
		6,0	12,7	20,0	28,4	37,5

Zajście do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania jest najbardziej skuteczne wtedy, gdy lądowaniem kieruje się z ziemi na podstawie obiektywnych danych o położeniu samolotu w przestrzeni. Tego rodzaju dane może posiadać lotnictwo myśliwskie i myśliwsko-bombowe, gdzie prowadzi się ciągłą kontrolę położenia samolotów za pomocą naziemnych stacji radiolokacyjnych. Informację o położeniu samolotów w powietrzu możemy uzyskać z planszetu albo bezpośrednio ze wskaźnika obserwacji okrężnej. W tym wypadku dla organizacji lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania należy przygotować specjalne planszетки w skali planszetu lub wskaźnika.

Rozpatrzmy, w jaki sposób przygotowuje się planszетки w przypadku kierowania lądowaniem na podstawie planszetu. Planszетkę wykonuje się z przezroczystego materiału /cienki celuloid lub film/. Na arkuszu tego materiału wykreśla się linię prostą, która oznacza kierunek lądowania, i zaznacza się początek pasa startowego /rys. 7.5.5./. Od początku pasa startowego w skali planszetu odkłada się obliczeniowy punkt /OP/ i od tego punktu z obu stron linii lądowania wykreśla się dwa styczne okręgi, które są torami skrętu na kurs lądowania. Promień półokręgów R odpowiada ustalonemu kątowi przechyłu /w zasadzie 30° / i prędkości rzeczywistej wyjścia na punkt obliczony.

Do okręgów skrętu wykreśla się z prawej i lewej strony linie styczne: trzy pierwsze linie od linii lądowania co 10° , a następne - co $20-30^\circ$ /rys. 7.5.5./. Z kolei na linii lądowania i liniach stycznych zaznacza się punkty odpowiadające położeniu rubieży rozpoczęcia zniżania / S_{ppz} / dla najbardziej wypowej prędkości pionowej zniżania i możliwych wysokości podejścia do lotniska. Na linii lądowania odległości odkłada się od

punktu obliczonego, a na stycznych - od punktu styczności, lecz z uwzględnieniem odcinka lotu poziomego w ciągu 30 sek. przed rozpoczęciem skrętu na kurs lądowania. Odcinek poziomy jest potrzebny pilotowi w celu przygotowania się do wykonania skrętu. Następnie punkty jednakowych wysokości na linii lądowania i znajdujących się najbliższej linii stycznych łączy się liniami prostymi, które są odcinkami rubieży rozpoczęcia zniżania przy zejściu do lądowania w sektorze $\pm 10^\circ$ od osi pasa startowego. Rubieżami rozpoczęcia zniżania dla innych kierunków podejścia będą łuki okręgów koncentrycznych, których środki pokrywają się ze środkami półokręgów skrętu /rys. 7.5.5./, a ich promienie są równe:

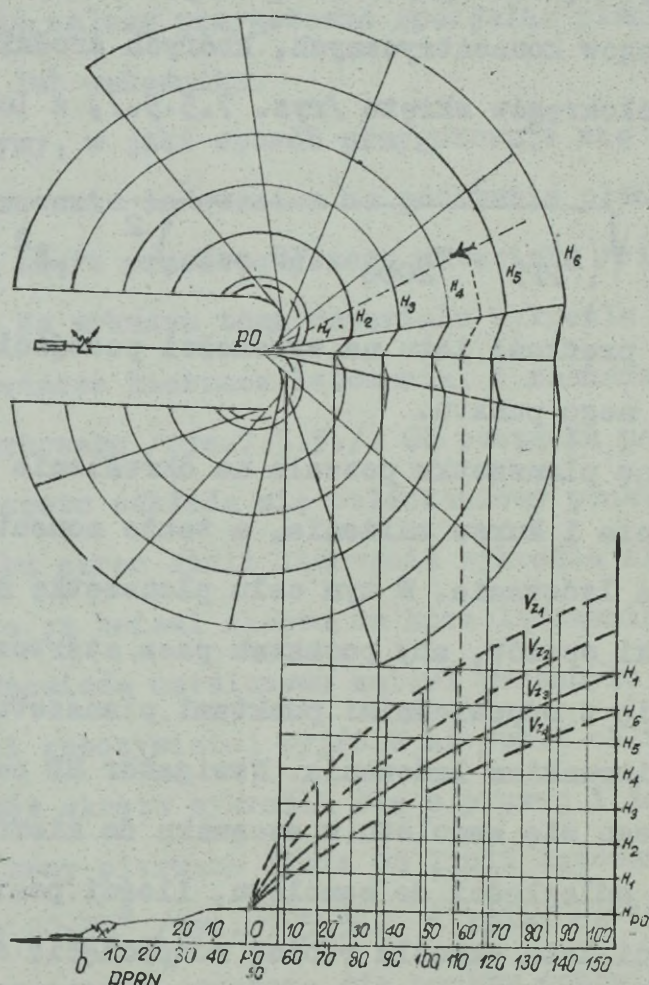
$$\rho_1 = \sqrt{(S_{PPZ} + v_{2000} \cdot 30 \text{ sek.})^2 + R^2},$$

gdzie v_{2000} - prędkość lotu na wysokości podejścia do obliczonego punktu.

Wykonana planszетка pozwala na określenie momentu przejścia do zniżania i kursu zniżania, a także momentu rozpoczęcia skrętu na kurs lądowania. W tym celu planszетkę nakłada się na planszет w taki sposób, aby początek pasa startowego planszетки pokrywał się z odpowiednimi punktami planszетки, a linia lądowania - z kierunkiem lądowania. Nawigator SD ocenia położenie zbliżającego się samolotu w stosunku do kierunku lądowania i zależnie od odległości do samolotu, ilości posiadanej paliwa i wysokości lotu określa rubież rozpoczęcia zniżania. Jeżeli wysokość lotu samolotu jest inna niż 11000 m, to zniżanie może być wykonane z rubieży odpowiadającej tej wysokości, na której znajduje się samolot. Jeżeli odległość od samolotu do lotniska jest dość duża, to wysokość lotu może być zmniejszona

do wysokości 11000 m, na której następnie samolot leci do rubieży rozpoczęcia zniżania.

Po wyjściu samolotu na określoną rubież /po pokryciu się znacznika samolotu na planszeczce z linią określonej rubieży/ nawigator SD podaje komendę o zniżaniu i prędkość zniżania. Podczas zniżania nawigator za pomocą planszeczki kontroluje położenie samolotu i poprawia boczne odchylenie podając odpowiednie komendy.



Rys.7.5.5.

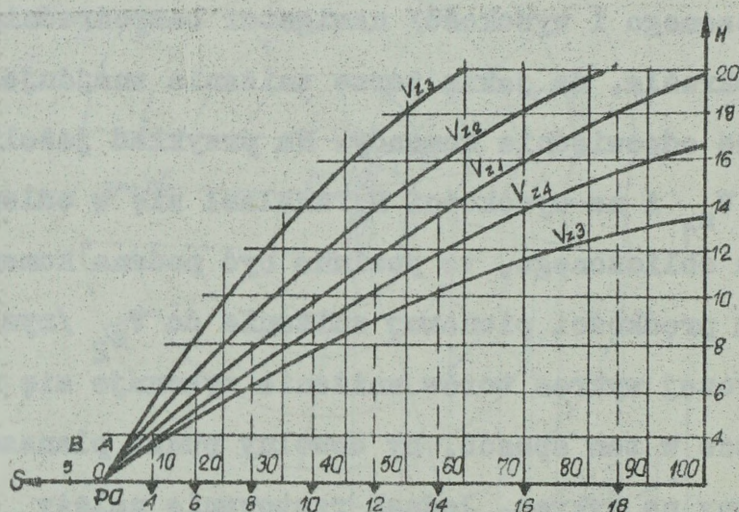
Jednocześnie nawigator na podstawie wysokości i odległości do punktu rozpoczęcia skrętu określa położenie samolotu w płaszczyźnie pionowej i w razie konieczności wprowadza poprawkę do prędkości pionowej zniżania. Do tego celu wykorzystuje on specjalny wykres torów zniżania /rys. 7.5.5./. Pozioma oś tego wykresu jest rzutem linii lądowania na płaszczyznę pionową. Na osi poziomej wykresu naniesione są odległości od początku pasa startowego /dolna skala/ i od punktu obliczonego /górną skalą/. Na oś pionową naniesiona jest skala wysokości. Wykres sporządza się na podstawie zawczasu przygotowanych danych /tabela 7.5.1./. Znając położenie samolotu /odległość do punktu obliczonego i wysokość/ nawigator bezpośrednio za pomocą wykresu określa, na jakim torze zniżania znajduje się samolot, i podaje odpowiednie komendy. Na przykład jeżeli samolot zniża się z V_{z_1} i na wysokości H_4 znalazł się w odległości 60 km od punktu obliczonego, to powinna być podana komenda do zmniejszenia prędkości pionowej zniżania do V_{z_2} /rys. 7.5.5./.

Zazwyczaj wykres torów zniżania wykonuje się na tej samej planszecie w ten sposób, by dowolny punkt planszетки mógł być zrzutowany na wykres. Jednak rzutowanie należy wykonywać przez linie lądowania, jak to pokazano na rys. 7.5.5.

Po wyjściu samolotu na odległość 40-50 km od lotniska nawigator przekazuje kierowanie lądowaniem kierownikowi lotów /obsadzie systemu lądowania/, przy czym uważa się je za przekazane wówczas, gdy pilot nawiązał łączność z kierownikiem lotów na kanale startowym i otrzymał potwierdzenie zezwolenia na wykonanie zniżania do lądowania. Kierownik lotów /obsada UL/precyzuje położenie i kurs samolotu i 30 sek. przed rozpoczęciem skrętu podaje komendę przejścia do lotu poziomego, a następnie

po upływie kolejnych 30 sek. komendę do wykonania skrętu i wyjścia na kurs lądowania.

Dla kierowania lądowaniem bezpośrednio ze wskaźnika obserwacji okrężnej stosowana jest specjalna planszетка zbudowana w skali wskaźnika /rys.7.5.6./; jest ona wykresem torów zniżania. Na oś poziomą planszетки dodatkowo nanosi się znaczniki odległości od rubieży rozpoczęcia zniżania z określonych wysokości do wysokości H_{op} , to znaczy odległości S_{ppz} do punktu obliczonego. Odczytowanie osi poziomej rozpoczyna się od punktu zakończenia zniżania do wysokości wyjścia na punkt obliczony.



Rys.7.5.6.

Na ekran wskaźnika obserwacji okrężnej wrysowuje się z awczasu linie lądowania, pas startowy, punkt obliczony i półokręgi skrętu. Z chwilą pojawienia się znacznika samolotu planszетkę nakłada się na ekran wskaźnika w ten sposób, aby znacznik od samolotu znajdował się na osi poziomej. Jeżeli zniżanie wykonywane jest z kursem różniącym się od kursu lądowania nie

więcej niż o 20° , to punkt A planszетки pokrywa się bezpośrednio z punktem obliczonym na ekranie wskaźnika, ponieważ w tym przypadku zniżenie zakończone będzie w punkcie obliczonym. Kurs lotu określa się wzrokowo za pomocą linii azymutalnej na ekranie wskaźnika obserwacji okrężnej, równoległej do osi poziomej planszетки.

Przy zajęciu do lądowania pod dużymi kątami do kursu lądowania /większymi od 20° / oś poziomą planszетки nakłada się na ekran w ten sposób, aby była ona styczna do półokręgu skreśtu w punkcie B, który znajduje się od punktu A w odległości odpowiadającej drodze, którą samolot przebywa w ciągu 30 sek. lotu poziomego przed rozpoczęciem skrętu na kurs lądowania /rys.7.5.6./.

Podczas lotu znacznik samolotu na wskaźniku powinien przemieszczać się po osi poziomej planszетки. W chwili gdy znacznik samolotu pokryje się z dodatkowym znacznikiem rubieży rozpoczęcia zniżania, podaje się komendę do zniżania i warunki zniżania. Następnie w wypadku odchylenia samolotu od osi poziomej wprowadza się poprawki do kursu zniżania, a na podstawie porównania rzeczywistej wysokości przelotu kolejnych rubieży z wysokością obliczoną precyzuje się prędkość pionową zniżania, tak samo jak w przypadku korzystania z wykresu torów zniżania dla planszетки.

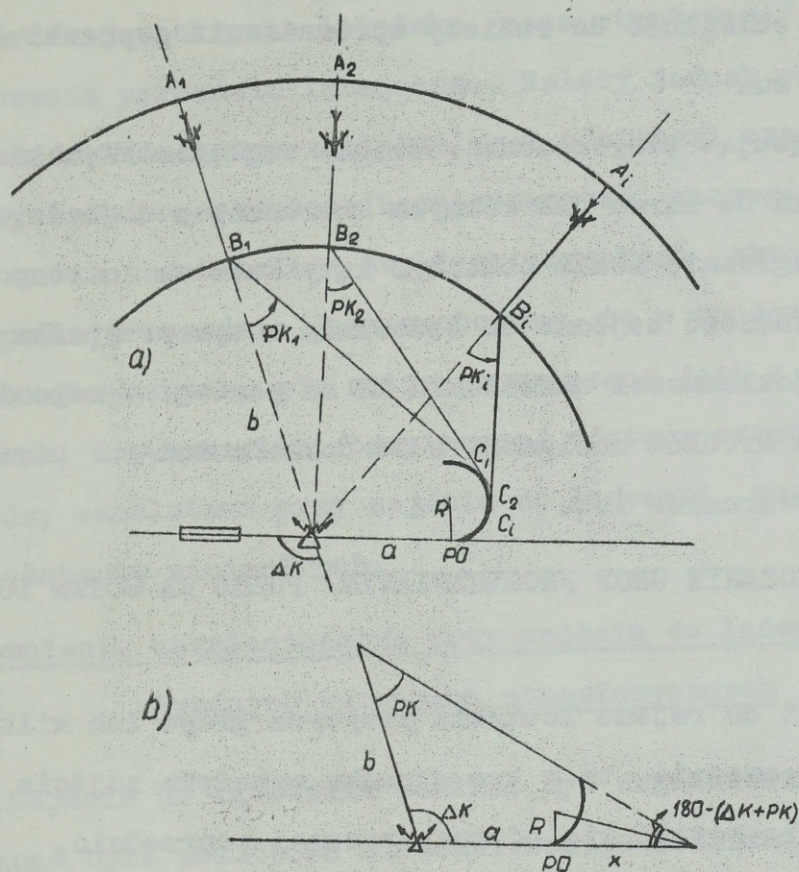
Omawiana metoda zajęcia do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania przewiduje obowiązkową kontrolę z ziemi położenia samolotu w przestrzeni. Przy tym najbardziej odpowiedzialne etapy zajęcia do lądowania wykonywane są na podstawie komend z ziemi /przejście do zniżania, zmiana warunków lotu, skręt na kurs lądowania itp./.

Omówiona organizacja lądowania jest najbardziej niezawodna i zapewnia lądowanie w dowolnych warunkach atmosferycznych we wszystkich rodzajach lotnictwa. Jednak w wielu przypadkach charakterystycznych dla wojskowego lotnictwa transportowego i lotnictwa morskiego nie będzie ciągłej kontroli radiolokacyjnej położenia samolotów w przestrzeni, zwłaszcza przy dużych odległościach od lotniska. Niezależnie od tego, w wymienionych rodzajach lotnictwa metoda zajścia do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania ma również szerokie zastosowanie. Moment przejścia do zniżania, kurs zniżania, a także moment rozpoczęcia skreću na kurs lądowania kreśla załoga samolotu za pomocą technicznych środków nawigacji.

Schemat zniżania i zajścia do lądowania może w tym wypadku nieco różnić się od omówionych poprzednio na skutek tego, że nie ma możliwości dokładnego określenia miejsca samolotu i kursu zniżania w chwili wyjścia na rubież rozpoczęcia zniżania.

W lotnictwie dalekiego zasięgu /transportowym/ obecnie stosowany jest następujący schemat zniżania i zajścia do lądowania z rubieży /rys.7.5.7a./. Po wyjściu na rubież rozpoczęcia zniżania załoga przechodzi do zniżania /punkt B_1 / w kierunku na dalszą radiostację prowadzącą. W odległości b od radiostacji prowadzącej /punkt PK/ nawigator wprowadza poprawkę w kurs /PK/ w celu wyjścia na styczną do półokręgu skreću. Moment rozpoczęcia skreću na kurs lądowania określa się na podstawie zawczasu obliczonego kąta kursowego na dalszą radiostację prowadzącą.

Poprawka do kursu i kąta kursowego radiostacji mogą być określone za pomocą specjalnego urządzenia liczącego lub zawczasu przygotowanych tabel.



Iys.7.5.7.

Z rys.7.5.7b wynika, że

$$\frac{a+x}{\sin PK} = \frac{b}{\sin / \Delta K + PK /}$$

$$x = R \operatorname{tg} \frac{\Delta K + PK}{2}$$

lub

$$\frac{a + R \operatorname{tg} \frac{\Delta K + PK}{2}}{\sin PK} = \frac{b}{\sin / \Delta K + PK /}$$

gdzie ΔK - różnica kursów podejścia do lądowania;

PK - poprawka do kursu;

b - odległość do rubieży wprowadzenia poprawki do kursu.

Rozwiązując przytoczone równanie względem PK, można obliczyć poprawki do kursu dla różnych kierunków podejścia.

Analogicznie można obliczyć kąty kursowe rozpoczęcia skreću. Dokładność zajęcia do lądowania w tym przypadku będzie zależna od dokładności określenia MS za pomocą odpowiednich technicznych środków nawigacji i od dokładności utrzymania obliczonych warunków lotu.

7.6. RCZPUSZCZANIE GRUP /ROZLIŹNIANIE/ PRZED ZAJŚCIEM DO LĄDOWANIA

Jeżeli do rejonu lotniska przybywa grupa lub kilka samolotów jednocześnie, to w tym wypadku metodyka zajęcia do lądowania będzie różnić się od rozpatrzonej poprzednio.

Naturalnie przed przystąpieniem do lądowania należy rozluźnić ugrupowanie bojowe tak, by zapewnić bezpieczeństwo lądowania i lądowanie w możliwie krótkim czasie.

Sposób rozluźniania do lądowania zależy jest od rodzaju lotnictwa, składu grupy, dopuszczalnego odstępu czasowego lądowania, sposobu zajęcia do lądowania i warunków lądowania /warunki atmosferyczne, kierunek lądowania, ograniczenia w rejonie lądowania itp./. Przy rozpatrywaniu różnych sposobów rozluźniania będziemy zakładali że do rejonu lotniska samoloty mogą podchodzić małymi grupami w zwartych /2-5 samolotów w LM, LMSz, LMB, LE/ i luźnych /6-8 samolotów/ ugrupowaniach bojowych, a także w rozróżkowanych ugrupowaniach bojowych /potok samolotów LB, LT/.

Minimalny dopuszczalny odstęp lądowania obiektywnie jest zależny od typu samolotu /prędkość lądowania, długość dobiegu/, rodzaju pokrycia lotniska /pasa startowego/ i poziomu przygotowania personelu latającego. Należy jednak przy organizowaniu lądowania grupy z minimalnymi odstępami czasowymi oceniać, czy będzie zapewnione bezpieczeństwo, szczególnie na odcinkach zniżania. Jeżeli w zwykłych warunkach atmosferycznych to wymaganie w zasadzie jest zachowane, to w trudnych warunkach atmosferycznych, gdy zniżanie związane jest z przebiciem chmur, dopuszczalne /bezpieczne/ odstępy czasowe lądowania między samolotami przy zejściu do lądowania mogą być większe od odstępów minimalnych.

Zapewnienie bezpieczeństwa przy zejściu do lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych

Zejście do lądowania powinno być organizowane tak, by wykluczona była możliwość niebezpiecznego zbliżania /dopędzenia/ kolejno zniżających się samolotów.

Określimy, jaki powinien być odstęp czasowy między sąsiednimi samolotami, żeby tego rodzaju możliwość wykluczyć. W związku z tym rozpatrzmy najbardziej ogólny przypadek, który ma miejsce przy zejściu do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania w trudnych warunkach atmosferycznych. Będziemy zakładać, że samolot przed wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą może się znajdować w chmurach lub w warunkach ograniczonej widoczności. W tym wypadku długość manewru t_{man} , która składa się z dwóch odcinków prostoliniowych i toru skrętu, można obliczyć za pomocą wzoru:

$$t_{\text{man}} = t_{\text{poz}_1} + t_{\text{KS}} + t_{\text{poz}_2},$$

gdzie t_{poz_1} - długość lotu na odcinku prostoliniowym przed wyjściem na punkt rozpoczęcia skrętu;

t_{KS} - długość skrętu na kurs lądowania;

t_{poz_2} - długość lotu na odcinku prostoliniowym od punktu obliczonego.

Czas bezpieczny powinien zapewniać bezpieczeństwo na wypadek powstania błędów w utrzymaniu przez obydwa samoloty ustalonych warunków. Jeżeli oznaczymy błąd graniczny w długości manewru pojedynczego samolotu przez Δt_{man} , to czas bezpieczny między dwoma samolotami powinien być równy $\Delta t_{\text{bez}} = 2 \Delta t_{\text{man}}$, ponieważ drugi samolot może popełniać takie same błędy jak samolot pierwszy. Tak więc wiedząc, że błąd graniczny funkcji równy jest sumie bezwzględnych wartości granicznych wszystkich błędów cząstkowych, można to wyrazić w postaci równania:

$$\Delta t_{\text{bezp}} = 2 \Delta t_{\text{man}} = 2 \sum_{i=1}^n \Delta t_i \dots \dots \dots /7.6.1./.$$

Podstawowymi błędami pierwotnymi, które wywierają wpływ na wykonanie manewru w ustalonym czasie, są błędy w utrzymaniu prędkości powietrznej $|\Delta V|$ w czasie lotu na odcinkach prostoliniowych i podczas wykonywania skrętu na kurs lądowania, a także błędy w kącie przechyłu $|\Delta \beta|$ i kącie skrętu $|\Delta \text{KS}|$. Określmy odpowiednie błędy cząstkowe:

$$t_{\text{poz}_1} = \frac{S_{\text{PPZ}}}{V_{\text{poz}_1}},$$

gdzie V_{poz_1} - pozioma składowa średniej prędkości podczas zniżania od rubieży rozpoczęcia zniżania.

Stąd

$$\Delta t_{\text{poz}_1} = \frac{S_{\text{PPZ}}}{V_{\text{poz}_1}^2} \Delta V \dots \dots \dots /7.6.2./$$

Analogicznie dla drugiego odcinka zniżania:

$$\Delta t_{\text{poz}_2} = \frac{S_{\text{op}} - S_{\text{PRN}_1}}{V_{\text{poz}_2}^2} \Delta V \quad /7.6.3./$$

gdzie $S_{\text{op}} - S_{\text{PRN}}$ - odległość od punktu obliczonego do dalszej radiostacji prowadzącej;

V_{poz_1} - pozioma składowa średniej prędkości lotu podczas zniżania od punktu obliczonego.

Błąd w czasie skrętu o nakazany kąt jest równy /patrz rozdz.3/:

$$\Delta t_{\text{KS}} = \frac{KS}{g \operatorname{tg} \beta} \Delta V + \frac{V KS}{g \sin^2 \beta} \Delta \beta + \frac{V}{g \operatorname{tg} \beta} \Delta KS \dots /7.6.4./$$

Oprócz tego, na skutek błędów wyjścia na PPZ skręt na kurs lądowania może być wykonywany z różnymi kątami przechyłu, co pociągnie za sobą zmianę długości skrętu o wartość

$$\Delta t'_{\text{KS}}$$

Wiedząc, że $t_{\text{KS}} = \frac{RKS}{V}$, otrzymamy:

$$\Delta t_{\text{KS}} = \frac{KS}{V} \Delta R,$$

gdzie R - zmiana promienia skrętu.

Wówczas, uwzględniając wyrażenie /7.6.1./, wartość bezpiecznego odstępu czasowego może być obliczona za pomocą następującego wzoru:

$$\Delta t_{\text{bez}} = 2\Delta V \left(\frac{S_{\text{PPZ}}}{V_{\text{poz}_1}^2} + \frac{S_{\text{op}} - S_{\text{PRN}}}{V_{\text{poz}_2}^2} + \frac{KS}{g \operatorname{tg} \beta} \right) +$$

$$+ 2 V \left(\frac{KS \Delta \beta}{g \sin^2 \beta} + \frac{\Delta KS}{g \operatorname{tg} \beta} \right) + 2 \frac{KS}{V} \Delta R \dots /7.6.5./.$$

Przytoczony ogólny wzór dość wyraźnie pokazuje wpływ wszystkich podstawowych czynników, od których zależy bezpieczeństwo lotu. W praktyce do obliczenia bezpiecznego odstępu czasowego wykorzystujemy prostsze wzory. Przede wszystkim z dostateczną dla celów praktycznych dokładnością można zamienić poziome składowe prędkości lotu $/V_{\text{poz}}/$ prędkościami rzeczywistymi lotu.

Następnie skręt na kurs lądowania wykonuje się wykorzystując busolę oraz dalszą radiostację prowadzącą. Błędy więc w kącie przechyłu $/\Delta \beta/$ i prędkości lotu $/\Delta V/$ będą w sposób nieznaczny wpływać na dokładność wykonania skrętu, ponieważ są one wyławiane i eliminowane podczas wykonywania skrętu. W tym wypadku obliczenia można wykonać za pomocą wzoru:

$$\Delta t_{\text{bez}} = 2\Delta V \left(\frac{S_{\text{PPZ}}}{V_1^2} + \frac{S_{\text{op}} - S_{\text{PRN}}}{V_2^2} \right) + 2 \frac{KS}{V} \Delta R \dots /7.6.6./.$$

Podczas zajęcia do lądowania ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą bezpieczny odstęp czasowy można obliczyć za pomocą analogicznego wzoru:

$$\Delta t_{\text{bez}} = 2 \Delta V \left(\frac{S_1}{V_1^2} + \frac{S_2}{V_2^2} + \dots + \frac{S_n}{V_n^2} \right) \dots /7.6.7./.$$

gdzie $S_1, S_2 \dots$ odcinki zniżania w kierunku na dalszą radio-

stację prowadzącą ze stałą prędkością lotu $V_1, V_2 \dots$

$$\text{lub: } \Delta t_{\text{bez}} = 2 \Delta V \sum_{i=1}^n \frac{S_i}{V_i} .$$

Wiedząc, że $\frac{S_i}{V_i} = t_{zn_i}$, można powyższy wzór napisać w postaci równania

$$\Delta t_{\text{bez}} = 2 \Delta V \sum_{i=1}^n \frac{t_{zn_i}}{V_i} \dots \dots \dots /7.6.8./$$

lub biorąc pod uwagę, że $t_{zn_i} = \frac{\Delta H_i}{V_{z_i}}$ można ułożyć równanie:

$$\Delta t_{\text{bez}} = 2 \Delta V \sum_{i=1}^n \frac{\Delta H_i}{V_i V_{z_i}}$$

Wreszcie podczas zajęcia do lądowania z pewnej wysokości 10000 m obliczenia można wykonać na podstawie średniej prędkości pionowej i rzeczywistej:

$$\Delta t_{\text{bez}} = \frac{2 \Delta V / H_{zn} - H_{PRN_1}}{V_{z_{\acute{s}r}} V_{\acute{s}r}} \dots \dots \dots /7.6.9./,$$

gdzie

$$V_{z_{\acute{s}r}} = \frac{V_{z_{\text{pocz}}} + V_{z_{\text{kon}}}}{2} ;$$

$$V_{\acute{s}r} = \frac{V_{\text{pocz}} + V_{\text{kon}}}{2}$$

W lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym przy działaniach na wysokościach dużych należy wykonywać obliczenia Δt_{bez} dokładnie za pomocą wzorów /7.6.5./ i /7.6.6./.

Bezpieczny odstęp czasowy w lotnictwie bombowym i transportowym oblicza się za pomocą wzoru /7.6.6./, ponieważ skręt

na kurs lądowania wykonuje się w zasadzie przy pomocy ARK. Podczas wykonywania skrętu w chmurach należy bezpieczny odstęp czasowy obliczać za pomocą wzoru /7.6.5./. Dla współczesnych samolotów wartość czasu bezpiecznego podczas zajścia do lądowania z dżych wysokości nie przekracza 60-90 sek.

Rozpuszczanie grup /rozluźnianie/ metodą skrętu o 180°
/od dalszej radiostacji prowadzącej/

Rozluźnianie ugrupowania bojowego przed lądowaniem metodą skrętu o 180° stosuje się w tych wypadkach, gdy zajście do lądowania przez każdy samolot wykonywane jest z prostej /to znaczy ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą i nie ma możliwości rozluźnienia ugrupowania bojowego na trasie przed wyjściem w rejon lotniska/.

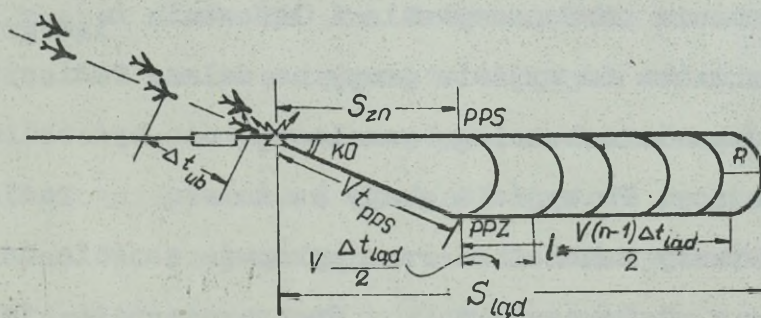
Częścią składową manewru w celu rozluźnienia ugrupowania bojowego w rejonie lotniska jest manewr dla zajścia do lądowania przez pojedynczy samolot. Dlatego też w zależności od kierunku podejścia grupa samolotów po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą wykonuje dowrót o kąt obliczony /ustalony/ lub skręt w kierunku najmniejszego kąta i wychodzi na punkt rozpoczęcia skrętu pojedynczego samolotu. Punkt ten jest jednocześnie punktem rozpoczęcia rozluźniania.

Rozpatrzmy przypadek, gdy grupa samolotów wychodzi w rejon lotniska z kursem zbliżonym do przeciwnego kursu lądowania.

Przy podejściu w rejon lotniska prowadzący grupy melduje kierownikowi lotów obliczony czas wyjścia na dalszą radiostację prowadzącą i prosi o zezwolenie rozformowania ugrupowania bojowego i podanie warunków lądowania.

Kierownik lotów podaje kurs lądowania, ciśnienie na poziomie lotniska, prędkość i kierunek wiatru /kąt znoszenia na kursie lądowania/, a także widzialność i wysokość dolnej podstawy chmur/. Oprócz tego w razie konieczności przekazuje wielkość t_{PPS} , OKS i Δt_{bezp} podczas przebijania chmur.

Po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą prowadzący zmienia kurs o kąt OKS i wyprowadza grupę na punkt rozpoczęcia skreću /rys.7.6.1./, gdzie pierwszy samolot wykonuje skręt na kurs lądowania. Pozostałe samoloty grupy kontynuują lot z kursem przeciwnym do kursu lądowania i kolejno, po upływie czasu wytrzymania t_w , wykonują skręt o 180° w celu wyjścia na kurs lądowania. Czas wytrzymania określa się za pomocą sekundomierza, który włącza się na komendę samolotu prowadzącego lub lecącego w przodzie. Czas wytrzymania może być określony przez załogę samolotu lub SD /SSD/, jeżeli rozformowanie ugrupowania bojowego wykonuje się na podstawie komend z ziemi.



Rys.7.6.1.

Istota więc manewru podczas rozformowywania ugrupowania bojowego sprowadza się do zmiany odległości między samolotami poprzez wykonanie kolejnych skrętów o 180° /patrz rozdz. 3/.

Są dwa warianty określania momentu rozpoczęcia skreću dla każdego samolotu:

- czas wytrzymania $/t_w/$, który liczy się od chwili rozpoczęcia skreću przez pierwszy /prowadzący/ samolot:

$$t_w = \frac{1}{2} /n-1/ \Delta t_{\text{ład}} - \text{dla zwartych i luźnych ugrupowań bojowych};$$

$$t_w = \frac{1}{2} /n-1/ / \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{u.b}/ - \text{dla rozśredkowanych ugrupowań bojowych};$$

- czas wytrzymania $/t_w/$, który liczy się od chwili rozpoczęcia zakreću przez samolot w przodzie lecący:

$$t_w = \frac{1}{2} \Delta t_{\text{ład}} - \text{dla zwartych i luźnych ugrupowań bojowych};$$

$$t_w = \frac{1}{2} / \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{u.b}/ - \text{dla rozśredkowanych ugrupowań bojowych}.$$

Długość pętli, na której odbywa się rozluźnianie do odstępów lądowania, obliczamy za pomocą wzoru:

$$l = \frac{1}{2} v /n-1/ \Delta t_{\text{ład}}.$$

Czas trwania rozformowywania i lądowania $t_{\text{ład.gr.}}$, który jest odcinkiem czasu od wyjścia grupy na dalszą radiostację prowadzącą do lądowania ostatniego samolotu, może być obliczony w sposób następujący. Po wyjściu grupy na dalszą radiostację prowadzącą pierwszy samolot od razu wykonuje zajście do lądowania i ląduje w ciągu czasu $t_{\text{ład}_1}$. Rzeczą oczywistą jest, że ostatni samolot wykona lądowanie po upływie czasu

$$t_{\text{ład}_1} = /n-1/ \Delta t_{\text{ład}} \text{ względem samolotu pierwszego.}$$

Wówczas:

$$t_{\text{ład.gr}} = t_{\text{ład}_1} + t_{\text{ład}_1}$$

lub

$$t_{\text{ład.gr}} = t_{\text{PPS}} + t_{180} + t_{\text{zn}} + \frac{1}{n-1} \Delta t_{\text{ład}} \dots /7.6.10./.$$

Długość rejonu potrzebnego na rozformowanie ugrupowania bojowego i lądowanie grupy określa się za pomocą wzoru /rys. 7.6.1./

$$S_{\text{ład.gr}} = S_{\text{zn}} + l + R$$

lub

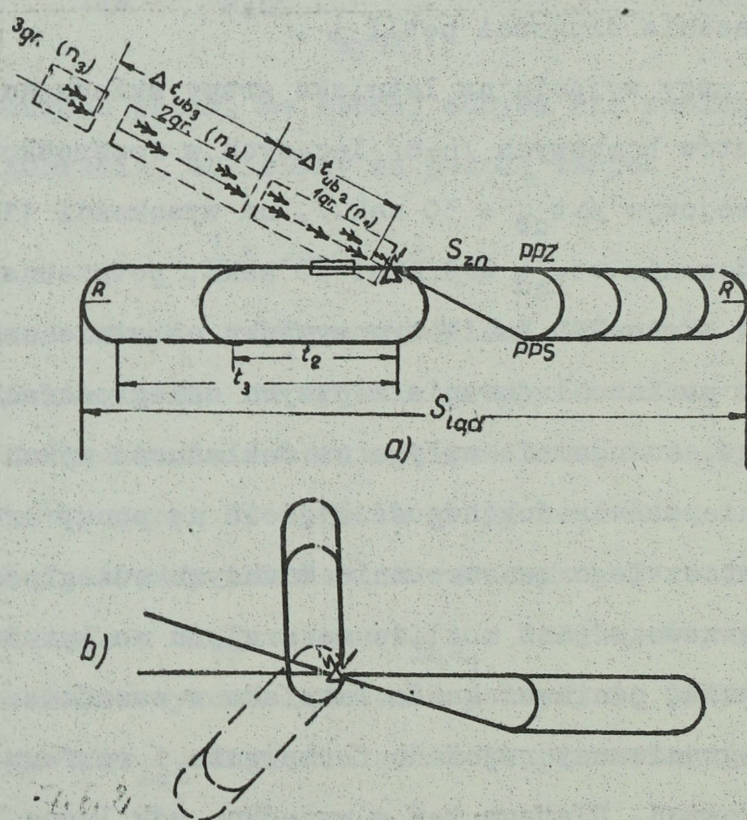
$$S_{\text{ład.gr}} = S_{\text{zn}} + \frac{1}{2} \frac{V}{n-1} \Delta t_{\text{ład}} + R \dots \dots \dots /7.6.11./.$$

Z powyższego wzoru wynika, że przy wyjściu w rejon lotniska na dużych wysokościach długość rejonu $S_{\text{ład.gr}}$ może być bardzo duża - zarówno na skutek zwiększenia odcinka zniżania, jak i zwiększenia długości pętli l .

Na przykład przy wyjściu na lotnisko grupy składającej się z ośmiu samolotów bombowych $/n=8/$ lecących w rozśrodkowanym ugrupowaniu bojowym $/\Delta t_{\text{ub}} = 30 \text{ sek.}/$, na wysokości 11000 m, przy odstępie lądowania $\Delta t_{\text{ład}} = 1 \text{ min. } 30 \text{ sek.}$, potrzebna długość pętli wynosi około 200 km. W tym wypadku ostatecznie samoloty wykonują skręt na kurs lądowania w dużych odległościach od lotniska lądowania, co ujemnie wpływa na dokładność wykonania manewru, głównie zaś na dokładność wyjścia na punkt rozpoczęcia zniżania. Oprócz tego manewrowanie w dużych odległościach od lotniska nie zawsze jest możliwe ze względu na sytuację w rejonie bazowania, ponieważ każde lotnisko w zasadzie posiada wydzielony ograniczony rejon do formowania i rozformowywania ugrupowań bojowych. Dlatego też w wypadku, gdy luźne lub rozśrodkowane ugrupowanie bojowe składa się z dużej ilości samolotów lub kilku grup, rozluźnianie ugrupowania bojowego przed

ładowaniem można wykonać na tak zwanej pętli podwójnej. Tego rodzaju organizacja rozformowywania typowa dla lotnictwa dalekiego zasięgu /transportowego/, umożliwia znaczne skrócenie długości rejonu rozformowywania ugrupowania bojowego i lądowania.

Istota tego sposobu polega na tym, że wszystkie samoloty ugrupowania bojowego dzieli się na dwie, trzy grupy /jeżeli tego rodzaju podziału nie ma w strukturze ugrupowania bojowego/ i każda z grup kolejno wykonuje jednakowy manewr /skręt o 180° - rys.7.6.2a/. Pierwsza grupa /5-6 samolotów/ po wyjściu na dalszą radiostację prowadzącą zmienia kurs o kąt obliczony



Rys.7.6.2.

i wykonuje rozformowanie ugrupowania bojowego i lądowanie sposobem omówionym poprzednio. Pierwszy samolot drugiej grupy powinien wylądować po upływie czasu $\Delta t_{\text{ład}}$ po wylądowaniu ostatniego samolotu pierwszej grupy. A zatem druga grupa w stosunku do pierwszej posiada nadmiar czasu Δt_2 , który jest równy:

$$\Delta t_2 = n_1 \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{\text{u.b}_2}$$

gdzie: $\Delta t_{\text{u.b}_2}$ - odstęp czasowy w ugrupowaniu bojowym między pierwszym samolotem pierwszej grupy i pierwszym samolotem grupy drugiej;

n_1 - liczba samolotów w pierwszej grupie.

Dla zapewnienia bezpieczeństwa rozformowywania ugrupowania bojowego i lądowania odstęp czasowy lądowania między ostatnim samolotem pierwszej grupy i pierwszym samolotem grupy ostatniej zwiększa się o jedną minutę. Wówczas nadmiar czasu Δt_2 będzie równy:

$$\Delta t_2 = n_1 \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{\text{u.b}_2} + 1 \text{ m.}$$

Ten nadmiar czasu druga grupa wytraca na drugiej pętli /rys.7.6.2a/, która rozpoczyna się od dalszej radiostacji prowadzącej.

Czas lotu na prostoliniowym odcinku drugiej pętli określa się za pomocą wzoru:

$$t_2 = \frac{\Delta t_2 - t_{360}}{2} = \frac{n_1 \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{\text{u.b}_2} - t_{360}}{2} + 30 \text{ sek.}$$

Dla trzeciej grupy obliczenia wykonuje się względem grupy drugiej, to znaczy biorąc pod uwagę to, że pierwszy samolot trzeciej grupy powinien wykonać lądowanie po upływie czasu $\Delta t_{\text{ład}} + 1 \text{ min.}$ po wylądowaniu ostatniego samolotu drugiej grupy.

Nadmiar czasu, który powinna wytracać trzecia grupa, będzie równy:

$$\Delta t_3 = \Delta t_{\text{ład}} / n_1 + n_2 / - \Delta t_{u.b_3} + 2 \text{ min.},$$

gdzie n_2 - liczba samolotów w drugiej grupie;

$\Delta t_{u.b_3}$ - odstęp czasowy w ugrupowaniu bojowym między pierwszym samolotem drugiej grupy i pierwszym samolotem grupy trzeciej.

Analogicznie czas lotu na prostoliniowym odcinku trzeciej grupy jest równy:

$$t_3 = \frac{/n_1 + n_2/ \Delta t_{\text{ład}} - \Delta t_{u.b_3} - t_{360}}{2} + 1 \text{ min.}$$

Wytracanie czasu na pętli każda grupa kończy nad dalszą radiostacją prowadzącą i następnie powtarza manewr pierwszej grupy w celu rozformowania ugrupowania bojowego i wykonania lądowania.

Podczas wykonywania obliczeń wstępnych może zaistnieć sytuacja, że $t_2 < 0$. Oznacza to, że $n_1 \Delta t_{\text{ład}} + 1 \text{ min.} < \Delta t_{u.b_3} + t_{360}$ i odstęp czasowy między pierwszą i drugą grupą zapewnia kolejne lądowanie wszystkich samolotów bez dodatkowego manewrowania drugiej grupy. Dlatego też w tym wypadku grupa druga kontynuuje lot za grupą pierwszą.

Należy zaznaczyć, że ogólny czas trwania rozformowania i lądowania całej grupy w porównaniu z pierwszym sposobem nie zmienia się z wyjątkiem 2 min., które dodaje się dla zapewnienia bezpieczeństwa:

$$t_{\text{ład.gr}} = t_{\text{PPS}} + t_{180} + t_{\text{zn}} + /n-1/\Delta t_{\text{ład}} + 2 \text{ min.} /7.6.12 \checkmark$$

Długość rejonu potrzebnego na rozformowanie i wykonanie lądowania, jak wynika z rys. 7.6.2., można obliczyć za pomocą wzoru:

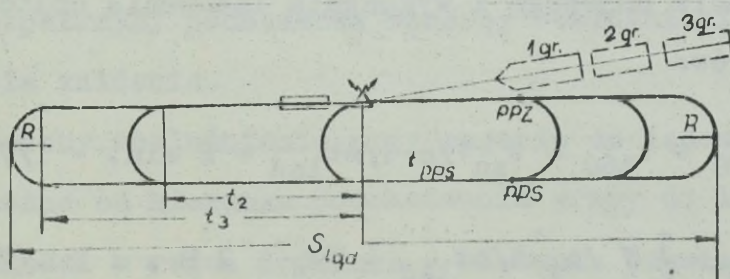
$$S_{\text{ład.gr}} = S_{\text{zn}} + \frac{1}{2} V / n_i - 1/\Delta t_{\text{ład}} + V t_3 + R. \quad /7.6.13./,$$

gdzie n_i - największa liczba samolotów w jednej grupie.

Zaletą omówionego sposobu jest to, że długość pętli potrzebnej do wykonania rozluźniania ugrupowania bojowego jest trzy razy mniejsza, niż w przypadku kolejnego rozformowywania ugrupowania na jednej pętli. W związku z tym dokładność wyjścia na punkt rozpoczęcia zniżania będzie znacznie większa. Oprócz tego druga pętla może być zorientowana na dowolny kierunek /rys.7.6.2b/ zależnie od ograniczeń i sytuacji w rejonie bazowania, przy czym czas lądowania się nie zmienia.

Jeżeli grupa wychodzi w rejon lotniska z kursem zbliżonym do kursu lądowania, to schemat rozformowywania i zajęcia do lądowania w zasadzie się nie zmienia.

Po wyjściu na dalszą radiostację prowadząca grupa wykonuje skręt w kierunku najmniejszego kąta i wychodzi na punkt rozpoczęcia skrętu, z którego samolot prowadzący wykonuje skręt na kurs lądowania, a pozostałe samoloty wykonują rozluźnianie na odstępach lądowania /rys. 7.6.3./.



Rys.7.6.3.

Czas trwania rozformowania i lądowania w tym przypadku jest równy:

$$t_{\text{ląd.gr}} = t_{\text{KS}} + t_{\text{PPS}} + t_{180} + t_{\text{zn}} + /n-1/\Delta t_{\text{ląd}}$$

lub zakładając, że $t_{\text{KS}} = 180^{\circ}$

$$t_{\text{ląd.gr}} = t_{\text{PPS}} + t_{360} + t_{\text{zn}} + /n-1/\Delta t_{\text{ląd}} \dots /7.6.14./$$

Długość odcinka potrzebnego na rozformowanie i wykonanie lądowania jest równa:

$$S_{\text{ląd.gr}} = \frac{1}{2} V /n-1/\Delta t_{\text{ląd}} + 2 R \dots /7.6.15./$$

Cechą szczególną rozformowania z wykorzystaniem drugiej pętli jest to, że wszystkie grupy wykonują jednakową liczbę skrętów /dwa skręty o 180° , rys. 7.6.3./, w odróżnieniu od poprzedniego, kiedy pierwsza grupa wykonywała jeden skręt, a pozostałe grupy dwa skręty. W związku z tym nadmiary czasu t_2 i t_3 wytraca się tylko na odcinkach prostoliniowych drugiej pętli i dlatego:

$$t_2 = \frac{n_1 \Delta t_{\text{ląd}} - \Delta t_{\text{u.b}}}{2} + 30 \text{ sek.},$$

$$t_3 = \frac{/n_1 + n_2/\Delta t_{\text{ląd}} - \Delta t_{\text{u.b}}}{2} + 1 \text{ min.}$$

Czas trwania i długość odcinka potrzebnego na rozformowanie ugrupowania bojowego i wykonanie lądowania oblicza się za pomocą wzorów:

$$t_{\text{ląd.gr}} = t_{\text{PPS}} + t_{360} + t_{\text{zn}} + /n-1/\Delta t_{\text{ląd}} + 2 \text{ min.} \quad /7.6.16./,$$

$$S_{\text{ląd.gr}} = S_{\text{zn}} + \frac{1}{2} V /n-1/\Delta t_{\text{ląd}} + V t_3 + 2 R \dots /7.6.17./$$

Rozformowywanie ugrupowania bojowego /rozluźnianie/
na rubieży rozpoczęcia zniżania

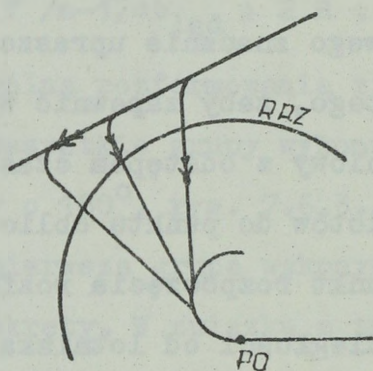
Rozluźnianie ugrupowania bojowego przed wykonaniem lądowania na rubieży rozpoczęcia zniżania ma szereg cech szczególnych w porównaniu z rozluźnianiem podczas lotu od dalszej radiostacji prowadzącej. Po pierwsze, manewr zajęcia do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania każdy samolot może wykonywać inaczej, ponieważ nie ma konieczności wychodzenia na ten sam punkt rozpoczęcia zniżania. Dlatego też manewr na rozluźnianie ugrupowania bojowego znacznie upraszcza się i w rezultacie sprowadza się do tego, żeby zapewnić wyjście każdego samolotu na punkt obliczeniowy z odstępem czasowym $\Delta t_{\text{bez}} = \Delta t_{\text{ląd}}$. Przy tym tory lotu samolotów do punktu obliczeniowego mogą być różne. Po drugie, punkt rozpoczęcia rozformowywania może się znajdować w dużej odległości od lotniska i dlatego wyjście na ten punkt może się odbywać z błędem, zwłaszcza w tym wypadku, gdy załoga wykonuje zajęcie do lądowania samodzielnie. Przy zajściu do lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych, kiedy załoga określa moment rozpoczęcia manewru i wykonuje manewr przy wykorzystaniu pokładowych urządzeń nawigacji, wielkość odstępu bezpiecznego między zniżającymi się samolotami należy określać uwzględniając właściwości manewru na rozluźnianie.

Rozpatrzmy podstawowe sposoby rozluźniania na rubieży rozpoczęcia zniżania.

Sposoby rozluźniania przy zajściu do lądowania z rubieży są zależne od kierunku podchodzenia grupy do lotniska. Jeśli grupa wychodzi w rejon lotniska z kierunku prawie pokrywającego się z rubieżą rozpoczęcia zniżania /to znaczy wzdłuż rubież-

ży rozpoczęcia zniżania/, to rozformowywanie ugrupowania bojowego i zajęcie do lądowania odbywać się będzie z minimalnym zużyciem paliwa i czasu,

Rozluźnianie ugrupowania bojowego, pokazane na rys. 7.6.4., w tym wypadku polega na wykonaniu kolejnych skrętów z odpowiednim wytrzymaniem czasu t_w podczas wychodzenia na odpowiednie kursy zniżania.

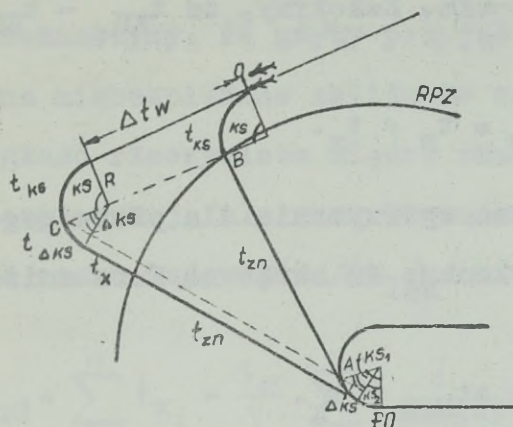


Rys.7.6.4.

Punkt rozpoczęcia zniżania pierwszego samolotu wybiera się w ten sposób, by kąt skrętu był równy około 90° .

Określimy podstawowe parametry manewru, które będą potrzebne do wykonania niezbędnych obliczeń podczas organizacji lądowania. Do tego celu wykorzystamy rys.7.6.5.

Zaznaczymy na wstępie, że ponieważ zniżanie z rubieży wykonywane jest przez samoloty po różnych torach, najbardziej celowo jest rozpatrywać bezpieczny odstęp czasowy między nimi na odcinku zniżania od punktu obliczeniowego. Bezpieczeństwo na odcinku zniżania będzie tym bardziej zapewnione, ponieważ samoloty wykonując manewr na rozluźnianie zniżają się po różnych torach.



Rys.7.6.5.

Biorąc to pod uwagę, założymy, że bezpieczny odstęp czasowy między samolotami Δt_{bez} powinien być równy różnicy między czasem lotu drugiego i pierwszego samolotu od punktu O /rys.7.6.5./ do punktu obliczeniowego:

$$\Delta t_{\text{bez}} = t_2 - t_1.$$

Z rysunku wynika, że czasy t_1 i t_2 składają się odpowiednio z czasów lotu na poszczególnych odcinkach. Czas lotu pierwszego samolotu równy jest sumie czasów przelotu wszystkich elementów toru wyjścia na punkt obliczeniowy:

$$t_1 = t_{\text{KS}} + t_{\text{zn}} + t_{\text{KS}_1}.$$

Analogicznie dla drugiego samolotu:

$$t_2 = t_w + t_{\text{KS}} + t_{\Delta\text{KS}} + t_x + t_{\text{zn}} + t_{\text{KS}_2}.$$

Wówczas:

$$\Delta t_{\text{bez}} = t_w + t_{\Delta\text{KS}} + t_x + t_{\text{KS}_2} - t_{\text{KS}_1}$$

Jednak $KS_1 - KS_2 = \Delta KS$. Założymy, że $t_{KS_1} - t_{KS_2} = t_{\Delta KS}$, a zatem:

$$\Delta t_{bez} = t_w + t_x.$$

Tak więc czas wytrzymania dla pierwszego samolotu, po którego upływie wykonuje on skręt na kurs zniżania, jest równy:

$$t_w = \Delta t_{bez} - t_x.$$

Oceniśmy wielkość t_x po to, by dowiedzieć się, o ile potrzebny czas wytrzymania różni się od ustalonej bezpiecznej odległości.

Z rys.7.6.5. wynika, że:

$$AB = AC \cos \Delta KS \dots \dots \dots /7.6.18./.$$

Z kolei:

$$AB = S_{zn}; AC = S_{zn} - R \sin \Delta KS + V t_x + R \sin \Delta KS$$

Po podstawieniu do wzoru /7.6.18./ otrzymamy równanie:

$$S_{zn} = /S_{zn} + V t_x/ \cos \Delta KS.$$

Stąd:

$$t_x = \frac{S_{zn}}{V} \left(\frac{1}{\cos \Delta KS} - 1 \right).$$

Czas wytrzymania powinien więc być równy:

$$t_w = \Delta t_{bez} - \frac{S_{zn}}{V} \left/ \frac{1}{\cos \Delta KS} - 1 \right/ \dots \dots \dots /7.6.19./.$$

Jeżeli samoloty lecą w rozródkowanym ugrupowaniu bojowym z odstępami czasowymi Δt_{ub} , to czas wytrzymania dla dowolnego samolotu prowadzonego będzie równy:

$$t_w = /n-1//\Delta t_{bez} - \Delta t_{u.b}/ - \frac{S_{zn}}{V} \left/ \frac{1}{\cos \Delta KS} - 1 \right/.$$

Od razu zaznaczymy, że gdyby przyjąć założenie $t_w \approx t_{bez}$, nie wpłynie to na niebezpieczne zbliżenie samolotów, a nawet odwrotnie: odległość rzeczywista między samolotami będzie nieco większa od bezpiecznej, ale czas trwania lądowania zwiększy się. Zwiększenie czasu lądowania δt_{lad} w tym przypadku będzie równe:

$$\delta t_{lad} = \sum_{i=1}^n t_{x_i} = \frac{S_{zn}}{V} \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{\cos \Delta KS} - 1 \right).$$

W tabeli 7.6.1. dla przykładu przytoczone są wartości dla dwóch odległości do rubieży rozpoczęcia zniżania.

Tabela 7.6.1.

ΔKS /stopnie	10	20	30
S_{zn} /km/			
50	0,9	3	7,5
100	1,8	6	15

Dlatego też w wypadkach gdy lądowanie powinno być zorganizowane w jak najkrótszym czasie, a wysokość wyjścia grupy jest duża, należy ocenić możliwe zwiększenie czasu trwania lądowania i jeżeli nie przekracza ono dopuszczalnego przedziału, należy wykonywać rozluźnianie na podstawie czasów wytrzymania obliczonych za pomocą wzoru /7.6.19./.

Przy zejściu do lądowania niedużych grup, co jest najbardziej charakterystyczne, czas wytrzymania należy obliczać za pomocą wzorów:

$$t_w = /n-1/ \Delta t_{bez},$$

$$t_w = /n-1/ /\Delta t_{bez} - \Delta t_{u.b}/.$$

Ogólny czas trwania rozformowywania i lądowania dla omawianego przypadku można obliczyć za pomocą wzoru:

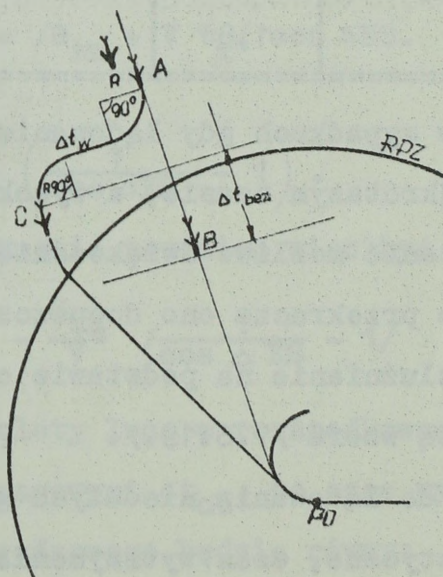
$$t_{\text{ład.gr}} = t_{90} + t_{zn_1} + t_{KS} + t_{zn_2} + /n-1/\Delta t_{\text{ład}} \dots /7.6.20./,$$

gdzie t_{zn_1} , t_{zn_2} - czas zniżania na dwóch odcinkach prosto - liniowych;

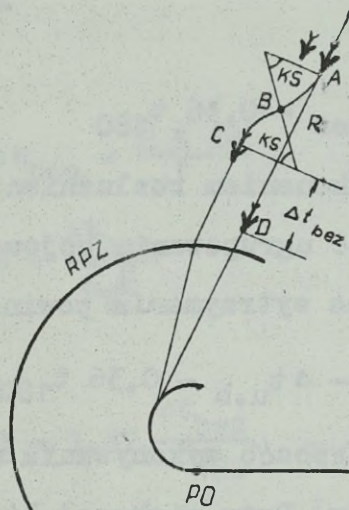
t_{KS} - czas trwania skrętu na kurs lądowania.

Rozpatrzmy kolejność rozluźniania ugrupowania bojowego przed lądowaniem, jeżeli grupa wychodzi na rubież rozpoczęcia zniżania z kierunkiem zbliżonym do kierunku lądowania. Sposób rozluźniania w tym wypadku należy wybierać biorąc za podstawę skład grupy. Przy niedużej ilości samolotów /para, klucz/ najbardziej celowe jest rozluźnianie poprzez wykonanie "zmiyki" /rys.7.6.6. i 7.6.7./.

Istota tego manewru jest następująca.



Rys.7.6.6.



Rys. 7.6.7.

Podczas podchodzenia do lotniska /20-30 km przed rubieżą rozpoczęcia zniżania/ samolot prowadzący kontynuuje lot po prostej, a samoloty prowadzone zmieniają kurs w prawo i w lewo lecąc z nowym kursem w ciągu czasu t_w , a następnie ustalają poprzedni kurs lotu. W rezultacie wykonania manewru między samolotem prowadzącym a samolotami prowadzonymi powinna ustalić się bezpieczna odległość czasowa. Określimy, jaki powinien być czas wytrzymania / t_w /, żeby odległość między samolotami była równa Δt_{bez} . Z rys. 7.6.6. wynika, że czas lotu pierwszego samolotu z położenia A do położenia B jest równy:

$$\frac{2R}{V} + \Delta t_{bez}$$

W tym czasie drugi samolot przeleci od punktu A do punktu C. A zatem:

$$\frac{2R}{V} + \Delta t_{bez} = t_{90} + \Delta t_w + t_{90}$$

lub

$$t_w = \Delta t_{\text{bez}} + \frac{2R}{V} - t_{180}$$

Ostatecznie otrzymamy

$$t_w = \Delta t_{\text{bez}} - 0,36 t_{180} \quad /7.6.21./$$

Jeżeli przed wykonaniem rozluźniania między samolotami była ustalona odległość ugrupowania bojowego Δt_{ub} , to rzeczą oczywistą jest, że czas wytrzymania powinien być mniejszy:

$$t_w = \Delta t_{\text{bez}} - \Delta t_{\text{u.b}} - 0,36 t_{180} \dots \dots /7.6.22./$$

Rozpatrzyliśmy sposób wykonywania rozluźniania na przykładzie dwóch samolotów. Przy większej liczbie samolotów manewr wykonuje się analogicznie, a czas wytrzymania może być obliczony za pomocą wzorów:

$$t_{w_1} = /i-1/ \Delta t_{\text{bez}} - 0,36 t_{180} ;$$

$$t_{w_1} = /i-1/ / \Delta t_{\text{bez}} - \Delta t_{\text{u.b}} / - 0,36 t_{180}$$

Wartości t_{w_1} dla typowych warunków podchodzenia powinny być zawnazu obliczone i każdy pilot /nawigator/ powinien je znać na pamięć.

Przy stosunkowo niedużych wartościach Δt_{bez} można zalecać parze samolotów wykonanie "żmijki" bez odcinków prostoliniowych /rys.7.6.7./. W tym wypadku parametrem manewru będzie kąt skrętu /KS/. Określimy zależność między kątem skrętu i bezpieczną odległością, którą należy ustalić.

Rozumując analogicznie, określimy czas lotu pierwszego samolotu od punktu A do punktu B, a drugiego od punktu A do punktu C:

$$t_1 = \frac{2 R \sin KS}{V} + \Delta t_{\text{bez}},$$

$$t_2 = \frac{2 R KS}{V}$$

A zatem

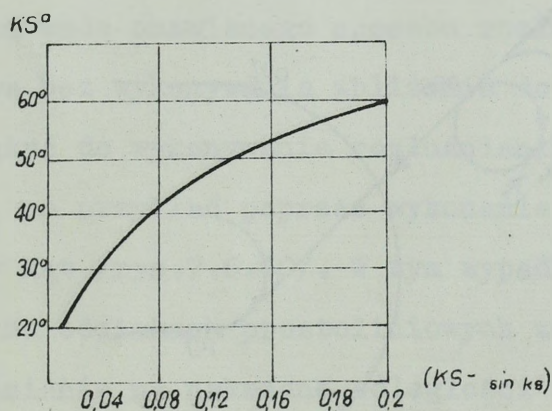
$$\frac{2 R \sin KS}{V} + \Delta t_{\text{bez}} = \frac{2 R KS}{V},$$

$$KS - \sin KS = \frac{\Delta t_{\text{bez}}}{\frac{2 R}{V}}$$

ostatecznie

$$KS - \sin KS = 1,57 \frac{\Delta t_{\text{bez}}}{t_{180}} \dots \dots \dots /7.6.23./.$$

Wyprowadzone równanie nie daje się rozwiązać względem KS. Dlatego też dla określenia potrzebnych wartości kątów skrętu należy najpierw sporządzić wykres funkcji $f/KS/ = KS - \sin KS$ /rys.7.6.8./, a następnie odczytać z niego wartości KS, odpowiadające różnym Δt_{bez} i t_{180} .



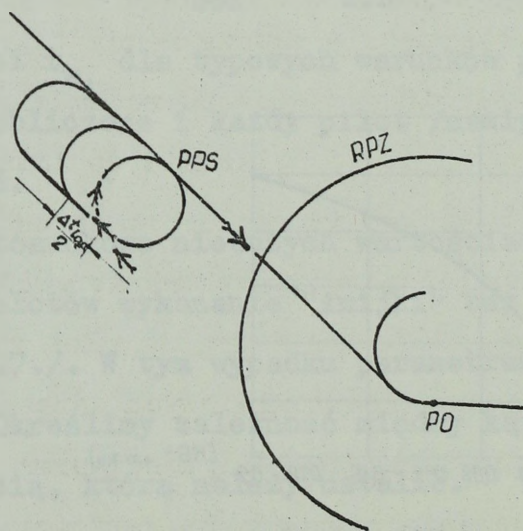
Rys.7.6.8.

Na przykład, dla ustalenia $\Delta t_{\text{bez}} = 30$ sek. przy $t_{180} = 270$ sek. za pomocą wzoru /7.6.23./ otrzymamy:

$$KS - \sin KS - 1,57 \cdot \frac{30}{270} = 0,17$$

Z wykresu odczytujemy kąt skreću $KS \sim 55^\circ$. Tego rodzaju obliczenia należy również wykonać zawczasu i zapamiętać wartość KS dla najczęściej spotykanych warunków.

Jest rzeczą możliwą, że z rubieży rozpoczęcia zniżania będą podchodzić grupy składające się z dużej liczby samolotów /6-8-12/. Dla rozformowania ugrupowania bojowego tego rodzaju grup celowo jest stosować inne sposoby rozluźniania ugrupowania. Jednym ze sposobów jest rozluźnianie ugrupowania bojowego na pętli położonej wzdłuż trasy podchodzenia do lotniska /rys. 7.6.9./. Głównym elementem w organizacji rozluźniania tym sposobem jest konieczność niezawodnego oznaczania punktu rozpoczęcia rozluźniania, ponieważ od tego zależy dokładność wykonania manewru, a zatem i bezpieczeństwo lotu.



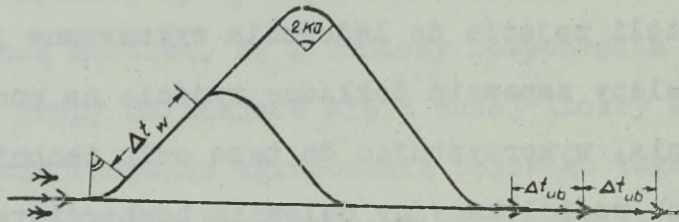
Rys.7.6.9.

W wypadku kierowania rozluźnianiem i zejściem do lądowania z ziemi samoloty powinny wychodzić na punkty rozpoczęcia rozluźniania po otrzymaniu komendy z SD, podstawą której są dane ze stacji radiolokacyjnych.

Jeżeli zejście do lądowania wykonywane jest samodzielnie, to należy zapewnić dokładne wyjście na punkt rozpoczęcia rozluźniania, wykorzystując do tego celu techniczne środki nawigacji lub radiolokacyjny celownik bombardierski.

Rozluźnianie na pętli nie różni się od rozluźniania poprzez wykonanie skrętu o 180° w rejonie lotniska. Samolot główny /prowadzący/ po wyjściu na punkt rozpoczęcia rozluźniania może kontynuować lot prostoliniowy, a wszystkie pozostałe samoloty wykonują skręt o 180° i lecą wzdłuż pętli. Moment rozpoczęcia skrętu na kurs poprzedni określa się na podstawie czasu wytrzymania. Drugi samolot od razu wykonuje skręt o 360° / $t_w = 0$ /. Dlatego też odstęp czasowy lądowania między pierwszym i drugim samolotem będzie zawsze równy t_{360° .

Istotną wadą omawianego sposobu rozluźniania jest duże zużycie paliwa bez wykonywania zbliżenia do lotniska. Dlatego też należy dążyć do wykonywania rozluźniania bardziej aktywnymi sposobami, na przykład poprzez wykonanie odchylenia od trasy o ustalony kąt /rys.7.6.10/. W tym wypadku zmienia się czas trwania lotu na odcinkach prostoliniowych zapewniając w ten sposób rozluźnianie na nakazane odległości oraz lot po trasie na lotnisko. Do określenia niezbędnych wartości czasów wytrzymania / t_w /, które odpowiadają czasowi trwania lotu na prostoliniowych odcinkach manewru, możemy wykorzystać wzory /5.3.2./ lub /5.3.3./.



Rys.7.6.10.

Zamieniając wielkość t_1 wielkością t_w a Δt przez Δt_{bez} otrzy -
 mamy:

$$t_w = \frac{\Delta t_{bez} - 0,637 t_{360} / \text{KS} - \sin \text{KS}}{2 / 1 - \cos \text{KS}} .$$

Dla rozluźnienia ugrupowania bojowego zaleca się kąty
 skrętu 45° lub 60° . Wówczas wzory obliczeniowe można uprościć:

$$\text{dla } \text{KS} = 45^\circ \quad t_w = 1,7 \Delta t_{bez} - 0,08 t_{360} \dots \dots \dots /7.6.24./$$

$$\text{dla } \text{KS} = 60^\circ \quad t_w = \Delta t_{bez} - 0,11 t_{360} \dots \dots \dots /7.6.25./$$

Obliczenia dla wymienionych przypadków łatwo jest wyko-
 nywać posługując się wykresami /rys. 5.3.2. i 5.3.3./.

Czas wytrzymania dla dowolnego samolotu w ugrupowaniu
 bojowym oblicza się za pomocą następujących wzorów:

$$t_{w_i} = 1,7 / 1-1/ \Delta t_{bez} - 0,08 t_{360} \dots \dots \dots /7.6.26./$$

$$t_{w_1} = / 1-1/ \Delta t_{bez} - 0,11 t_{360} \dots \dots \dots /7.6.27./$$

Dla rozśrodkowanego ugrupowania bojowego:

$$t_{w_i} = 1,7 /i-1/ /\Delta t_{bez} - \Delta t_{u.b}/ - 0,08 t_{360} \dots /7.6.28./$$

$$t_{w_i} = /i-1/ /\Delta t_{bez} - \Delta t_{u.b}/ - 0,11 t_{360} \dots /7.6.29./$$

Odchylenie od trasy dla rozluźniania rozśrodkowanych ugrupowań bojowych omawianym sposobem wszystkie samoloty powinny wykonywać kolejno, rozpoczynając w jednym punkcie, co stwa - rza dodatkowe trudności. Dlatego też w przypadku, kiedy nie ma możliwości dokładnego określenia momentu wyjścia na punkt rozpoczęcia manewru, należy wykonywać jednocześnie odchylenie od trasy lotu. Czas wytrzymania oblicza się za pomocą wzorów /7.6.24./ i /7.6.25./. Odcinek rozluźniania, w wypadku braku kontroli z ziemi, należy wybierać z góry i z takim wyliczeniem, by jego początek był oznaczony przez obiekt radiolokacyjny /punkt radionawigacyjny/. W lotnictwie myśliwskim i myśliwsko-bombowym rozluźnianie ugrupowania bojowego przy zastosowaniu omawianego sposobu /tak samo przy zastosowaniu innych, z wyjątkiem "żmijki"/ zazwyczaj realizuje się na podstawie komend z ziemi. Szczególną uwagę podczas organizowania rozluźniania należy zwrócić na dokładność obliczenia momentów rozpoczęcia manewru /skreću/ i podanie w odpowiednim czasie komend.

Na zakończenie należy podkreślić, że wyposażenie samolotu w środki techniczne umożliwiające określenie miejsca samolotu z dużą dokładnością znacznie zwiększa możliwości zastosowania różnych sposobów, w rozformowywania ugrupowania bojowego i zajęcia do lądowania. Szczególnie dużą rolę powinien spełniać system kątowno-odległościowy, który praktycznie umożliwia wykonanie dowolnego manewru w celu zajęcia do lądowania we wszystkich rodzajach lotnictwa.

... 17.6.1911 ... 17.6.1911 ...

... die rechtswissenschaftliche Untersuchung des ...

... die rechtswissenschaftliche Untersuchung des ...

... die rechtswissenschaftliche Untersuchung des ...

... die rechtswissenschaftliche Untersuchung des ...

... die rechtswissenschaftliche Untersuchung des ...

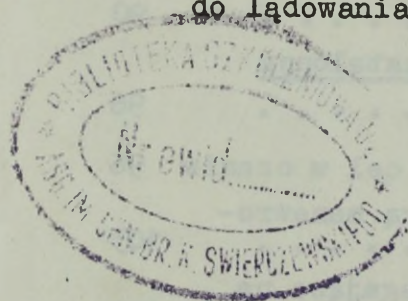
SPIS TREŚCI

	Str.
<u>W s t ę p</u>	3
1. Podstawowe równania manewrowania pojedynczego samolotu	5
1.1. Równanie manewru przestrzennego samolotu	5
1.2. Niektóre elementy manewru przestrzennego	13
1.3. Równania manewrowania w płaszczyznach pionowej i poziomej	17
2. <u>Manewrowanie prędkością lotu</u>	23
2.1. Elementy manewrowania prędkością lotu	23
2.2. Zmiana odległości między samolotami poprzez zmianę prędkości lotu	35
3. <u>Manewrowanie kierunkiem lotu</u>	47
3.1. Elementy manewrowania kierunkiem lotu	47
3.2. Cechy szczególne wykonania skrętu przez grupę samolotów	57
3.3. Wpływ wiatru na skręt samolotu	61
3.4. Zmiana odległości i odstępów między samolotami poprzez manewrowanie kierunkiem lotu	65
4. <u>Manewrowanie wysokością lotu</u>	77
4.1. Długotrwałość nabierania wysokości i zniżania	77
4.2. Analiza dokładności wykonania manewru wysokością lotu /nabieranie wysokości i zniżanie/	80
4.3. Sposoby zwiększenia dokładności nabierania wysokości /zniżania/	80
4.4. Bezpieczna różnica wysokości	90
5. <u>Manewrowanie w celu wyjścia na cel w ustalonym czasie i z ustalonego kierunku</u>	96
✓5.1. Ocena możliwej dokładności wyjścia na cel w czasie	96
✓5.2. Wyjście na cel w ustalonym czasie drogą manewrowania prędkością lotu	103
5.3. Wyjście na cel w ustalonym czasie polegające na odchyleniu od trasy lotu o kąt ustalony	110
5.4. Wyjście na cel w ustalonym czasie poprzez przesunięcie punktu skrętu na cel	118
5.5. Wyjście na cel w ustalonym czasie poprzez wytracanie nadmiaru czasu na pętli	124
5.6. Wyjście na cel z ustalonego kierunku	129

	Str.
6. <u>Formowanie ugrupowań bojowych</u>	138
6.1. Zasady ogólne	138
6.2. Start i nabór wysokości	140
6.3. Zmiana odległości liniowych i czasowych zależnie od wielkości zmiany prędkości i wysokości lotu	148
6.4. Formowanie ugrupowania bojowego metodą dopędzania na trasie	153
6.5. Formowanie ugrupowania bojowego metodą skrętu o 180° /na pętli/	160
6.6. Formowanie ugrupowania bojowego metodą "wszystkie razem" z kolejnym dopędzaniem	170
6.7. Formowanie ugrupowania bojowego na trójkącie	173
6.8. Formowanie ugrupowania bojowego samolotów podczas startu z różnych lotnisk	181
6.9. Wybór sposobu formowania ugrupowania bojowego. Charakterystyka porównawcza różnych sposobów formowania ugrupowania bojowego	189
7. <u>Rozformowanie ugrupowań bojowych i zajście do lądowania</u>	195
7.1. Zasady ogólne	195
7.2. Zajście do lądowania ze wstępnym wyjściem na dalszą radiostację prowadzącą	198
7.3. Ocena dokładności wyjścia na punkt rozpoczęcia zniżania	214
7.4. Zajście do lądowania po odejściu na drugi krąg	218
7.5. Zajście do lądowania z rubieży rozpoczęcia zniżania	228
7.6. Rozpuszczanie grup /rozluźnianie/ przed zajściem do lądowania	244

OPRACOWAŁ:

płk doc. dr Roman DWORAK



Wykonano w 150 egz.

Egz.nr 1-150 Bibl. Tajna

Wyk.: płk Dworak

Druk: PK.

Nr ks. 01743/03790/WW..

Kor. W.H.

