

Grey Scale #13



DANES-PICTA.COM

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



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz. Nr 1

ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO- BOMBOWYCH (MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)

Zeszyt Nr 8

Określanie możliwych warunków strzelania
z uwzględnieniem charakterystyk lotnych samolotu
myśliwskiego

Opracował: płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)



WARSZAWA

LUTY

1968



Colour Chart #13

DANES-PICTA.COM

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz. Nr..... 1

ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO- BOMBOWYCH (MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)

Zeszyt Nr 8

Określanie możliwych warunków strzelania
z uwzględnieniem charakterystyk lotnych samolotu
myśliwskiego

Opracował: płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)



WARSZAWA

LUTY

1968

Ustawa z dnia 22 stycznia 1950 r.
art. 40 ust. 2 (Dz.U. 1950 Nr 11 poz. 95)
podpis

A K A D E M I A S Z T A B U G E N E R A L N E G O
im. gen. broni K. Swierczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

~~DO OPINII
SŁ. W. 1958~~

~~_____~~

Egz.nr....

ZASTOSOWANIE BOJOWE
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO
UZBROJENIA SAMOLOTÓW
MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO - BOMBOWYCH
/ MYŚLIWSKO - SZTURMOWYCH/

ZESZYT NR 8

OKREŚLANIE MOŻLIWYCH WARUNKÓW STRZELANIA Z
UWZGLĘDNIENIEM CHARAKTERYSTYK LOTNYCH SAMOLOTU
MYŚLIWSKIEGO

OPRACOWAŁ:

PLK DYPL. STEFAN PAWŁOWSKI

/WYDANIE TYMCZASOWE/

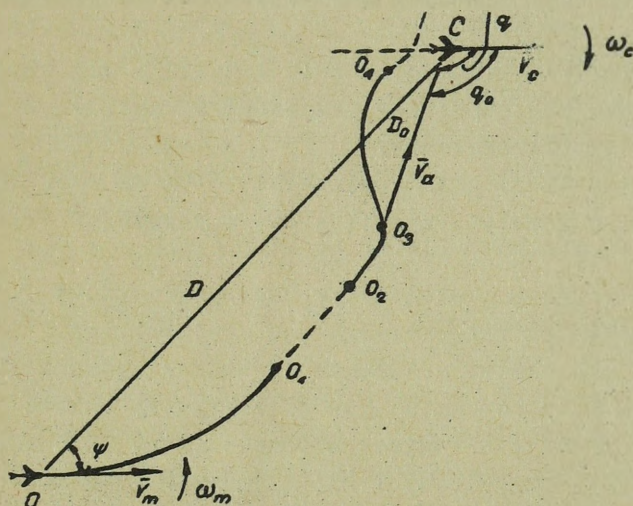
11315
ARCHIWUM
BIBLIOTEKI SZKOLENIOWEJ
ODDZIAŁU SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Swierczewskiego
034555

OKREŚLANIE MOŻLIWYCH WARUNKÓW STRZELANIA Z UWZGLĘDNIENIEM W CHARAKTERYSTYK LOTNYCH SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

§ 1. RÓWNANIA RÓŻNICZKOWE RUCHU SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO.

W celu określenia możliwych warunków strzelania rozpatrzmy etapy, z jakich składa się lot samolotu myśliwskiego w walce powietrznej.

Na rys. 1 przedstawiony jest podstawowy schemat lotu samolotu myśliwskiego od chwili wykrycia celu.^{x/}



Rys. 1. Schemat lotu samolotu myśliwskiego.

W wyniku naprowadzania z ziemi samolot myśliwski znajduje się w punkcie O, a cel - w punkcie C. Cel wykonuje manewr z pewną prędkością kątową ω_c . Położenie samolotu myśliwskiego względem celu określa się odległością do celu D i kątem kursowym q . Wektor prędkości lotu samolotu myśliwskiego tworzy z linią odległości pewien kąt ψ . W tym momencie, aby wyjść na tor zbliże-

^{x/} W poszczególnych wypadkach mogą występować cechy szczególne, zależne od konkretnego uzbrojenia samolotu myśliwskiego.

nia wybranym sposobem, samolot myśliwski rozpoczyna zakręt z prędkością kątową ω_m . Zbliżenie do celu może samolot myśliwski realizować różnymi sposobami. Z pośród nich najbardziej rozpowszechnione są: zbliżanie po krzywej pościgu, $\psi = 0$, zbliżanie sposobem równoległym ψ_{obl} , $\omega_D = 0$, oraz zbliżenie ze zmiennym kątem wyprzedzenia.

Zadanie zbliżenia może być rozwiązane przy pomocy przyrządów, względnie wzrokowo. W pierwszym wypadku pilot prowadzi samolot wykorzystując dane, wypracowane przez część obliczeniową celownika. W drugim wypadku zbliżenie realizowane jest według danych otrzymanych w wyniku wzrokowej obserwacji celu lub znacznika celu na wskaźniku obserwacji.

W czasie zbliżania do celu likwiduje się błędy, jakie powstały podczas naprowadzania samolotu myśliwskiego na cel przez środki naziemne.

Zbliżenie do celu /odcinek $O_1 - O_2$ na rys. 1/ kończy się wyjściem samolotu myśliwskiego w położenie wyjściowe do ataku.

Pod pojęciem położenia wyjściowego /punkt O_2 / rozumie się początek manewru samolotu myśliwskiego dla wyjścia na krzywą celowania. Położenie wyjściowe zajmuje się z zasady już po uchwyceniu celu przez system celowniczy, kiedy ten pracuje w reżimie automatycznego śledzenia celu względem odległości i współrzędnych kątowych. Od położenia wyjściowego rozpoczyna się atak celu /odcinek $O_2 - O_4$ /, podczas którego pilot wyprowadza samolot myśliwski początkowo na krzywą celowania /punkt O_3 /, następnie wykonuje lot po tej krzywej, przeprowadza celowanie i strzelanie /działanie na pozycji ogniowej - odcinek $O_3 - O_4$ /. Po wykonaniu strzelania samolot myśliwski wyprowadzany jest z ataku /punkt O_4 /. Przy strzelaniu rakietami, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej lub z półaktywnym systemem samonaprowadzania, pilot samolotu myśliwskiego po odpaleniu rakiet, kontynuuje lot po torze, zabezpieczającym naprowadzanie rakiety na cel lub opromieniowanie celu dla samonaprowadzenia się rakiety.

Zestawmy kinematyczne równania ruchu podczas lotu samolotu myśliwskiego i celu na jednej płaszczyźnie. Wykorzystując układ współrzędnych pokazanych na rys. 2 wprowadzimy następujące oznaczenia i zasady odczytu poszczególnych wielkości.

Za początek odczytu kątów weźmiemy oś X-X wybranego układu współrzędnych. Początek układu współrzędnych przyłożony jest do samolotu myśliwskiego. Oś X - X nie posiada ruchu obrotowego, lecz może przemieszczać się tylko ruchem postępowym. Samolot myśliwski rozpoczyna wyjście na krzywą zbliżenia, wykonując zakręt z prędkością kątową ω_m . Cel wykonuje manewr z prędkością kątową ω_c , w wyniku czego zmieniają się wartości kątów ψ_D, ψ_m i ψ_c . Przy ustalaniu kątów ψ_D, ψ_m i ψ_c względem osi X - X w kierunku przeciwnym ruchowi wskazówek zegara, wartości tych kątów są dodatnie. Prędkości zmiany kątów $\dot{\psi}_m, \dot{\psi}_c, \dot{\psi}_D$ uważane są za dodatnie, gdy powodują one zwiększenie odpowiednich kątów/ mierzonych od osi X- X/, i na odwrót.

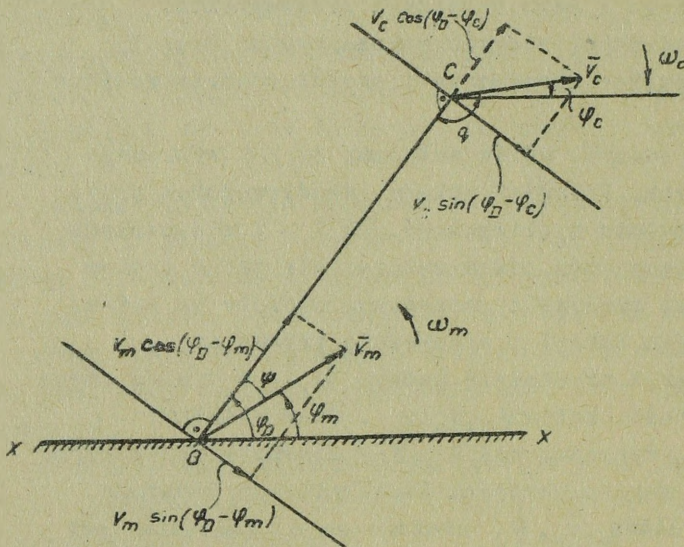
Prędkości ω_c i ω_m są dodatnie, jeżeli prowadzą do zwiększenia kątów ψ_c i ψ_m .

Rzuty wektorów prędkości \bar{v}_m i \bar{v}_c na prostą prostopadłą do linii odległości, uważane są jako dodatnie, jeżeli działają one na zwiększenie odpowiednich kątów. Na przykład, gdy rzut wektora prędkości \bar{v}_m , równy $v_m \sin/\psi_D - \psi_m /$ powoduje zwiększenie kąta ψ_m , to bierze się ten rzut ze znakiem "plus" /rys. 2/, a jeżeli działać on będzie w kierunku zmniejszenia tego kąta, to będzie miał znak "minus". Zasady te rozciągają się również na określenie znaku rzutu wektora prędkości lotu celu w stosunku do kąta

ψ_c

Analogicznie z powyższą zasadą rzuty wektorów prędkości \bar{v}_m i \bar{v}_c na linię odległości uważane są za dodatnie, jeżeli prowadzą one do zwiększenia odległości i ujemne, jeżeli odległość się zmniejsza.

Należy mieć na uwadze to, że bezwzględna wartość prędkości zmiany odległości jest równa wartości prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego do celu V_D , lecz znaki tych wielkości są przeciwne.



Rys. 2. Schemat wyboru układu współrzędnych.

Wykorzystując oznaczenia, zastosowane na rys. 2, będziemy mieli:

- $\dot{D} = \frac{dD}{dt}$ - prędkość zmiany odległości;
- $\omega_c = \dot{\psi}_c = \frac{d\psi_c}{dt}$ - prędkość kątowna celu podczas manewru;
- $\omega_m = \dot{\psi}_m = \frac{d\psi_m}{dt}$ - prędkość kątowna zakrętu samolotu myśliwskiego;
- $\omega_D = \dot{\psi}_D = \frac{d\psi_D}{dt}$ - prędkość kątowna linii odległości.

Kąt kursowy q celu związany jest z kątami ψ_D i ψ_C zależnością:

$$q = 180^\circ - / \psi_D - \psi_C / , \quad / 1 /$$

a jego pochodna -

$$\frac{dq}{dt} = \dot{q} = \dot{\psi}_c - \dot{\psi}_D .$$

Analogiczne zależności można napisać dla kąta wprowadzenia i jego pochodnej:

$$\begin{aligned} \psi &= \psi_D - \psi_m , & / 2 / \\ \dot{\psi} &= \dot{\psi}_D - \dot{\psi}_m . \end{aligned}$$

Stosując powyższe zasady znaków poszczególnych wielkości, można napisać kinematyczne równania ruchu samolotu myśliwskiego:

$$D = -v_m \cos / \varphi_D - \varphi_m / + v_c \cos / \varphi_D - \varphi_c / , / 3 /$$

$$\dot{\varphi}_D = -\frac{1}{D} [v_m \sin / \varphi_D - \varphi_m / - v_c \sin / \varphi_D - \varphi_c /] . / 4 /$$

Przy kinematycznym rozwiązywaniu zadania ruchu samolotu myśliwskiego, należy równania / 3/ i /4/ zewrzeć w układ przez dołączenie równania, określającego przyjęte zasady lotu samolotu myśliwskiego. Takim równaniem może być zależność zmiany kąta wyprzedzenia.

Wzór na $\dot{\psi}$ w ogólnym przypadku można napisać następująco:

$$\dot{\psi} = -\frac{1}{D} [v_m \sin / \varphi_D - \varphi_m / - v_c \sin / \varphi_D - \varphi_c / - \dot{\varphi}_m] 5 /$$

Konkretne wyrażenie dla określania $\dot{\psi}$ zależy od metody naprowadzania samolotu myśliwskiego.

W szczególnym przypadku, na przykład podczas lotu po krzywej pościgu, warunkiem zawierającym kinematyczny układ równań może być:

$$\psi = \varphi_D - \varphi_m = 0,$$

a przy zbliżeniu równoległym:

$$\dot{\varphi}_D = \omega_D = 0, \quad \sin \psi = \frac{v_c}{v_m} \sin q \quad \text{itd.}$$

Równania / 3/, /4/ i / 5/ wygodnie jest, wykorzystując zależności /1/ i / 2/, przedstawić w następującej postaci:

$$\left. \begin{aligned} D &= - [v_m \cos \psi + v_c \cos q] , \\ \dot{q} &= \frac{1}{D} [v_c \sin q - v_m \sin \psi] + \omega_c , \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{D} [v_m \sin \psi - v_c \sin q] - \omega_m \end{aligned} \right\} / 6 /$$

Pierwsze równanie układu / 6/ określa zależność zmiany odległości do celu, drugie - zależność zmiany kąta

kursowego celu, a trzecie - zależność zmiany kąta wyprzedzenia α

Możliwość lotu samolotu myśliwskiego po tym lub innym torze można ocenić na podstawie wielkości występujących nadwyżek przeciążenia /lub normalnych przyspieszeń/, które określa się w ogólnym przypadku według wzoru:

$$n_j = \frac{I}{g} = \frac{v_m \cdot \omega_m}{g} \quad / 7 /$$

Układ równań /6/ i wyrażenie /7/ można łatwo rozwiązać przy pomocy maszyn matematycznych, a dla szeregu warunków szczególnych - metodą numeryczną.

Wykorzystując równania /6/ i /7/ można przeanalizować lot samolotu myśliwskiego na wszystkich etapach walki powietrznej: przy wyjściu na krzywe zbliżenia i celowania, podczas lotu po tych krzywych, a także przy wyjściu z ataku.

Skuteczność strzelania zależy w znacznym stopniu od dokładności wyjścia samolotu myśliwskiego w położenie wyjściowe do ataku, od działania pilota przy wyjściu na krzywą celowania i na pozycji ogniowej. O ile lot samolotu myśliwskiego podczas zbliżania może być w pewnym stopniu dowolny, to już lot po krzywej celowania musi ściśle podlegać rozwiązaniu zadania strzelania.

Jak wiadomo, rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu raketami kierowanymi wymaga, aby raketa została odpalona w takim kierunku i z takiej odległości względem celu, przy których zapewnione będzie naprowadzenie jej na cel z nakazaną dokładnością. Dla rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu z działek lub raketami niekierowanymi, należy tak skierować broń względem celu, aby tor pocisku lub rakiety przechodził przez punkt wyprzedzenia.

x/Należy mieć na uwadze to, że w układzie równań /6/ znaki przed ω_m i ω_c /6/ otrzymane zostały dla przyjętych manewrów samolotu myśliwskiego i celu, jak na rys.2. Przy innym schemacie walki należy w układzie równań /6/ przyjmując wartości ω_c ze znakiem zgodnym z manewrem celu /wg zmiany ψ_c /, a znak ω_m określić zgodnie z metodą naprowadzenia / wg zmiany ψ_m /. Jednym słowem, w wypadku gdy kierunki manewrów są odwrotne niż na rys. 2., to we wzorach znaki przed ω_m i ω_c będą przeciwne do znaków, występujących w układzie równań /6/.

Tak więc, położenie samolotu myśliwskiego względem celu przed strzelaniem jest ściśle określone warunkami rozwiązania zadania celowania. A ponieważ warunki strzelania w walce powietrznej zmieniają się ustawicznie, dlatego i położenie samolotu myśliwskiego musi stale się zmieniać, co uzyskuje się przez stosowanie odpowiedniego manewru. Manewr samolotu realizuje się według danych, wypracowanych przez obliczeniową część systemu celowniczego.

Stąd wniosek, że lot samolotu myśliwskiego musi przed strzelaniem odbywać się po ściśle określonym torze/ w większości wypadków krzywoliniowym/.

Tor lotu samolotu myśliwskiego, po którym lecąc może on przeprowadzać ciągle celowanie i strzelanie, nazywa się krzywą celowania.

Konieczność lotu po krzywej celowania stanowi podstawowe ograniczenie manewru atakującego samolotu myśliwskiego.

Charakter krzywej celowania zależy od tego, z jakiego samolotu myśliwskiego, przy użyciu jakiego systemu celowniczego i jakimi środkami rażenia wykonuje się strzelanie.

Ściśle mówiąc, dla każdej konkretnej kombinacji: samolot myśliwski - celownik - środek rażenia, istnieje swoista krzywa celowania, swoiste wymogi w stosunku do warunków lotu samolotu myśliwskiego. Wystąpią różne krzywe celowania podczas strzelania z samolotu myśliwskiego MiG-21f-13 przy pracy celownika ASP -5nd w położeniu wyłącznika na "Nieruchome/ "Niepod"/ i w położeniu "Giro", podczas celowania i odpalania rakiet R-3s z wykorzystaniem celownika RP -21, podczas celowania i strzelania rakietami niekierowanymi i z działek z wykorzystaniem celownika typu ASP-5, pracującym w reżymie "Giro" itd.

Krzywą celowania można zbudować przy uwzględnieniu ruchu samolotu myśliwskiego i celu względem powietrza

/ w bezwzględny układzie współrzędnych/ lub przy uwzględnieniu ruchu samolotu myśliwskiego względem samolotu -celu / we względnym układzie współrzędnych/.

Zadanie zbudowania krzywej celowania sprowadza się do rozpatrzenia następującego zagadnienia.

W początkowym momencie atakujący samolot myśliwski znajduje się w określonym położeniu względem celu. Dane są prędkości lotu samolotu myśliwskiego i celu. Należy określić, po jakiej krzywej powinien przemieszczać się samolot myśliwski /środek masy samolotu myśliwskiego/, aby rakietą kierowaną wyszła po odpaleniu na tor naprowadzania i następnie kontynuowała lot do celu, a rakietą niekierowaną /pocisk/ wyszłaby w punkt wyprzedzenia.

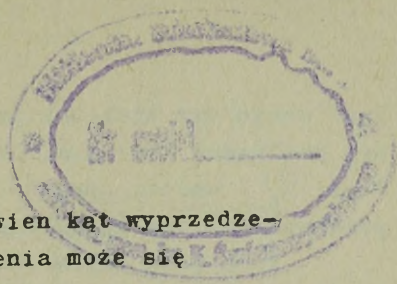
W rzeczywistości równania ruchu samolotu, odpowiadające postawionym warunkom stają się bardzo skomplikowane i oprócz położenia wyjściowego samolotu myśliwskiego i celu, zależą również od wielu innych czynników /danych taktyczno-technicznych samolotu, wysokości lotu, manewru celu itd/.

Przy określaniu racjonalnych warunków zastosowania bojowego broni, możliwe często bywa ograniczenie się do uproszczonego sposobu rozwiązania zadania, wykorzystując kinematyczne równania ruchu samolotu/ układ równań 6/. Uproszczone rozwiązanie zadania jest dopuszczalne również i z tych powodów, że podczas lotu bojowego samolotu myśliwskiego krzywa celowania wykonywana jest przez samolot z pewnym przybliżeniem, występują błędy celowania i pilotowania, odpalenie rakiet kierowanych możliwe jest z mniejszą dokładnością rozwiązania zadania celowania, niż przy strzelaniu raketami niekierowanymi, ponieważ są one w stanie skorygować dość duże błędy celowania itd.

Wychodząc z powyższego, wszystkie krzywe celowania można umownie podzielić na dwie grupy:

- pierwsza - podczas celowania i strzelania wektor prędkości samolotu myśliwskiego jest skierowany w cel /krzywe pościgu/;

- druga - podczas lotu samolotu myśliwskiego na krzywej celowania, wektor prędkości samolotu myśliwskiego



odchylony jest od linii odległości o pewien kąt wyprzedzenia ψ_{obl} ; w wypadku ogólnym kąt wyprzedzenia może się zmieniać w zależności od warunków strzelania.

Do pierwszej grupy można zaliczyć krzywe celowania przy strzelaniu raketami kierowanymi typu R-3s/ z samolotu MiG -21f -13, gdzie odpalenie raket następuje przy ustawieniu celownika ASP- 5 nd w położenie "Niepod", przy strzelaniu raketami R-3s z samolotu MiG-21pf i wykorzystaniu celownika RP-9-21 lub RP -21/, a także odpaleniu raket typu RS-2u z samolotu myśliwskiego MiG- 19 pm.

Do drugiej grupy zaliczają się krzywe celowania podczas lotu samolotu myśliwskiego na torze zbliżenia równoległego lub w jego pobliżu.

Rozpatrzmy kolejno określenie możliwych warunków strzelania, wychodząc z przyjętego podziału krzywych celowania.

§ 2. KRZYWE CELOWANIA W WARUNKACH SKIEROWANIA WEKTORA PRĘDKOŚCI SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO NA CEL.

1. GRAFICZNO- ANALITYCZNE SPOSOBY BUDOWY KRZYWYCH CELOWANIA.

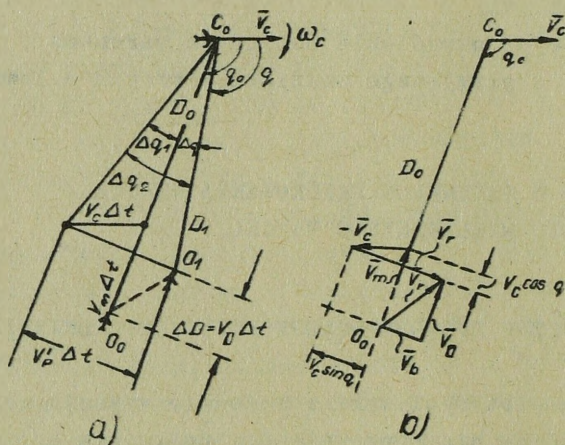
Założmy, że samolot myśliwski w momencie wyjścia na krzywą celowania znajduje się w punkcie O_3 / patrz rys.1/. Wektor prędkości samolotu myśliwskiego \bar{V}_m skierowany jest w cel. Wzajemne położenie samolotu myśliwskiego i celu ustalone jest przez kąt kursowy q_0 i odległość D_0 . Należy określić, jak będzie się przemieszczał samolot myśliwski /środek masy samolotu myśliwskiego/ w stosunku do celu, aby zapewnić możliwość wykonania strzelania wycelowanego. Na rys. 3, a przedstawione jest we względnym układzie współrzędnych, przywiązanych do celu, wzajemne położenie samolotu myśliwskiego i celu w momencie początku lotu po krzywej celowania / O_0 i C_0 / oraz po upływie pewnego odstępu czasu Δt /punkty O_1 i C_0 /. Cel wykonuje manewr, skręcając w stronę samolotu myśliwskiego. Na rys. 3, a kierunek manewru pokazany jest strzałką. Na rys. 3, b przedstawiony

jest wektorowy wielobok prędkości z rozłożeniem względnej prędkości lotu samolotu myśliwskiego \vec{V}_r na dwie składowe: \vec{V}_p' - wektor prędkości poprzecznej i \vec{V}_D - wektor prędkości zmiany odległości.

Ruch celu można rozpatrywać, z jednej strony, jako ruch postępowy z prędkością V_c , a z drugiej strony - uwzględnić jego zakręt przez obrót układu współrzędnych z prędkością kątową ω_c , równą:

$$\omega_c = \frac{g \cdot n_j}{V_c}$$

gdzie: n_j - nadmiar przeciążenia celu występujący podczas jego manewru;
 g - przyspieszenie siły ciężkości.



Rys. 3. Wzajemne położenie samolotu myśliwskiego i celu w chwili rozpoczęcia lotu po krzywej celowania.

W wyniku manewru celu, linia odległości $O_0 C_0$ będzie się obracać. Poprzeczna prędkość linii odległości /wynikłej ze względu na ω_c / będzie równa iloczynowi bieżącej odległości do celu D przez prędkość kątową celu podczas manewru. Oznaczając tę prędkość poprzeczną przez V_p' , otrzymamy:

$$\bar{v}'_p = \omega_c \cdot D .$$

Wektor \bar{v}'_p leży w płaszczyźnie ataku, skierowany jest prostopadłe do linii odległości i wskazuje kierunek, odwrotny do kierunku obrotu wektora \bar{v}_c .

Stosując układ równań /6/ i uwzględniając, że $\psi = 0$, można napisać kinematyczne równania ruchu samolotu myśliwskiego podczas ataku do celu manewrujący:

$$\left. \begin{aligned} \dot{D} &= - [v_m + v_c \cos q] , \\ \dot{q} &= \frac{v_c}{D} \sin q - \omega_c , \\ \omega_m &= \frac{v_c}{D} \sin q . \end{aligned} \right\} / 8 /$$

Bezwzględna prędkość kątowna obrotu wektora \bar{v}_m w przestrzeni $x/$, konieczna podczas lotu po krzywej celowania. równa jest prędkości kątownej obrotu promienia wektora \bar{D} w przestrzeni ω_D , ponieważ wektor prędkości samolotu myśliwskiego powinien być przez cały czas skierowany na cel. Porównując drugie i trzecie równanie układu równań /8/ zauważymy, że:

$$\omega_m = -\frac{dq}{dt} + \omega_c ,$$

czyli, bezwzględna prędkość kątowna samolotu myśliwskiego równa jest sumie dwóch prędkości kątowych: względnej prędkości kątownej $-\frac{dq}{dt}$ oraz prędkości kątownej zakrętu celu ω_c .

Dzieląc pierwsze równanie układu /8/ przez równanie drugie z tego układu, oraz uwzględniając wartość bezwzględnej prędkości kątownej zakrętu samolotu myśliwskiego, otrzymamy równanie różniczkowe krzywej celowania podczas

x/Przy przyjętych założeniach, a mianowicie: wektor \bar{v}_m jest stale skierowany w cel lub tworzy z kierunkiem na cel pewien stały kat ψ .

manewru celu

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m + V_c \cos q}{\omega_m - \omega_c} \quad / 9 /$$

Wzór / 9 / otrzymano dla wypadku manewru w celu w stronę samolotu myśliwskiego. Jeżeli cel wykonuje zakręt w stronę przeciwną od samolotu myśliwskiego, to w mianowniku wzoru /9/ należy brać znak "plus". Jeśli cel nie wykonuje żadnego manewru $\omega_c = 0$, to układ równań upraszcza się i przyjmuje postać:

$$\left. \begin{aligned} \dot{D} &= - / V_m + V_c \cos q / , \\ \dot{q} = \omega_D = \omega_m &= \frac{V_c \sin q}{D} . \end{aligned} \right\} / 10 /$$

Należy zwrócić uwagę na to, że wzór na określenie bieżącej wielkości prędkości katowej zakrętu samolotu myśliwskiego w przestrzeni, potrzebnej dla lotu tego samolotu po krzywej celowania $\omega_m = \frac{V_c}{D} \sin q$ ma tę samą postać zarówno przy manewrze celu jak i bez manewru. Nie mniej zasady zmiany odległości i kąta kursowego są zupełnie różne w tych dwóch wypadkach i dlatego bezwzględne wartości ω_m będą się różniły.

Na podstawie układu równań /10/ można otrzymać równanie różniczkowe krzywej celowania podczas strzelania do celu manewrującego:

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m + V_c \cos q}{\omega_m} \quad / 11 /$$

Całkując równania /9/ i /11/, otrzymuje się prosta zależność D jako funkcje q i można wówczas zbudować krzywe celowania dla dowolnie przyjętych warunków strzelania powietrznego.

Znacznie prościej można jednak otrzymać krzywe celowania sposobem graficzno-analitycznym, względnie znaleźć

$D/t/$ i $q/t/$ przy pomocy elektronowych maszyn matematycznych, wykorzystując w tym celu dwa pierwsze równania układu równań /8/ lub /10/.

Dla zbudowania krzywych celowania sposobem graficzno-analitycznym skorzystamy z równań wektorowych:

- przy strzelaniu do celu niemanewrującego /rys. 4, a/

$$\bar{V}_r = \bar{V}_m - \bar{V}_o, \quad /12/$$

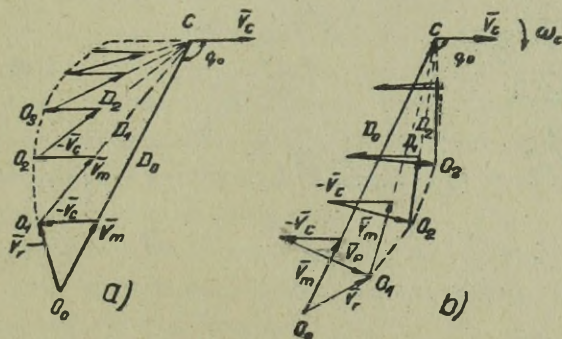
- przy strzelaniu do celu manewrującego /rys. 4, b/

$$\bar{V}_r = \bar{V}_m - \bar{V}_o - \bar{V}'_p. \quad /13/$$

Metodyka zbudowania krzywych celowania sposobem graficznym przedstawiona jest na rys.4. Podamy kilka uwag dotyczących wypadku strzelania do celu manewrującego /rys.4, b/.

Dla zbudowania krzywych celowania sposobem graficznym należy przede wszystkim przyjąć początkowe warunki ataku:

$D_0, q_0, V_m, V_c, \omega_c$. Następnie według wartości D_0 i q_0 rysuje się w przyjętej skali wzajemne położenie samolotu myśliwskiego i celu/ punkty O_0 i C na rys. 4, b/. Zakładając, że V_m, V_c i ω_c mają w czasie lotu po krzywej celowania wartości stałe, znajduje się konstrukcją graficzną wektor względnej prędkości lotu samolotu myśliwskiego $\bar{V}_r = \bar{V}_m - \bar{V}_o - \bar{V}'_p$. Kierunek wektora \bar{V}'_p określa się według następującej zasady: wektor \bar{V}'_p jest zawsze prostopadły do linii odległości, a jego zwrot powoduje obrót linii odległości w przeciwną stronę niż zakręt celu. Koniec wektora \bar{V}_r określa położenie samolotu myśliwskiego w stpsunku do celu po upływie 1 sek. lotu. Łącząc punkt O_1 z celem, otrzymamy nową bieżącą odległość D_1 . W dalszym ciągu prowadzi się analogiczną konstrukcję.



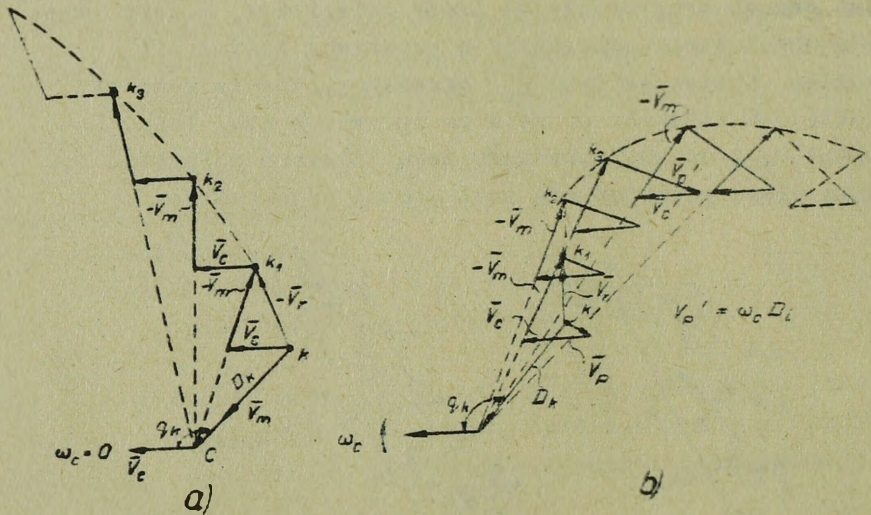
Rys. 4. Budowa krzywych celowania /prosta/: a/cel nie manewruje; b/ cel manewruje.

Łącząc punkty $C_0, C_1, C_2 \dots C_4$ płynną krzywą, otrzymamy tor lotu samolotu myśliwskiego względem celu/ we względnym układzie współrzędnych/.

Budowa krzywych celowania, przedstawiona na rys.4 nazywana jest ogólnie budowa prosta /od samolotu myśliwskiego do celu/, jednak często wymagane jest zbudowanie krzywej celowania od przyjętego punktu w kierunku przeciwnym. W tym celu wykorzystuje się przekształcone równania wektorowe /12/ i /13/:

$$\left. \begin{aligned} -\bar{V}_R &= -\bar{V}_m + \bar{V}_c, \\ -\bar{V}_R &= -\bar{V}_m + \bar{V}_c + \bar{V}_P'. \end{aligned} \right\} /14/$$

Na rys. 5 przedstawiony jest przykład odwrotnej budowy krzywych celowania.



Rys. 5. Graficzna budowa krzywych celowania/odwrotna/

2. OGÓLNE WŁAŚCIWOŚCI KRZYWYCH CELOWANIA

Analiza równań ruchu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu, pozwala stwierdzić szereg właściwości krzywych celowania, istotnych dla określenia możliwych warunków zastosowania bojowego broni.

Przed wszystkim należy stwierdzić, że krzywe celowania mogą być bardzo różnorodne, a postać konkretnej krzywej zależy od kierunku ataku, stosunku prędkości v_m i v_c oraz od charakteru manewru celu. Na rys. 6 przedstawione są przykłady względnych krzywych celowania dla różnych warunków strzelania. Ważną właściwością krzywych celowania jest to, że przeważająca ich większość jest krzywolinijna, czyli podczas lotu po tych krzywych samolot myśliwski podlega działaniu przeciążenia. Wielkość krzywizny krzywych celowania może być bardzo różna, a z tego wynika, że i występujące podczas lotu przeciążenie również będzie różne. Ponieważ pilotowanie samolotu po krzywej celowania można wykonywać z przeciążeniem nie przekraczającym określonej granicznej wartości, to stąd wniosek, że nie po wszystkich krzywych celowania lub nie po wszystkich ich częściach będzie można wykonywać lot.

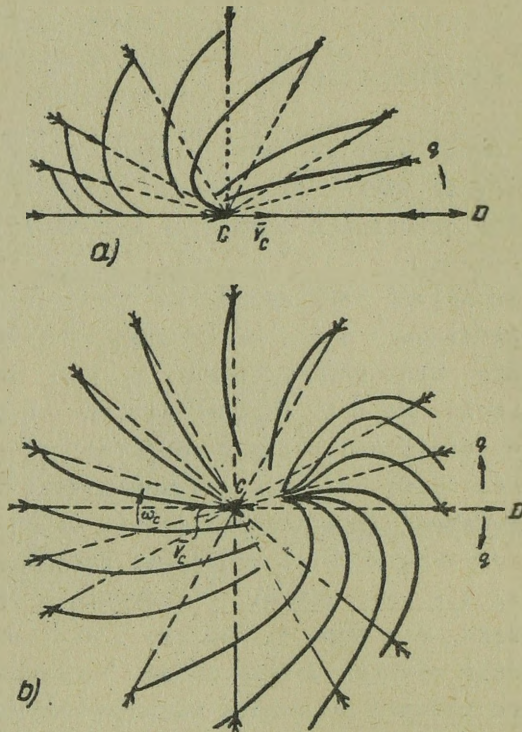
Ważną właściwością jest to, że podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania bez przerwy zmienia się kąt kursowy celu. Zasada zmiany tego kąta zależy od kierunku ataku, oraz intensywności i charakteru manewru celu.

W związku z tym, rozpatrując warunki zastosowania broni należy rozróżniać początkowy, bieżący i końcowy kąt kursowy celu.

W przeważającej większości wszystkie krzywe celowania kończą się wyjściem w ogon celu.

Wreszcie ważne znaczenie ma to, że krzywe celowania przy jednakowych innych warunkach charakteryzują się podobnymi właściwościami, a mianowicie:

- kształt krzywej celowania nie zależy od bezwzględnych wartości prędkości lotu samolotu myśliwskiego i celu / v_m i v_c /, lecz jedynie od ich stosunku / $k = v_m/v_c$ /;



Rys.6. Ogólna postać krzywych celowania: a/ cel nie manewruje, b/ cel manewruje.

- przy stałym stosunku prędkości k , czas lotu po krzywej celowania zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do wielkości prędkości celu. Stąd wniosek, że wraz ze wzrostem prędkości lotu przy niezmiennych pozostałych warunkach strzelania, ataki stają się coraz bardziej i bardziej krótkotrwałe;

- przy przyjętym stosunku prędkości i wykreślonej krzywej celowania można przez zmianę odległości dla bieżących kątów kursowych zbudować tyle innych dowolnych krzywych celowania, ile razy będzie zmieniać się odległość w położeniu wyjściowym;

- czas lotu po krzywej celowania od jednej przyjętej wartości kąta kursowego q_1 do innej przyjętej wartości q_{i+1} jest wprost proporcjonalny do zmiany odległości początkowej:

- zwiększenie prędkości lotu samolotu myśliwskiego przy przyjętej prędkości lotu celu powoduje zwiększenie przeciążeń występujących w czasie lotu po krzywej celowania.

Cel może zerwać celowanie wykonywane przez samolot myśliwski, stosując określony manewr. Możliwość zerwania celowania zależy od odległości rozpoczęcia manewru, kąta kursowego i intensywności manewru. Dla zerwania ataku przy jednej i tej samej intensywności manewru ważną rolę odgrywa moment rozpoczęcia manewru.

3. WARUNKI LOTU PO KRZYWYCH CELOWANIA

Lot samolotu myśliwskiego po krzywej celowania możliwy jest w warunkach, gdy wielkość powstałego podczas lotu przeciążenia nie przekroczy wartości granicznie dopuszczalnej. Przeciążeniem granicznie dopuszczalnym nazywa się takie przeciążenie, przy którym pilot jest jeszcze w stanie normalnie prowadzić samolot i wykonywać ciągle celowanie do celu. Przeciążenie to oznacza się n^* .

Wartość granicznie dopuszczalnego przeciążenia zależy od wytrzymałości fizjologicznej pilota i właściwości manewrowych samolotu na różnych wysokościach. Konkretną wartość n^* określa się dla danej konstrukcji samolotu myśliwskiego, jego prędkościami i warunkami lotu, a przeciętnie można przyjmować: w locie na stałym pułapie samolotu $/H_p/$ $n^* = 1$; w pobliżu pułapu $H_p - 1,5-2/km$ graniczne przeciążenie waha się od 1,2 do 2; na wysokościach mniejszych od wymienionych¹ do 8 - 10 km, $n^* \approx 2 - 3$; na wysokościach mniejszych niż 8 km, $n^* = 4$.

Pierwsze trzy ograniczenia związane są z aerodynamiką samolotu, pozostałe - z wytrzymałością fizjologiczną pilota.

Wymienione powyżej graniczne wartości przeciążeń w szeregu wypadków sytuacji bojowej nie będą mogły być spełnione z innych przyczyn, nie zależnych od samolotu i od pilota. Takimi przyczynami mogą być:

OGRANICZENIA, ZWIĄZANE Z SYSTEMEM CELOWNICZYM. Na przykład celowanie i prowadzenie ognia towarzyszącego przy pomocy celownika typu ASP-5nd z ustawieniem jego pracy na "Giro" możliwe jest tylko przy przeciążeniach, mniejszych od trzech / $n^* \leq 3$ /. W celownikach z niestabilizowaną strefą obserwacji podczas lotu z dużymi przechyłami, cel może wyjść ze strefy obserwacji lub znaleźć się w części ekranu wskaźnika, zaświeconej przez zakłócenia od ziemi. Tak więc, n^* określa się. γ_{max}^*

OGRANICZENIA, ZWIĄZANE Z KONKRETNYM UZBROJENIEM SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO. Na przykład, przy strzelaniu raketami R-3s z samolotu MiG - 21f-13 lub MiG-21pf przeciążenie aerodynamiczne nie powinno przekraczać:

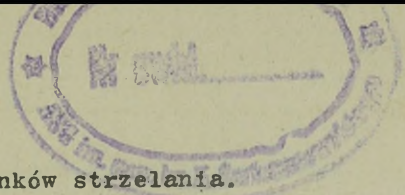
- przy wysokości lotu ponad 14 km - 1,6
- przy wysokości lotu poniżej 14 km - 2.

Podobne ograniczenia mogą być nałożone na lot każdego innego samolotu przy odpaleniu innych rakiet.

Tak więc, w szeregu wypadków, wychodząc z charakterystyki lotnej samolotu myśliwskiego i wytrzymałości fizjologicznej pilota, można byłoby wykonywać atak z większym przeciążeniem, to jednak możliwości rakiet R-3s z głowicami na podczerwień i systemu celowniczego RP-9-21/lub ASP -5nd/ nie zezwalają na pilotowanie samolotu z n^* i wymagają zmniejszenia przeciążenia podczas lotu po krzywej celowania.

OGRANICZENIA, ZWIĄZANE Z WARUNKAMI LOTU SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS STRZELANIA. Na przykład podczas lotu nocnego, w trudnych warunkach atmosferycznych, w składzie grupy itp. należy zmniejszać przeciążenie do wartości, mniejszej od n^*

W celu ustalenia możliwości lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowanie należy określić wartość przeciążenia jakie wystąpi podczas lotu i porównać ją z wartością



granicznie dopuszczalną dla danych warunków strzelania.

W wypadku gdy $n \leq n^*$, to lot jest możliwy, ale gdy $n > n^*$, to pilotowanie samolotu myśliwskiego na danej krzywej celowania lub jej części nie jest możliwe.

Potrzebne przeciążenie, jakie wystąpi podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania, można określić według wzoru /7/, który z uwzględnieniem warunku $\psi = 0$ przyjmie postać:

$$n_j = \frac{\omega_m V_m}{g} = \frac{V_c V_m}{g D} \sin \alpha . \quad /15/$$

Przy badaniu zagadnień, związanych z określaniem warunków lotu samolotu myśliwskiego podczas strzelania, zamiast wartości nadmiarów przeciążenia stosuje się niekiedy wartości przeciążeń aerodynamicznych lub kątów przechyłu samolotów podczas manewru.

Nadmiar przeciążenia związany jest odpowiednimi zależnościami z przeciążeniem aerodynamicznym i kątem przechyłu. Związki między tymi wielkościami zależą od usytuowania płaszczyzny ataku.

Rozpatrzmy typowe wypadki^{x/}.

STRZELANIE PODCZAS LOTU W PŁASZCZYŹNIE POZIOMEJ LUB BLISKIEJ JEJ:

$$\left. \begin{aligned} n_j &= \sqrt{n^2 - 1} , \\ n_j &= \operatorname{tg} \gamma_m , \\ n &= \frac{1}{\operatorname{cos} \gamma_m} , \end{aligned} \right\} \quad /16 /$$

gdzie: n - przeciążenie aerodynamiczne;

γ_m - kąt przechyłu samolotu myśliwskiego podczas manewru.

STRZELANIE PODCZAS LOTU W PŁASZCZYŹNIE PIONOWEJ LUB BLISKIEJ JEJ:

$$n_j = |n| \pm \operatorname{cos} \lambda , \quad /17/$$

^{x/}Ponieważ związek między n_j i n rozpatrywany jest w programie "Aerodynamika samolotu", dlatego wzory przedstawia się tu bez dowodu.

gdzie: znak " plus" odpowiada strzelaniu z tyłu z dołu, lub z przodu z góry, a znak "minus" - z przodu z dołu lub z tyłu z góry; należy uwzględnić bezwzględna wielkość przeciążenia aerodynamicznego.

Przy atakowaniu w dowolnej płaszczyźnie, obliczenie sadmiaru przeciążenia jest znacznie trudniejsze, a otrzymane wzory są dość skomplikowane. Z tego powodu w praktyce bardzo rzadko w zadaniach bojowego zastosowania uzbrojenia rozpatruje się lot samolotu myśliwskiego w dowolnej płaszczyźnie.

Jak wynika z otrzymanych wzorów, określenie przeciążenia dla każdego punktu krzywej celowania, nawet w prostych wypadkach strzelania, związane jest z dużą ilością obliczeń. I dlatego przy ustalaniu możliwości lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania znajduje się granicę s t r e f y d u ż y c h p r z e c i a ż e n i t j. część przestrzeni, w której samolot myśliwski doznawać będzie podczas lotu przeciążenia większego od granicznego. Charakter granicy strefy dużych przeciążeń zależy od usytuowania płaszczyzny, w której wykonuje się atak celu. Dla określenia granicy strefy dużych przeciążeń dla każdego kąta kursowego celu znajduje się odległości, przy których wielkość potrzebnego przeciążenia, występującego podczas lotu po krzywej celowania osiąga wartość graniczną $n = n^*$. Zazwyczaj podobne zadanie rozwiązuje się dla różnych płaszczyzn ataku.

Aby określić granicę strefy dużych przeciążeń, należy przekształcić wzór /15/ względem odległości /D/ przyjmując

$$n_j = n_j^* :$$

$$D = \frac{v_m v_c}{g n_j^*} \sin \alpha \quad / 18 /$$

Uwzględniając zależność między przeciążeniami n i n_j można napisać wzory, określające granicę strefy dużych przeciążeń podczas lotu w różnych płaszczyznach /według przeciążenia aerodynamicznego n^* /:

- strzelanie w płaszczyźnie poziomej

$$D = \frac{v_m v_c}{g \sqrt{n^{*2} - 1}} \sin \alpha \quad / 19 /$$

- strzelanie w płaszczyźnie pionowej

$$D = \frac{V_m V_c}{g \left[|n^*| \pm |\cos q| \right]} \sin q . \quad /20/$$

Należy zwrócić uwagę na to, że w odróżnieniu od wzoru /17/ bierze się we wzorze /20/ bezwzględną wartość $\cos q$. Jest to konieczne, ponieważ λ zawsze jest mniejszy od 90° , i $\cos \lambda$ będzie zawsze dodatni; kąt kursowy q zmienia się od 0 do 180° , a $\cos q$ może przyjmować wartości dodatnie i ujemne.

Graficzne zbudowanie strefy dużych przeciążeń dla strzelania w płaszczyźnie poziomej i pionowej nie jest trudne.

Granica strefy dużych przeciążeń przy strzelaniu w płaszczyźnie poziomej jest okrąg koła o promieniu, równym

$$r = \frac{V_m V_c}{2 g \sqrt{n^2 - 1}} , \quad /21/$$

i styczny w punkcie C do linii drogi celu /rys.7, a/.

Granica strefy dużych przeciążeń przy strzelaniu w płaszczyźnie pionowej nie jest okręgiem koła, a jej konstrukcję wykonuje się według /rys.7, b/ punktów zależności D/q .

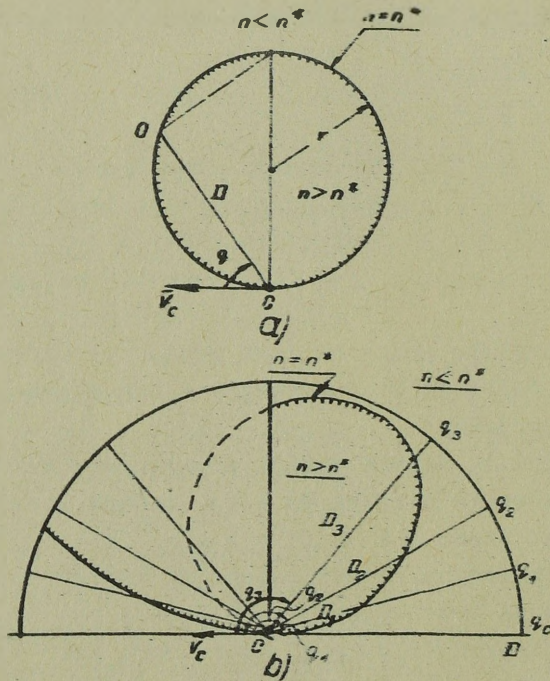
Na rysunku linią przerywaną pokazana jest granica strefy dla wypadku, jeśli samolot byłby pilotowany z przeciążeniem dodatnim/ lot odwrócony/.

Po znalezieniu granicy strefy dużych przeciążeń, buduje się często krzywą celowania styczną do niej, będącą szczególnym przypadkiem tak zwaną g r a n i c z n ą k r z y w ą c e l o w a n i a . Graniczna krzywa celowania dzieli przestrzeń wokół celu na dwie części^{x/}. Po jednej jej stronie znajdują się krzywe celowania, które mogą być wykorzystywane do strzelania na całej swojej długości/przechodzą przez strefę możliwych strzelań/, a po drugiej stronie - krzywe, po których wykonując lot strzelanie jest z tych lub innych powodów niemożliwe.

x/ Przy rozpatrywaniu zagadnienia na płaszczyźnie.

Krzywa celowania, styczna do granicy strefy dużych przeciążeń, dzieli krzywe pościgu na takie, po których lecąc wystąpi $n < n^*$, oraz na takie, gdzie przeciążenie może być większe od granicznego.

Mając ustaloną granicę strefy dużych przeciążeń dla tego lub innego przypadku, budowę granicznej krzywej celowania wykonuje się następującym sposobem. Przede wszystkim znajduje się kąt kursowy $/ q_k /$, określający kierunek na punkt styczności. W tym celu rozwiązuje się jednocześnie równania krzywej celowania i krzywej, ograniczającej strefę dużych przeciążeń. Wynik rozwiązania zależy od tego, w jakiej płaszczyźnie rozpatrywany jest



Rys.7. Strefa dużych przeciążeń:
a/ przy locie samolotu myśliwskiego w płaszczyźnie poziomej ;
b/ przy locie samolotu myśliwskiego w płaszczyźnie pionowej;

Dla celów praktycznych największe zastosowanie ma rozpatrzenie ataku w płaszczyźnie poziomej lub jej bliskiej.

W wypadku, kiedy cel nie manewruje, otrzymamy:

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m + V_c \cos q}{V_c \sin q} \cdot D ,$$
$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m V_c}{g \sqrt{n^2 - 1}} \cos q \quad x/$$

Przyrównując prawe strony równań i uwzględniając wzór /19/, otrzymamy:

$$\cos q_k = - \frac{V_m}{2 V_c} . \quad /22/$$

Graficzna budowa granicznej krzywej celowania nie jest trudna. Po zbudowaniu granicy strefy dużych przeciążeń i znalezieniu punkt styczności /k/, graniczną krzywą celowania buduje się według rozpatrzonej uprzednio metody w odwrotnym /od punktu k/ kierunku.

Powyżej rozpatrzony został szczególny wypadek budowy granicznej krzywej celowania, stycznej do granicy strefy dużych przeciążeń. W ogólnym i najczęściej w praktyce spotykanym wypadku buduje się graniczną krzywą celowania z takim wyliczeniem, aby samolot myśliwski znalazł się w strefie możliwych strzelań z uwzględnieniem wszystkich czynników, od których ona zależy /charakterystyki rakiety, systemu celowniczego i samolotu myśliwskiego/. Dlatego najpierw buduje się strefę możliwych strzelań, a potem rozpatruje zagadnienie jak powinien przemieszczać się samolot myśliwski, aby miał możliwość wykonania celowania i odpalenia rakiety/ strzelań z działek/. W tym celu, biorąc za podstawę strefę możliwych strzelań, wybiera się te lub inne warunki graniczne i w stosunku do nich buduje się graniczną krzywą celowania.

x/ Wzór otrzymany został przez zróżniczkowanie wyrażenia /19/ względem parametru q .

Przedłużając graniczną krzywą celowania na odległość większą od dozwolonej odległości odpalenia, otrzymamy granicę strefy możliwego zbliżania po krzywej pościgu. Ta metoda zbliżania jest szeroko stosowana w licznych wypadkach działań bojowych, na przykład przy wykorzystaniu celownika typu ASP- 5nd, systemów celowniczych RP-5, RP-21 w warunkach przemieszczenia się znacznika celu podczas zbliżania wzdłuż linii azymutu zerowego.

Podczas lotu po krzywej zbliżania nie ma takich sztywnych ograniczeń w wielkości przeciążenia granicznego. Możliwy i dopuszczalny jest tu lot na poszczególnych odcinkach z przeciążeniem większym od granicznie dopuszczalnego przy strzelaniu, lecz w chwili wyjścia na krzywą celowania warunki lotu podczas zbliżania powinny być bliskie do warunków lotu po krzywej celowania.

Największe znaczenie ma graniczna krzywa celowania podczas ataku celu manewrującego. Ten wypadek strzelania rozpatrzony zostanie bardziej szczegółowo.

4. OKREŚLANIE MOZLIWYCH WARUNKÓW STRZELANIA DO CELU MANEWRUJĄCEGO

Manewr obronny celu może być wykonywany przez zmianę kierunku lotu, a także przez zmianę prędkości i wysokości lotu po to, aby w największym stopniu utrudnić celowanie i strzelanie.

Możliwości manewrowe celu zależą od jego charakterystyk lotnych, obciążenia, wysokości lotu i innych czynników.

Możliwe warunki strzelania do celu manewrującego są charakteryzowane dość pogładowo przez strefę możliwego strzelania i możliwego zbliżenia. Jako granica tych stref służy graniczna krzywa celowania /krzywa pościgu/, zbudowana z uwzględnieniem manewru celu. Dla zbudowania granicznej krzywej celowania zarówno w tym wypadku, jak i przy strzelaniu do celu niemanewrującego, znajduje się współrzędne punktu styczności /k/ tej krzywej do krzywej, ograni-

czającej strefę dużych przeciążeń. x/

Rozwiązmy jednocześnie równania:

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{v_m + v_c \cos q_k}{\omega_m - \omega_c},$$

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{v_c}{\omega_m} \cos q_k.$$

Przyrównując prawe strony równań do siebie, otrzymamy:

$$\frac{v_c}{\omega_c} \cos q_k = - \frac{v_m + v_c \cos q_k}{\omega_m - \omega_c}.$$

skąd kąt kursowy q_k , określający kierunek na punkt styczności można znaleźć z wyrażenia:

$$\cos q_k = - \frac{\omega_m^* \cdot v_m}{v_c \sqrt{2\omega_m^* - \omega_c}}, \quad /23/$$

gdzie ω_m^* - graniczna prędkość kątowa samolotu myśliwskiego podczas manewru.

Otrzymały wzór odnosi się do wypadku manewru celu w stronę samolotu myśliwskiego w płaszczyźnie poziomej.

Jeżeli cel manewruje od samolotu myśliwskiego, to w mianowniku będzie znak "plus". W tym wypadku wartość q_k wzrośnie. Manewr celu nie stwarza wtedy praktycznie samolotowi myśliwskiemu żadnych trudności.

Wziąwszy punkt styczności za położenie wyjściowe, można zbudować graniczną krzywą celowania w kierunku prostym i odwrotnym. Konstrukcję tą wykonuje się graficznie z zastosowaniem równań wektorowych /13/ i /14/ lub przy wstępnym obliczeniu zależności D/t i q/t przy pomocy elektronowych maszyn liczących.

Na rys. 8 przedstawiona jest podstawowa postać granicznej krzywej celowania. Jeżeli samolot myśliwski będzie wykonywał lot po krzywej celowania, znajdującej się wewnątrz strefy ograniczonej krzywą 1, to cel, manewrując z przyjętą ω_c , nie będzie w stanie zerwać celowania i strzelania.

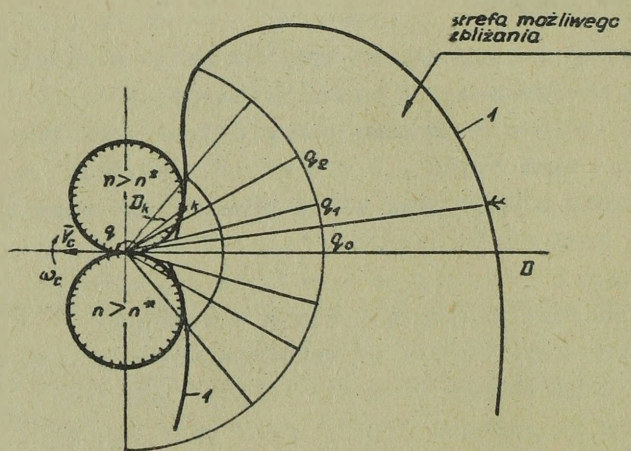
W wypadku, gdy samolot myśliwski znajduje się poza wskazaną

x/W ogólnym wypadku punkt, przez który przechodzi graniczna krzywa celowania, wybiera się z uwzględnieniem granicy strefy możliwego strzelania, zbudowanej z uwzględnieniem wszystkich czynników.

strefą, nie będzie mógł on wyjść na pozycję ogniową, a tym samym strzelanie zostanie zerwane. Wielkość strefy możliwego zbliżenia zależy od intensywności manewru celu i wielkości przeciążenia granicznego, z którym samolot może wykonywać lot po krzywej celowania.

Zwiększenie intensywności manewru celu prowadzi do zwężenia strefy możliwego zbliżania, a zwiększenie możliwego przeciążenia granicznego samolotu myśliwskiego zmniejsza skuteczność manewru obronnego celu.

Należy zaznaczyć, że istnieje dość szeroki zakres zmian parametrów wyjściowych, charakteryzujących lot samolotu myśliwskiego i celu, kiedy nie jest możliwe zastosowanie wzoru /23/.



Rys. 8 . Graniczna krzywa celowania podczas manewru celu.

W takich wypadkach, kiedy atakujący samolot myśliwski posiada lotno-taktyczne dane zbliżone do danych lotno-taktycznych celu, obliczenia wykonane według wzoru/23/ mogą dać wynik, przy którym $|\cos q_k| > 1$. Ponieważ jest to niemożliwe, zatem i w rozpatrywanych warunkach nie istnieją punkty styczności granicznej krzywej zbliżenia/ w przyjętej

metodzie/ z granicą strefy dużych przeciążeń. Dowolna krzywa zbliżenia i celowania będzie w ostatecznym wyniku przeci-
 nać strefę dużych przeciążeń. Z tego jednak nie wynika, że
 w ogóle nie można wejść w strefę możliwych strzelań. Dla
 zbudowania strefy możliwego zbliżenia w podobnych wypadkach
 zaleca się postępować następująco:

- zbudować strefę możliwych odpaleń rakiet dla rozpa-
 trywanych warunków /granice D_{max} , D_{min} i granice
 bocznej;

- zbudować strefę dużych przeciążeń dla samolotu
 myśliwskiego;

- od punktu przecięcia się linii D_{max} rakiety z
 granicą strefy dużych przeciążeń dla samolotu myśliwskiego
 /rakiety/ zbudować krzywą zbliżenia metodą odwrotną. W koń-
 cowym wyniku otrzymamy strefę możliwego zbliżenia.

W walce powietrznej z celem manewrującym bardzo ważne
 znaczenie dla samolotu myśliwskiego ma określenie w swoim
 czasie momentu rozpoczęcia i kierunku manewru celu. Często
 jednak, bez wskazania tego z ziemi, jest to trudne do wyko-
 nania, ponieważ na podstawie zobrazowania celu na ekranie
 radiolokacyjnego systemu celowniczego pilot nie ma możli-
 wości określenia początku manewru celu/ zmiana przechyłu
 przez cel, początek zakrętu lub zmiany prędkości i wysokości
 lotu/.

Jedynie w wypadku, kiedy cel wykona energiczny zak-
 ręt, to manewr ten zauważy pilot w wyniku zwiększonej prę-
 dkości przemieszczania się znacznika celu w jedną lub
 drugą stronę.

Dlatego samolot myśliwski z zasady opóźnia się z wykonaniem
 kontrmanewru. Dla skutecznego zastosowania broni ważnym
 jest, aby samolot myśliwski możliwie najszybciej wszedł na
 krzywą celowania w strefę możliwych strzelań, ponieważ
 wówczas ma on praktycznie całkowitą możliwość celowania i
 odpalania rakiet w dowolnych warunkach.

Podczas zbliżania się do celu, ważne znaczenie ma
 określenie przez pilota czy znajduje się on w strefie
 możliwego zbliżenia, czy poza tą strefą, a po określeniu -

zastosowanie wszelkich zabiegów dla najszybszego wejścia do strefy.

Przy stosowaniu radiolokacyjnych systemów celowniczych typu RP-21, oznaką znajdowania się samolotu myśliwskiego poza strefą możliwego zbliżania jest niemożliwość utrzymania znacznika celu na linii azymutu zerowego przy pilotowaniu samolotu z przeciążeniem mniejszym od granicznego. Aby nie utracić celu z pola widzenia celownika, pilot musi zwiększać przeciążenie. Znacznik celu dąży przez cały czas do zejścia w bok od linii azymutu zerowego/ w stronę swego zakrętu/. Na rys. 9 przedstawione są tory lotu samolotu myśliwskiego podczas ataku celu w wypadku:

- znacznik celu utrzymuje się na linii azymutu zerowego / $\psi = 0$, krzywa 1/;

- znacznik celu znajduje się z boku azymutu zerowego, po stronie przeciwnej do kierunku manewru celu/ lot z dodatnim kątem wyprzedzenia, krzywe 2 i 3./;

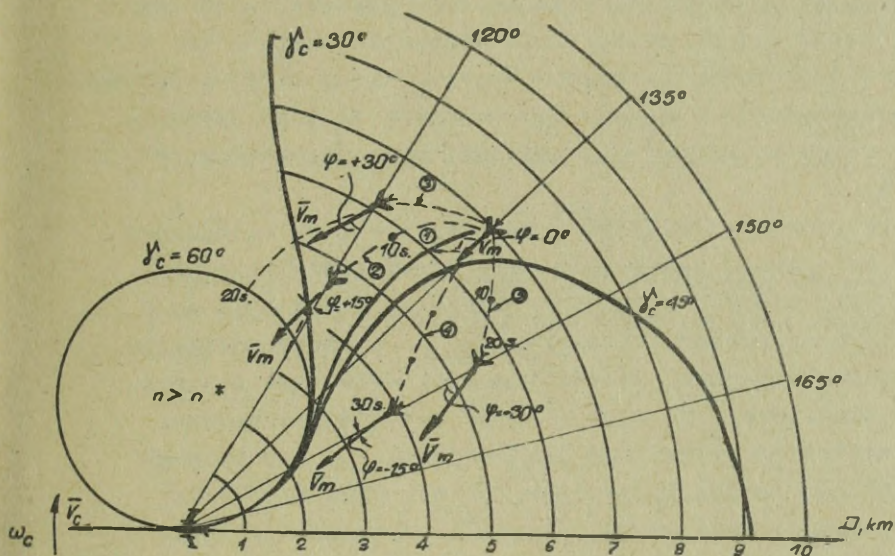
- znacznik celu przesunięty od azymutu zerowego w stronę manewru / lot z ujemnym kątem wyprzedzenia, krzywe 4 i 5/.

Znacznie łatwiej jest utrzymać cel z boku, po przeciwnej stronie do kierunku manewru celu/ lot z dodatnim ψ /, ale wówczas samolot myśliwski wchodzi w strefę dużych przeciążeń, gdzie niemożliwe jest wycelowane strzelanie.

Podczas lotu z ujemnym kątem wyprzedzenia, samolot myśliwski znajduje się pod działaniem dużego przeciążenia, ale zato będzie się przemieszczać w kierunku strefy możliwego zbliżania.

Zwiększenie przeciążenia podczas lotu z ujemnym kątem wyprzedzenia do wartości większych od n^* , nie powoduje istotnych trudności w pilotowaniu, ponieważ w tym czasie nie wymaga się dokładnego celowania, a n^* w większości wypadków jest znacznie mniejsze od przeciążenia, dopuszczalnego dla samolotu lub pilota w locie krótkotrwałym.

Po znalezieniu się samolotu myśliwskiego w strefie możliwego zbliżania, potrzebne przeciążenie zmniejsza się i pilot stwierdza, że znacznik celu przestaje wyraźnie



Rys. 9 . Tory lotu samolotu myśliwskiego z różnymi kątami wyprzedzenia.

odchodzić w stronę manewru. Pilot może wówczas zmniejszyć przeciążenie i rozpocząć lot po krzywej celowania z $\psi = 0$. Należy przy tym pamiętać, że dla przejścia do lotu po krzywej celowania, samolot myśliwski musi wykonać dowrót na cel z dużym przeciążeniem.

Gdy na samolocie myśliwskim zamontowany jest celownik typu RP-21, to można zalecić następujące czynności pilota przy konieczności wejścia w strefę możliwego zbliżania.

Po zauważeniu na ekranie celownika radiolokacyjnego znacznika celu, pilot prowadzi samolot tak, aby znacznik ten miał znaki symetryczne i przemieszczał się wzdłuż linii azymutu zerowego. Jeżeli cel rozpoczął manewr, to jego azymut względem samolotu myśliwskiego będzie się zmieniać dość wyraźnie.

Zauważywszy przemieszczenie się znacznika celu w bok od linii azymutu zerowego, pilot podejmuje decyzję na wykonanie zbliżania z ujemnym kątem wyprzedzenia. W tym celu zezwala się on na odejście znacznika celu w bok w kierunku jego ruchu na wartość kąta ψ' , po czym, zwiększając przeciążenie i utrzymując znacznik celu na azymucie równym ujemnemu kątowi wyprzedzenia wykonuje zbliżanie do celu.

Po pewnym czasie/ przy zbliżeniu się do odległości równej odległości uchwycenia celu przez radiolokacyjny system celowniczy/, pilot naprowadza znacznik celu na linię azymutu zerowego i utrzymując go w takim położeniu, kontynuuje zbliżanie. Jeżeli znacznik celu daje się prowadzić stabilnie, a przeciążenie, występujące podczas lotu samolotu myśliwskiego jest mniejsze od granicznego /na przykład lampka "przeciążenie" nie pali się/, to pilot wykonuje wyjście na odległość uchwycenia celu, celowanie i odpalenie rakiet. Jeżeli jednak nie udaje się utrzymać znacznika celu na linii azymutu zerowego, to powtarza się rozpatrzony manewr do tej pory, dopóki samolot myśliwski nie znajdzie się w strefie możliwego zbliżania. Wówczas pilot rozpoczyna wykonywanie lotu po krzywej celowania.

Dla skutecznego zastosowania manewru wyjścia na krzywą celowania z ujemnym kątem wyprzedzenia ψ' , pilot powinien znać jego wielkość. Wielkość tego kąta powinna spełniać dwa żądania:

- podczas lotu z ψ' samolot myśliwski powinien zbliżać się do strefy możliwego zbliżania, tj. w stronę małych sylwetek /kąt kursowy zbliża się do 180° /;

- podczas lotu z ψ' powinien być realizowany pościg za celem.

Określmy wielkość ujemnego kąta, wychodząc z wymienionych dwóch wymagań. Na rys.10 przedstawiony jest schemat lotu samolotu myśliwskiego dla przyjętego warunku. Jak wynika z rysunku, wielkość sumarycznej poprzecznej prędkości samolotu myśliwskiego jest równa:

$$v_{p\Sigma} = v_p - v_p'$$

Aby lot był wykonywany przy zmniejszającej się sylwetce celu musi być on realizowany z zachowaniem warunku $v_p > v_p'$.

Zbliżanie będzie miało miejsce w wypadku $\frac{dD}{dt} < 0$.

Warunkami granicznymi, przy których nie wystąpi poprzeczna prędkość celu i nie będzie zbliżenia, są:

$$v_p = v_p' \quad 1 \quad \frac{dD}{dt} = 0.$$

Wychodząc z wyżej wymienionych zależności, ujemny kąt wyprzedzenia, zapewniający zmniejszenie się sylwetki celu można określić z wyrażenia:

$$v_c \sin q + v_m \sin \psi' > \omega_0 D$$

lub

$$\sin \psi' > \frac{\omega_0 D - v_c \sin q}{v_m} = \sin \psi_1. \quad /24/$$

Zatem

$$\sin \psi' > \sin \psi_1, \quad \text{a } \psi' > \psi_1.$$

Wyrażenie /24/ pozwala wybrać ψ' wychodząc tylko z warunku zmniejszenia sylwetki celu, ale wybrany kąt wyprzedzenia może wraz ze zmniejszeniem sylwetki prowadzić do pozostawania w tyle za celem. Dla ostatecznego określenia koniecznej wielkości ψ' wykorzystamy drugie wymaganie:

$$\dot{D} = - / v_m \cos \psi' + v_c \cos q / < 0,$$

stąd

$$\cos \psi' > - \frac{v_c}{v_m} \cos q.$$

Oznaczając

$$\left| - \frac{v_c}{v_m} \cos q \right| = \cos \psi_2, \quad /25/$$

otrzymamy drugi warunek: ujemny kąt wyprzedzenia powinien być mniejszy od kąta ψ_2 , otrzymanego ze wzoru / 25/:

$$\psi' < \psi_2.$$

W ten sposób, wielkość ujemnego kąta wyprzedzenia powinna znajdować się w przedziale:

$q^0 \backslash D, \text{km}$	6	8	10
180	$53 < \psi' < 25$	$90 < \psi' < 25$	$90 < \psi' < 25$
165	$30 < \psi' < 27$	$50 < \psi' < 27$	$90 < \psi' < 27$
150	$17 < \psi' < 38$	$33 < \psi' < 38$	$52 < \psi' < 38$
130	$3 < \psi' < 54$	$17 < \psi' < 54$	$33 < \psi' < 54$

do celu, mimo że przy tym sylwetka będzie się zwiększać. Przy mniejszej odległości do celu i dużej sylwetce, samolot myśliwski może po pewnym czasie znaleźć się w strefie, gdzie możliwe będzie spełnienie również pierwszego warunku. Wówczas zwiększy on kąt ψ' i wejdzie w strefę możliwego zbliżania.

Celowym jest, aby pilot znał chociażby dwie wartości ujemnych kątów wyprzedzenia dla małych początkowych sylwetek i dużych odległości, oraz dla dużych początkowych sylwetek i małych odległości.

Na przykład, takimi kątami dla przytoczonych powyżej danych mogą być $\psi' = 20^\circ$ dla małych R_c i dużych D oraz $\psi' = 30^\circ$ / dla dużych R_c i małych D /.

Ponieważ lot z ujemnym kątem wyprzedzenia wymaga stworzenia większego przeciążenia, niż lot po krzywej celowania /pościgu/, to jest oczywiście, że zbliżanie nie zawsze będzie możliwe.

5. OKREŚLANIE STREFY MOŻLIWEGO ZBLIŻANIA Z UJEMNYM KĄTEM WYPRZEDZENIA

Lot samolotu myśliwskiego po krzywej zbliżenia z ujemnym kątem wyprzedzenia jest możliwy w warunkach, gdy potrzebne podczas lotu przeciążenie będzie mniejsze od rozporządzalnego.

Określamy wielkość potrzebnego przeciążenia:

$$n_{jm} = \frac{\omega_m v_m}{g}$$

Przy rozwiązywaniu zadania na płaszczyźnie

$$\omega_m = \frac{v_p}{D} = \frac{v_c \sin \alpha + v_m \sin \psi'}{D}, \quad /26/$$

Zatem
$$n_{jm} = \frac{V_m / V_c \sin \alpha + V_m \sin \psi'}{g \cdot D} \quad / 27/$$

Dla uproszczenia analizy możliwych warunków zbliżenia celowym jest, zamiast obliczenia wielkości przeciążenia dla każdego punktu krzywej zbliżenia, zbudować strefę dużych przeciążeń, w której podczas lotu wystąpią potrzebne przeciążenia przekraczające wartość przeciążeń dopuszczalnych i lot z danym kątem ujemnym stanie się niemożliwy.

Stosując wzór /27/ można napisać równanie krzywej, ograniczającej strefę dużych przeciążeń. Kształt krzywej zależy od usytuowania płaszczyzny, w której następuje zbliżenie. Na przykład, dla zbliżenia w płaszczyźnie poziomej lub bliskiej jej, równanie będzie miało następującą postać:

$$D = \frac{V_m V_c}{g n_{jm}} \sin \alpha + \frac{V_m^2}{g n_{jm}} \sin \psi' \quad / 28/$$

Na podstawie przytoczonego wzoru można łatwo zbudować strefę dużych przeciążeń. W tym celu wzór /28/ przepiszemy w postaci:

$$D = D_1 + \Delta D \quad /29/$$

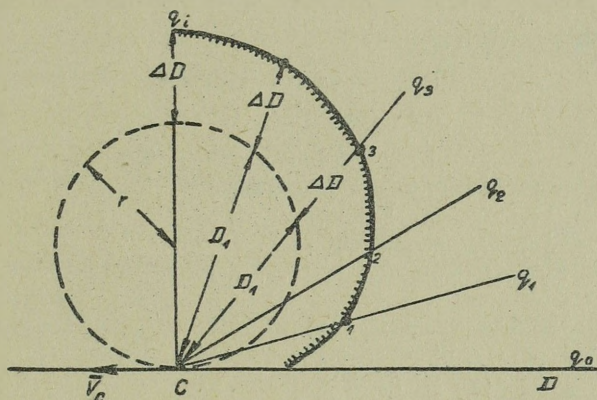
gdzie:

$$D_1 = \frac{V_m V_c}{g n_{jm}} \sin \alpha \quad /29a/$$

Dla przyjętych wartości V_m , V_c , n_{jm} i ψ' wzór /29a/ jest równaniem koła, a ΔD - wielkością stałą. Z powyższego wynika metodyka graficznej budowy strefy dużych przeciążeń, przedstawiona na rys. 11. Z początku buduje się okrąg koła o promieniu $r = V_m V_c / 2g n_{jm}$, poczym od punktów przecięcia się danego okręgu koła z prostymi, poprowadzonymi z punktu C pod różnymi kątami kursowymi / $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \dots$ /, odkłada się w stronę zewnętrzną odcinki o wartości ΔD .

Otrzymane punkty /1,2,3,..../ łączy się płynną krzywą która stanowi granicę strefy dużych przeciążeń.

Mając strefę dużych przeciążeń, można zbudować graniczną krzywą zbliżenia z ujemnym kątem wyprzedzenia, a tym samym otrzymać strefę możliwego zbliżenia, dla tych warunków,



Rys. 11. Strefa dużych przeciężeń podczas lotu z ujemnym kątem wyprzedzenia.

/rys.12/. W tym celu należy znaleźć współrzędne punktu styczności krzywych, określających granice strefy dużych przeciężeń i strefy możliwego zbliżania.

Punkt styczności może być znaleziony przez wspólne rozwiązanie równań dwóch wyżej wymienionych krzywych. Biorąc układ / 6/ można napisać równanie krzywej zbliżania dla rozpatrywanego przypadku:

$$\left. \begin{aligned} \dot{D} &= - \left[V_m \cos \psi' + V_c \cos q \right] \cdot & / 30 / \\ \dot{q} &= \omega_m - \omega_c \end{aligned} \right\}$$

lub

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m \cos \psi' + V_c \cos q}{\omega_m - \omega_c} \cdot \quad /31/$$

Różniczkowe równanie granicznej krzywej strefy dużych przeciężeń można otrzymać przez zróżniczkowanie wyrażenia /28/ względem q :

$$\frac{dD}{dq} = \frac{d}{dq} \left[\frac{V_m / V_c \sin q + V_m \sin \psi'}{g \cdot n_{jm}} \right],$$

$$\frac{dD}{dq} = \frac{V_m}{g \cdot n_{jm}} \frac{V_c}{V_c} \cos q.$$

Uwzględniając wartość n_j , otrzymamy:

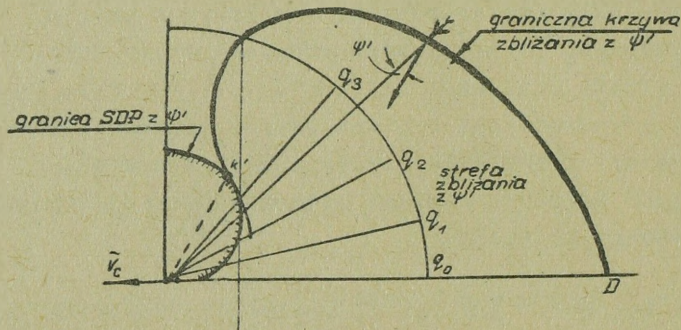
$$\frac{dD}{dq} = \frac{V_c}{\omega_m} \cos q. \quad /32/$$

Przyrównując prawe strony równań /31/ i /32/ będziemy mieli

$$- \frac{V_m \cos \psi' + V_c \cos q}{\omega_m - \omega_c} = \frac{V_c}{\omega_m} \cos q,$$

stąd

$$\cos q'_k = - \frac{\omega_m V_m}{V_c / 2 (\omega_m - \omega_c)} \cos \psi'. \quad /33/$$



Rys.12. Strefa możliwego zbliżenia z ujemnym kątem wyprzedzenia

Poczynając od punktu styczności /k'/ można zbudować w kierunku prostym i odwrotnym graniczną krzywą zbliżenia z ψ' .

Graficzna budowa krzywej z wykorzystaniem równania wektorowego /13/ jest dość skomplikowana, dlatego celowym jest po scałkowaniu równania /32/, obliczyć przy pomocy elektronowych maszyn matematycznych zależności $D/t/$ oraz $q/t/$ i przy ich pomocy zbudować graniczną krzywą zbliżenia z ψ' .

Należy zaznaczyć, że lot z ujemnym kątem wyprzedzenia można stosować dla szybkiego wyjścia na małe sylwetki celu oraz gdy cel nie wykonuje manewru. Wzory, określające parametry lotu nieco się zmieniają i będą miały następującą postać:

- równania krzywej zbliżania;

$$\left. \begin{aligned} \dot{D} &= - \sqrt{V_m \cos \psi' + V_c \cos \varrho} \\ \dot{\varrho} &= \frac{V_c \sin \varrho + V_m \sin \psi'}{D} \end{aligned} \right\} /34/$$

- współrzędna q_k punktu styczności granicznej krzywej zbliżania

$$\cos q_k = - \frac{V_m}{2V_c} \cos \psi' . \quad /35/$$

Potrzebne przeciążenie, podczas lotu po krzywej zbliżenia $/n_j/$ oraz strefę dużych przeciążeń można ustalić według wzorów $/27/$ i $/28/$.

Przy zbliżaniu z ujemnym kątem wyprzedzenia, samolot myśliwski przemieszcza się z zasady szybko na małe sylwetki celu/ w ogon celu/. Aby nie przeskoczyć na drugą stronę w stosunku do linii kursu celu, należy przy wyjściu na małe sylwetki szybko zwiększyć przeciążenie i przejść na pilotowanie po krzywej celowania z $\psi = 0$, tj. przenieść znacznik celu na ekranie celownika radiolokacyjnego na linię zerowego azymutu i utrzymywać go na niej.

Energiczne manewry celu powodują zwiększenie strefy dużych przeciążeń i wówczas może nie być granicznej krzywej celowania/ wszystkie krzywe zbliżenia przecinają granicę strefy dużych przeciążeń/. W takich wypadkach atak możliwy jest tylko przy sylwetkach, bliskich 0/4. Samolot myśliwski powinien starać się możliwie szybko wyjść w ogon celu na małe odległości.

Potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego, niezbędne dla wykonania lotu na krzywej zbliżania z ψ , będzie zawsze większe od przeciążenia celu, występującego przy manewrze.

Stosunek przeciążeń n_{jm} i n_{jc} można określić na podstawie rys. 10^{x/}

x/ Przy $\psi = 0$ lub przy $\psi = \psi' = \text{const } \omega_p = \omega_m$.

$$v_p > v_p' .$$

/ 36/

Wobec tego,

$$\omega_m D > \omega_o D .$$

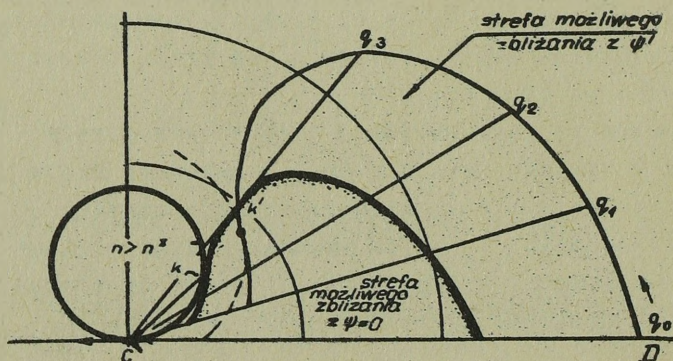
Podstawiając do wzoru /36/ wartości prędkości kąto-
wych i upraszczając przez D, otrzymamy:

$$n_{jm} > \frac{v_m}{v_o} n_{jo} . \quad / 37/$$

Ze wzoru /37/ wynika, że przy $v_m > v_o$, konieczne
przeciążenie $n_{jm} > n_{jo}$.

Jeśli wystąpi zagrożenie wejścia samolotu myśliwskie-
go w strefę dużych przeciążeń, to należy zmniejszyć v_m ,
ale z jednoczesnym zwiększeniem ψ o $5 \div 10^\circ$.

Na rys. 13 przedstawiony jest ogólny podstawowy
schemat różnych stref, charakteryzujących warunki lotu
samolotu myśliwskiego podczas zbliżania, wyjścia na krzywą
celowania, lotu po niej z dokładnym celowaniem i strzela-
niem do celu.



Rys.13. Ogólny schemat możliwych warunków lotu samolotu
myśliwskiego.

Dla celów praktycznych bardzo ważnym jest powiązanie warunków walki powietrznej, ustalonych na podstawie analizy przedstawionych stref, z zachowaniem się znacznika celu na wskaźniku systemu celowniczego. Wskaźnik systemu celowniczego należy w myśli podzielić na te strefy i według zachowania się znacznika celowniczego ustalić, na którym etapie lotu znajduje się samolot myśliwski, a także jakiego ruchu znacznika celowniczego można oczekiwać w przyszłości.

§ 3. KRZYWE ZBLIŻANIA I CELOWANIA PODCZAS LOTU SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PO TORZE ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO.

Tor zблиżenia równoległego /lub jemu bliski/ stosowany jest z zasady przez samoloty myśliwskie, przy przyrządowym rozwiązywaniu zadania zблиżenia przez celownik podczas odpalania rakiet, naprowadzających się metodą zблиżenia równoległego lub proporcjonalnego. Prócz tego, tor taki może mieć zastosowanie przy zблиżaniu się do celu z następnym prowadzeniem do niego ognia zaporowego rakietami niekierowanymi lub z działek.

Lot samolotu myśliwskiego w tych warunkach zależy w dużym stopniu od stosowanej broni, celownika oraz rozwiązania zadania zблиżenia i celowania.

Zблиżanie równoległe wykonywane się naogół do momentu rozpoczęcia rozwiązania zadania celowania przez celownik. Następnie pilot samolotu myśliwskiego wykonuje manewr wyjścia na krzywą/ prostą/ celowania, po której leci do momentu odpalania rakiet /otwarcia ognia z działek/. Tor ten w pierwszym przybliżeniu / z grubsza/ jest również bliski do toru zблиżenia równoległego.

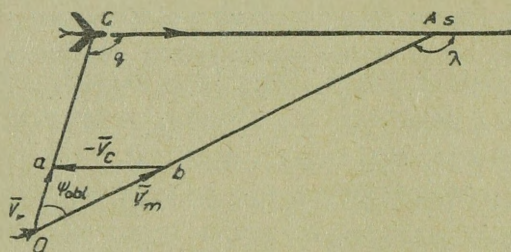
Rozpatrzmy warunki lotu samolotu myśliwskiego podczas zблиżenia równoległego do celu.

1. CEL NIE MANEWRUJE

Na podstawie schematu, przedstawionego na rys. 14 można napisać następujące stosunki:

$$\frac{V_m}{\sin q} = \frac{V_c}{\sin \psi_{obl}} = \frac{V_r}{\sin \lambda} \quad /38/$$

Warunek zblizania równoległego będzie spełniony, gdy $D = 0$ i $V_p = 0$.



Rys. 14. Schemat zblizania równoległego

Prędkość zmiany odległości może być znaleziona ze wzoru:

$$\dot{D} = - [V_m \cos \psi_{obl} + V_c \cos q] \quad /39/$$

lub z trójkąta oab:

$$V_D = V_r = V_c \sqrt{1 + k^2 + 2k \cos \lambda} \quad /40/$$

gdzie: $k = V_m / V_c$.

Stosując wzory /38/, /39/ i /40/, można określić graniczne wartości q^* , λ^* i V_D analogicznie, jak było prowadzone obliczenie możliwych kierunków strzelania, wychodząc z charakterystyki systemu celowniczego /patrz zeszyt nr 7/. Otrzymane wielkości będą charakteryzować możliwe warunki lotu samolotu myśliwskiego.

2. OKRESŁANIE WARUNKÓW LOTU SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO W WYPADKU MANEWROWANIA CELU.

Łańómy, że samolot myśliwski atakuje cel manewrujący. Wiadomym jest, że przy zbliżaniu równoległych równanie związku posiada postać $\omega_D = 0$:

$$\sin \psi = \frac{V_c}{V_m} \sin q . \quad / 41/$$

Rozpatrzmy, jak wpływa manewr celu na przeciążenie, które wystąpi podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej zbliżania równoległego i celowania.

Cel może manewrować przez zmianę kierunku i prędkości.

MANEWR CELU PRZEZ ZMIANĘ KIERUNKU LOTU

Aby odeprzeć manewr celu, samolot myśliwski zmuszony jest do wykonywania lotu z przeciążeniem, równym:

$$n_j = \frac{\omega_m V_m}{g} .$$

Dla rozpatrywanego wypadku prędkość kąтова samolotu myśliwskiego wynosi $\omega_m = d\psi / dt$. W celu określenia tej prędkości należy zróżniczkować wyrażenie /41/;

$$\frac{d\psi}{dt} \cos \psi = \frac{V_c}{V_m} \cos q \cdot \frac{dq}{dt} , \quad /42/$$

$$\frac{dq}{dt} = \omega_c , \quad \omega_m = \omega_c \frac{V_c}{V_m} \frac{\cos q}{\cos \psi}$$

lub

$$n_{jm} = n_{jc} \frac{\cos q}{\cos \psi} . \quad /43/$$

Analizując wzory /42/ i /43/ można ustalić kilka praktycznych wniosków.

Pierwszy wniosek. Ponieważ

$$q > \psi , \text{ to } \left| \frac{\cos q}{\cos \psi} \right| < 1 .$$

Zatem, cel przez swój manewr nie może spowodować u samolotu myśliwskiego większego przeciążenia niż sam posiada

podczas manewru. Samolot myśliwski podczas lotu po krzywej celowania, nie mówiąc już o locie po krzywej zbliżania, jest zdolny z zasady do stworzenia większego przeciążenia niż cel. Cel nie może poprzez manewr zerwać ataku.

Największa wartość przeciążenia będzie w tym wypadku, gdy samolot myśliwski znajdzie się pod małymi sylwetkami celu.

Przy $q = 180^{\circ}$ lub 0° $|\cos q = 1|$, $\psi = 0$, $\cos \psi = 1$.

$$\left| \frac{\cos q}{\cos \psi} \right| = 1, \quad n_{jm} = n_{jo}.$$

Lecz i w tym wypadku potrzebna prędkość kątowna samolotu myśliwskiego $\omega_m < \omega_c$, ponieważ prawie zawsze $V_m > V_c$.

Przy zbliżeniu do celu metodą równoległą najwygodniej jest atakować go pod dużymi sylwetkami, kiedy q jest bliskie 90° .

Przy $q = 90^{\circ}$ $\cos q = 0$; $\neq 0$.

Wówczas

$$\left| \frac{\cos q}{\cos \psi} \right| = 0, \quad n_{jm} = 0.$$

D r u g i w n i o s e k . Zwiększając prędkość lotu samolotu myśliwskiego V_m , można zmniejszyć ω_m , a zatem wygodniej jest atakować cel z dużym nadmiarem prędkości.

T r z e c i w n i o s e k . Ponieważ przy manewrze celu ω_m zmienia się nieznacznie, to pilot, wykorzystując celownik radiolokacyjny lub na podczerwień, nie będzie mógł określić czy cel manewruje, czy też nie manewruje. Należy dokładnie zwracać uwagę na odległość do celu, aby w odpowiednim momencie odpalić rakiety i odeprzeć manewr celu przez zastosowanie kontrmanewru. W przeciwnym wypadku samolot myśliwski może się znaleźć w strefie, z której będzie niemożliwe strzelanie.

x/Należy mieć na uwadze, że przy ataku z dużymi początkowymi sylwetkami mogą wystąpić ograniczenia ze względu na ψ_a^* , ψ^* i inne czynniki.

MANEWR CELU PRZEZ ZMIANĘ PRĘDKOŚCI LOTU

Analogicznie do poprzednio rozpatrzonego zagadnienia, otrzymamy :

$$n_{jm} = \frac{\omega_m V_m}{g}, \quad V_c \neq \text{const.}, \quad \omega_0 = 0,$$

$$\frac{d\psi}{dt} \cos \psi = \frac{\dot{V}_c}{V_m} \sin \alpha.$$

$$\omega_m = \frac{d}{dt} = \frac{\dot{V}_c}{V_c} \frac{\sin \alpha}{\cos \psi}$$

lub

$$n_{jm} = \frac{\dot{V}_c}{g} \frac{\sin \alpha}{\cos \psi}.$$

Przeciążenie samolotu myśliwskiego zależy od przyspieszenia ruchu celu. Największa wartość n_{jm} wystąpi przy atakach z kątami kursowymi, bliskimi 90° . W takim wypadku

$$n_{jm} = \frac{\dot{V}_c}{g} \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{V_c}{V_m}\right)^2}}.$$

Drugi czynnik w większości wypadków jest nieznacznie większy od jedności przy $V_m > V_c$, a pierwszy - mniejszy od jedności, ponieważ samoloty nie są w stanie spowodować znacznych przyspieszeń zarówno przy rozpędzaniu, jak i przy hamowaniu.

Przyspieszenie samolotów myśliwskich wynosi około 5 m/sek^2 , a samolot bombowy może stworzyć przyspieszenie $0,5 \text{ m/sek}^2$. Tak więc, przeciążenia potrzebne dla odparcia zmiany prędkości lotu są bardzo małe. Na przykład, przy

$$\dot{V}_c = 5 \text{ m/sek.} \quad \frac{\dot{V}_c}{V_m} = 0,86, \quad n_{jm_{\max}} = 1.$$

Cel, wykonując manewr zmianą prędkości lotu, nie spowoduje praktycznie żadnych trudności pilotowi samolotu myśliwskiego w celowaniu i odpalaniu rakiet.

Przy $\alpha = 0$ $\sin \alpha = 0$, $\cos \psi = 1$, $n_{jm} = 0$.

Porównując oba rozpatrzone wypadki, można ustalić ogólny wniosek, że uwzględniając stosowane przeciążenie przez samolot myśliwski, manewr celu przez zmianę prędkości i kierunku lotu nie jest w stanie zerwać zbliżania, celowania

i odpalania rakiet. Jednak przy manewrze celu zmienia się względny tor lotu samolotu myśliwskiego i samolot myśliwski może się znaleźć w położeniu niewygodnym, a nawet uniemożliwiającym strzelanie.

Rozpatrzy bardziej szczegółowo tor lotu samolotu myśliwskiego przy manewrze celu.

Założmy, że cel manewruje z pewną prędkością kątową ω_0 . Zestawmy równanie różniczkowe, charakteryzujące tor lotu samolotu myśliwskiego podczas manewru celu. Wykorzystując układ /6/, otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} &= - \frac{V_c}{V_m} \cos \psi_{obl} + V_c \cos \alpha, \\ \frac{d\alpha}{dt} &= - \omega_0. \end{aligned} \right\} /44/$$

Dla zamknięcia układu równań /44/ należy wprowadzić jeszcze równanie, określające zasady zmiany ψ_{obl} :

$$\sin \psi_{obl} = \frac{V_c}{V_m} \sin \alpha. \quad /45/$$

Wykorzystując wyrażenia /44/ i /45/ można przez całkowanie liczbowe określić zależność D/t i α/t . Wykonuje się to dość łatwo przy pomocy klawiszowych maszyn matematycznych lub innych maszyn matematycznych.

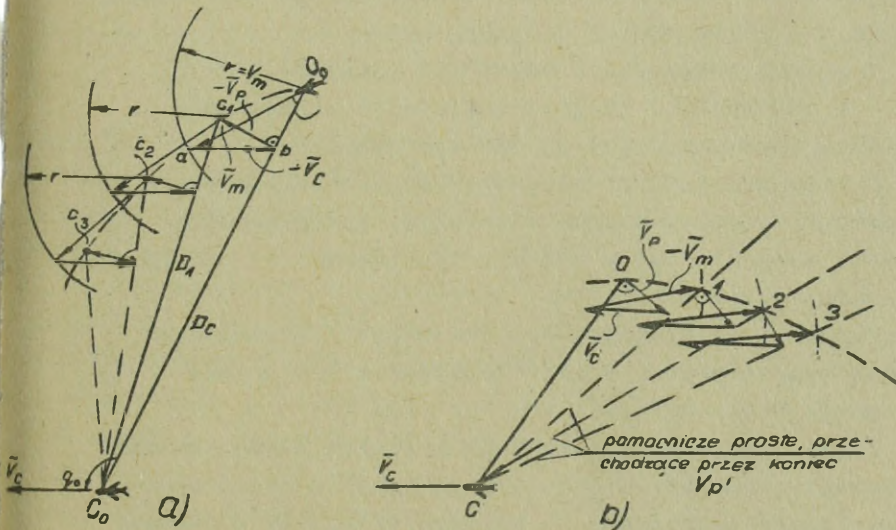
Na podstawie wyników całkowania liczbowego buduje się względny tor samolotu myśliwskiego, zbliżającego się do samolotu bombowego metodą równoległą, dla różnych warunków lotu. Tor lotu samolotu myśliwskiego można również skonstruować przez scałkowanie układu równań różniczkowych /44/ przy pomocy elektronowych maszyn matematycznych.

Względny tor lotu samolotu myśliwskiego podczas zbliżania równoległego do celu manewrującego można zbudować sposobem graficznym. Metodyka budowy przedstawiona jest na rys. 15, a.

Rysuje się wzajemne położenie samolotu myśliwskiego i celu /punkty O_c i O_0 /. W przyjętej skali z punktu O_c , jako środka, prowadzi się łuk o promieniu $r = V_m / \text{gdy}$ odstęp czasu dla budowy przyjęto $\Delta t = 1 \text{ sek}$, lub $r = V_m \Delta t$ /jeżeli $\Delta t > 1$ /. Następnie znajduje się punkt a, określa-

jący kierunek wektora prędkości lotu samolotu myśliwskiego \vec{V}_m podczas zbliżania równoległego. Dlatego odległość ab powinna się równać wielkości wektora prędkości lotu celu \vec{V}_c / lub drogi celu $S_c = \vec{V}_c \Delta t$ /. Aby uwzględnić manewr celu, określamy prędkość $\vec{V}_p' = \omega_c D_0$. Odcinek, równy wielkości $|-V_p'|$ / lub $|-V_p' \Delta t|$ /, odkłada się od punktu b na prostej prostopadłej do linii odległości w kierunku przeciwnym do kierunku manewru celu. Otrzymamy punkt c_1 , w którym znajdzie się samolot myśliwski po upływie przyjętego odstępu czasu Δt .

Dalszą budowę toru wykonuje się w tej samej kolejności, zaczynając od punktu c_1 , z uwzględnieniem tego, że zmieniła się odległość do celu, a zatem inna będzie prędkość V_p' . Otrzymamy punkt c_2 , następnie c_3 itd.



Rys.15. Budowa względnego toru lotu samolotu myśliwskiego przy równoległej metodzie zbliżania do celu manewrującego/ a/ budowa prosta; b/ budowa odwrotna.

Na rys. 15, b pokazana jest metodyka graficznej budowy krzywej celowania w kierunku odwrotnym.

Charakter względnego toru samolotu myśliwskiego przy manewrującym celu przedstawiony jest na rys. 16 i 17.

Na rys. 16 przedstawione są względne toru samolotu myśliwskiego przy rozpoczęciu manewru przez cel na różnych odległościach, a na rys. 17 - toru dla jednego początkowego położenia samolotu myśliwskiego, ale przy manewrach celu, wykonywanych z różną intensywnością. Jak wynika z rysunków, przy intensywnym manewrze celu, szczególnie przy dużych odległościach rozpoczęcia manewru, samolot myśliwski może z tylnej półsfery celu szybko znaleźć się w przedniej półsfery i poza strefą możliwego strzelania.

Manewr samolotu bombowego, wykonywany przeciwko samolotom myśliwskim, uzbrojonym w rakiety kierowane i zbliżającym się metodą zbliżania równoległego lub bliską jej może być wykonywany w dwojakim celu:

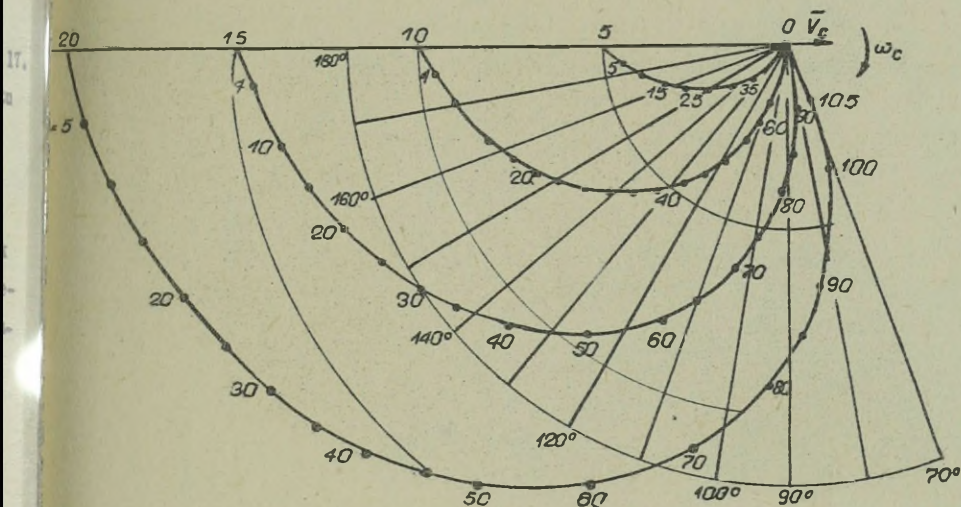
- zerwać wycelowanie odpalenie rakiet;
- w maksymalnym stopniu zmniejszyć skuteczność strzelania rakietami, gdy są już one odpalone.

W celu zerwania wycelowanego odpalenia rakiet, samolot bombowy wykonuje manewr w okresie, kiedy samolot myśliwski znajduje się w odległości większej od odległości strzelania.

Manewr celu zmniejszenia dokładności strzelania wykonuje bezpośrednio przed odpaleniem i w czasie kierowanego lotu rakiet.

Pilot samolotu myśliwskiego powinien bardzo uważnie obserwować zachowanie się celu i pamiętać o dwóch momentach rozpoczęcia skutecznego manewru celu, aby uprzedzić je w odpowiednim czasie i użyć rakiety z najbardziej skutecznych odległości i kierunków strzelania.

Stosowanie rakiet z głowicą na podczerwień możliwe jest tylko z tylnej półsfery; ich skuteczność w dużym stopniu zależy od kąta kursowego podczas odpalenia i od intensywności manewru. Racjonalna odległość odpalenia



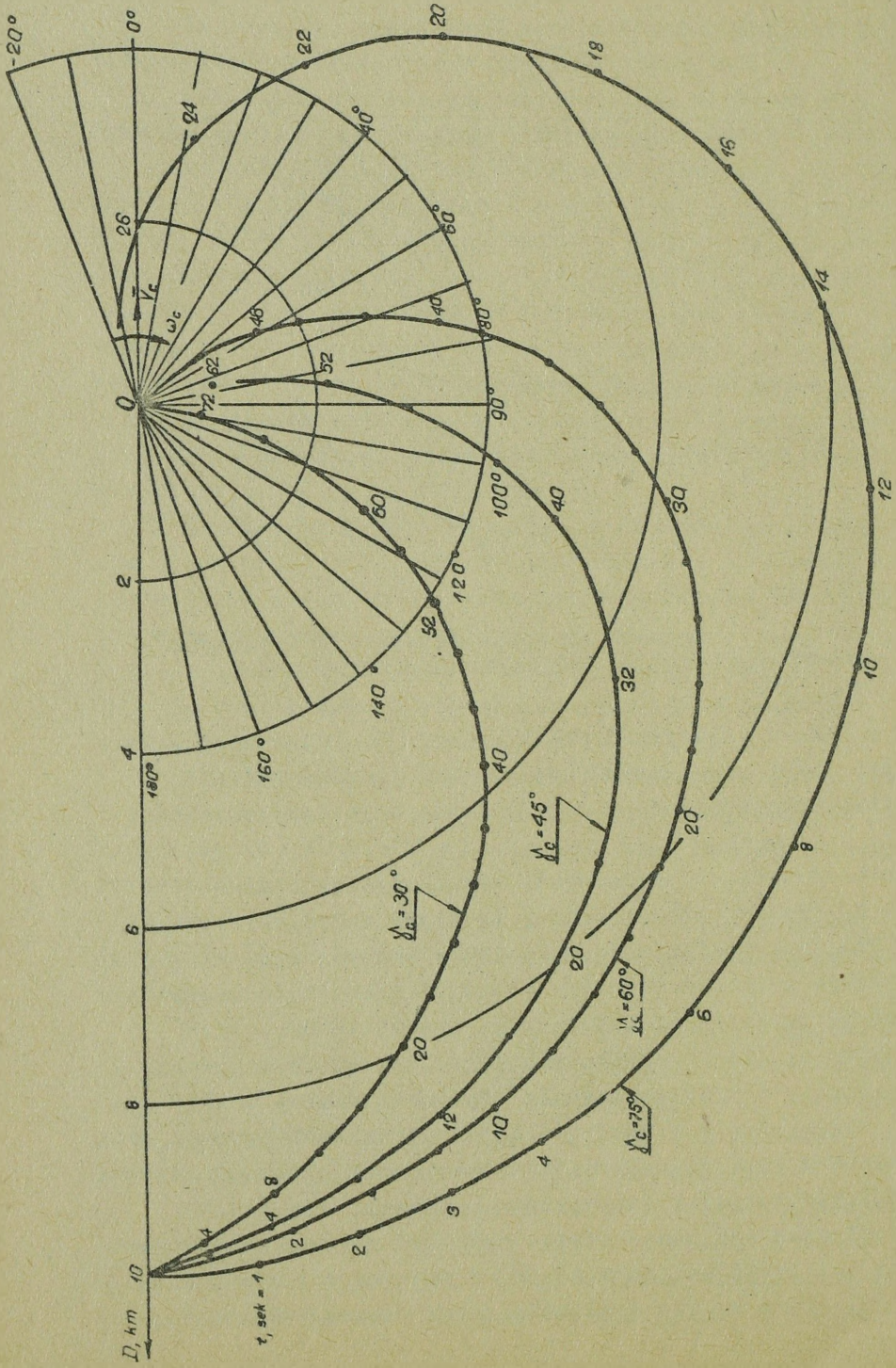
Rys. 16. Względne tory lotu samolotu myśliwskiego podczas manewru celu: $V_m = 400$ m/sek, $V_c = 300$ m/sek, $\gamma_c = 30^\circ$

zależy od prędkości zbliżenia rakiety do celu. Pilot myśliwski powinien być zatem przygotowany do sparowania manewru celu, który mógłby doprowadzić do naruszenia racjonalnych warunków strzelania.

Doświadczenia ze stosowania amerykańskich rakiet "Falcon -1," "Falcon -3" wskazują, że najbardziej skutecznymi warunkami dla tych rakiet jest strzelanie pod sylwetką bliską 4/4. Strzelanie z tylnej półsfery pod małą sylwetką / około 1/4 / powoduje zmniejszenie skuteczności o 25 - 40%.

Tak więc, dla samolotu bombowego największe znaczenie ma zmuszenie pilota myśliwskiego do odpalenia rakiet w warunkach niedogodnych i naodwrot, dla pilota myśliwskiego, w celu zwiększenia prawdopodobieństwa rażenia celu, ważnym będzie odpalenie rakiet w odpowiednim momencie.

Wycelowane odpalenie rakiet może być zerwane w wypadku gdy samolot myśliwski znajduje się w odległości mniejszej niż minimalna odległość rozpoczęcia celowania. Wówczas celownik



Rys. 17. Względne tory lotu samolotu myśliwskiego podczas manewru celu o różnej intensywności
 $V_m = 400$ m/sek, $V_0 = 300$ m/sek, $D_0 = 10$ km

nie zdąży rozwiązać zadania celowania i strzelanie zostanie zerwane.

Wszystkie te właściwości odnoszą się również do prowadzenia strzelania zaporowego raketami niekierowanymi.



T R E S Ć

str

§ 1. Równania różniczkowe ruchu samolotu myśliwskiego	2
§ 2. Krzywe celowania w warunkach skierowania wektora prędkości samolotu myśliwskiego na cel	10
1. Graficzno-analityczne sposoby budowy krzy- wych celowania	10
2. Ogólne właściwości krzywych celowania	16
3. Warunki lotu po krzywych celowania	18
4. Określanie możliwych warunków strzelania do celu manewrującego	25
5. Określanie strefy możliwego zbliżenia z ujemnym kątem wyprzedzenia	34
§ 3. Krzywe zbliżenia i celowania podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze zbliżenia rów- noległego	40
1. Cel nie manewruje	41
2. Określanie warunków lotu samolotu myśliw- skiego podczas zbliżenia równoległego w wypadku manewrowania celu	42
Manewr celu przez zmianę kierunku lotu....	42
Manewr celu przez zmianę prędkości lotu ..	44

Wykonano w 40 egz.

Egz.nr 1-40 bibl.tajna
Wym. płk Pawłowski
Druk. KH, dn. 28.2.33r.
In. Ls. 01038/WW