

NIČENÍ LETOUNŮ TR-1 STÍHACÍM LETECTVEM

Se zavedením protiletadlových raketových kompletů do výzbroje jsme si částečně odvykli od působení stíhacího letectva proti stratosférickým cílům, které letí v blízkosti nebo dokonce nad statickým dostupem stíhačů. S použitím letounů TR-1 v systému PLSS a CSWS Assault Breaker, které létají nad vlastním územím v hloubce 50–100 km od linie fronty, se situace podstatně mění. Je to způsobeno tím, že dálkové dosahy většiny protiletadlových kompletů jsou proti těmto cílům nedostatečné, a proto je nutné je ničit stíhacím letectvem.

Letoun TR-1 je speciálně upravený k vedení taktického vzdušného průzkumu ze stratosférických výšek. I na dostupových výškách létá nízkou podzvukovou rychlostí. V uvedených systémech má plnit úkoly ve výškách 18 000 až 24 000 m při rychlosti $V_{pr} = 180\text{--}230 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$, což odpovídá rychlosti vůči zemi $V_{sk} = 690\text{--}855 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Má poměrně velké rozměry, které zabezpečují dostatečně velkou odrazovou plochu (12 m^2) pro jeho radiolokační pozorování, vyhledávání zrakem i účinné použití výzbroje stíhačů ze všech směrů. I motor letounu vytváří ve stratosférických výškách poměrně silný zdroj tepelného záření.

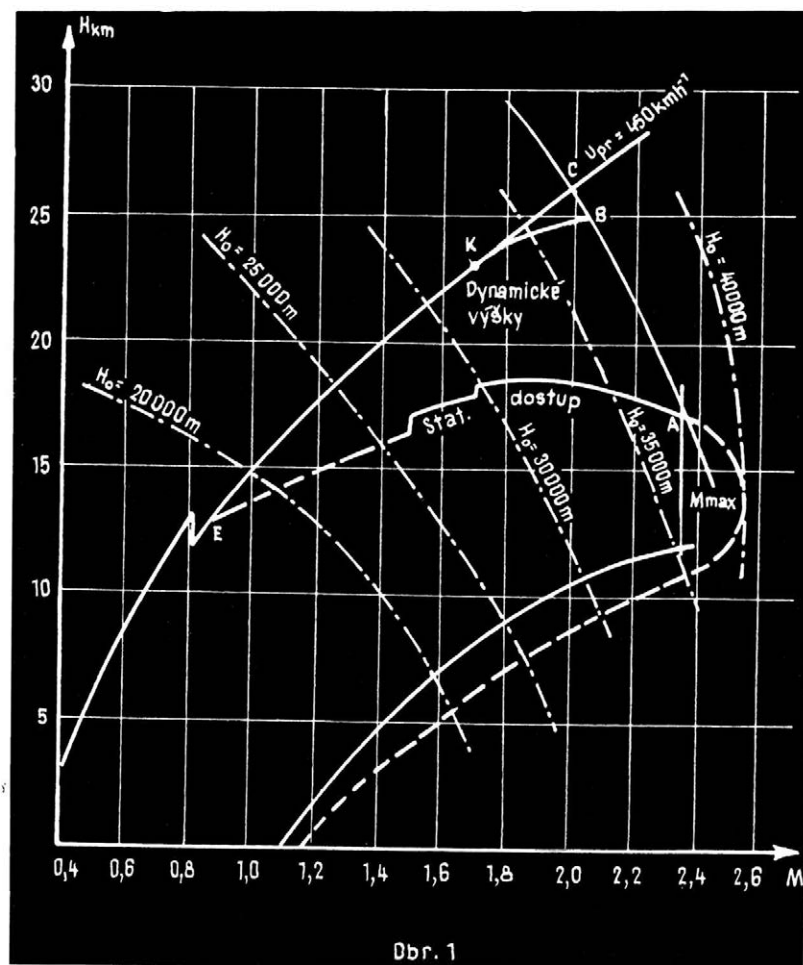
Stíhací letouny MiG-23 jsou schopné svým výkonem i vybavením úspěšně působit i proti cílům letícím ve výškách převyšujících jejich statický dostup. Umožňuje jim to palubní radiolokátor, který může zjišťovat, sledovat a zaměřovat vzdušné

cíle, letící o 8000 m výše nad jejich statickým dostupem. Řízené rakety, se kterými je možné působit na vzdušné cíle beze změny režimu letu ve výškách větších o 4000 m než je statický dostup při zteči z přední polosféry a o 2500 m větších při zteči ze zadní polosféry. Umožňuje to i velká rychlost letounu, která vytváří podstatnou část jeho celkové energie k nastoupání do výšek, ve kterých výzbroj letounu už nemůže působit — do dynamických výšek. [Myslíme, že termín „dynamické výšky“ je v současné době používán tak, že mnozí z uživatelů si ani dostatečně neuvědomují jeho význam.]

Působení stíhacího letectva v dynamických výškách je velmi složité, a to jak po stránce pilotování letounu, navedení a uskutečnění zteče, tak i po stránce psychické náročnosti na pilota. Musíme vycházet ze skutečnosti, že letoun v dynamické výšce určitým způsobem překračuje oblastí stanovené pro jeho běžné používání.

Na začátku jsme uvedli, že proti letounům TR-1, které letí do výšek 20 000 m, budeme schopni stíhači úspěšně působit bez přechodu do dynamických výšek. Nad tyto výšky bude výhodné působit jak z hlediska pilotování, tak i z časového hlediska v dynamických výškách.

Činnosti v těchto výškách musí předcházet důkladná příprava létajícího personálu a směn naváděcích stanovišť [NS]. V první



Obr. 1

řadě bude nutné určit výšku, ve které letoun (MiG-23) má největší hodnotu celkové energie. Celková energie letounu (E) se skládá z energie kybernetické — rychlosti $\left(\frac{m \cdot V^2}{2}\right)$ a energie potenciální — výšky $[G \cdot H]$. To znamená, že:

$$E = \frac{m \cdot V^2}{2} + G \cdot H,$$

kde: m — hmotnost letounu [kg],
 V — rychlost letounu $[m \cdot s^{-1}]$,
 G — tíhová síla letounu [N],
 H — výška letu letounu [m].

Tuto energii si můžeme představit ve tvaru jen potenciální energie, když budeme uvažovat, že všechnu kinetickou energii jsme přeměnili právě do potenciální energie, což je možné vyjádřit určitou výš-

kou letu. Můžeme ji nazvat dynamickou (H_D).

$$H_D = G \cdot H = \frac{m \cdot V^2}{2} + G \cdot H.$$

$$\text{Po dosazení za } m = \frac{G}{g}$$

a zkrácení G dostaneme

$$H_D = \frac{V^2}{2g} + H_{\text{poč}},$$

kde: $H_{\text{poč}}$ — výška přechodu na dynamický přístup,

g — tíhové zrychlení ($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$).

Podle tohoto vzorce potom počítáme dynamické výšky.

Letoun MiG-23 dosahuje maximální rychlosti letu ve výškách 11 000 m až 17 000 m, přičemž nejvyšší úroveň celkové energie je ve výšce okolo 14 000 m, kde zásoba tahu motoru dosahuje rychlosti až $M = 2,5$ až $2,6$ — viz **obr. 1**. Rozsah těchto výšek je nutné znát, protože ho budeme používat v závislosti na tom, jaké dynamické výšky chceme dosáhnout.

Když uvažujeme, že letoun MiG-23 má maximální povolenou rychlost letu $M = 2,35$ ($693,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) a výšku maximální energie 14 200 m, pak s využitím dalšího vzorce můžeme zjistit maximální teoreticky dosažitelnou dynamickou výšku:

$$H_D = \frac{693,5^2}{19,6} + 14\,200 \approx 39\,000 \text{ m}.$$

Dosažení této výšky by vyžadovalo stoupat až do nulové rychlosti letu, což prakticky není možné. I při rekordním letu na dynamický přístup piloti stoupali jen do minimální manévrovací rychlosti, která při hodnotách přetížení blízkých nule byla 150 až 160 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$. Nás ale tyto výšky nezajímají. Potřebujeme nejen nastoupat do dynamických výšek, ale i uskutečnit zteč vzdušného cíle. Proto musíme spotřebovat kinetické energie uskutečnit jen do manévrovací rychlosti stíhače. Tato je pro letoun MiG-23 MF při úhlu nastaveného šípku 72° $V_{\text{PF}} = 500 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$, která ve výšce $H = 24\,000 \text{ m}$ odpovídá rychlosti $M = 1,9$. Z toho vyplývá, že:

$$H_D = \frac{693,5^2 - 500^2}{2g} + 14\,200 \approx 23\,000 \text{ m}$$

pro konečnou rychlost $M = 1,9$.

Ukazuje se, že při stoupání do poklesu rychlosti na manévrovací nedosáhneme výšky letu cíle. Je to proto, že letoun MiG-23 letí v těchto výškách s velkým úhlem náběhu [9 až 10° při rychlosti $V_{\text{PF}} = 500 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$], který mu zabezpečuje na vzdále-

nost 30–40 km sledovat vzdušné cíle letící s převýšením 4000 m. Je tu i jiná možnost — vypočítat manévrovací rychlost pro dynamickou výšku 23 500 m [hodnota $M = 1,85$], jež potom bude 23 840 m a je dostatečná.

Při činnosti proti letounu TR-1 je nutné vycházet z toho, že stíhači v dynamických výškách a ve výškách blízkých dostupu budou působit jednotlivě. Stíhače, které působí proti těmto cílům, je nutné rozmístovat na letištích ve vzdálenosti 200 až 250 km a letiště přistání určovat do 100 km od linie fronty. Tato vzdálenost umožňuje nastoupání výšky rozchodu, rozhon letounu, let na dynamický přístup a zteč letounu TR-1 uskutečnit v přímém letu.

Dobu vzletu stíhačů je nutné stanovit podle polohy vzdušného cíle (letounu TR-1) a doby potřebné k zaujetí výhodné polohy pro zteč. Při výpočtu doby vzletu je žádoucí vycházet z toho, že stíhač se musí dostat do bodu odpálení rakety tehdy, když letoun TR-1 bude přímo před ním. Pro přepad je vhodné na letoun MiG-23 pověsit jednu přídavnou nádrž o obsahu 800 litrů, kterou po spotřebování paliva pilot odhodí, a dvě rakety R-23 R. Stoupání uskutečnit do výšky 10 000 m, kde provést rozhon do rychlosti $M = 1,9$ s postupným nastoupáním výšky začátku přechodu do dynamických výšek a provést rozhon letounu na maximální rychlost $M = 2,35$ — viz **obr. 2**. Přechod na dynamické výšky volíme v závislosti na výšce letu letounu TR-1. Pro přepad tohoto letounu ve výškách 23 000 až 24 000 m je vhodné použít výšku zahájení přechodu na dynamické výšky 14 000 až 15 000 m, ve výškách 21 000 až 22 000 m výšku zahájení 15 000 až 16 000 metrů, pro výšky 20 000 m a méně použít výšku 16 000 až 16 500 m.

Přechod do stoupání na dynamické výšky je třeba uskutečňovat s maximálně možným přetížením. Počáteční úhel stoupání (v závislosti na výšce letu VC) volit v rozsahu 8 až 20° . Např. pro přepad cíle ve výškách 23 000 až 24 000 m přechod do stoupání vykonat s přetížením $n_y = 2,0$ až $2,5$ s počátečním úhlem stoupání $\theta = 15$ až 20° . K nastoupání do výšek $H = 21\,000$ až $22\,000 \text{ m}$ přechod uskutečnit s přetížením $n_y = 1,5$ až $1,8$ a jako počáteční úhel stoupání použít úhel $\theta = 12$ až 15° . Stoupání do výšek 20 000 m a méně zahajovat s přetížením $n_y = 1,25$ až $1,35$ a s počátečním úhlem stoupání $\theta = 8$ až 10° . Hodnoty přetížení odpovídají maximálně možným v jednotlivých počátečních výškách přechodu na dynamický přístup. Průměrné hodnoty stoupání při úhlech $\theta = 15$ až 20° mohou dosahovat hodnot 86 až $100 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

a doba na stoupání do $H = 23\,000$ m je 80 až 100 sekund.

Opravy navedení je nutné uskutečňovat před přechodem letounu do stoupavého letu na dynamický dostup. Provádění oprav v průběhu stoupavého letu na dynamický dostup snižuje stoupavost letounu a zmenšuje výšku dynamického dostupu. Je to způsobené hlavně zmenšováním efektivní nosné plochy letounu a zvyšováním indukovaného odporu, které zapříčiňují pokles hodnoty celkového vztlaku Y a tím i stoupavosti letounu. Např. při náklonu letounu 25° se stoupavost zmenšuje přibližně o 10 %, při náklonu 30° o 16 % a při náklonu 35° o 25 %.

Opravy směru letu zatáčkou v dynamických výškách v horizontální rovině způsobuje zmenšení doby pobytu stíhacího letounu v těchto výškách a tím i zkrácení tratě jeho letu. Zvláště jsou nevýhodné zatáčky s náklonem větším 30 až 35° . Je to zdůvodněné tím, že při otáčkách v horizontálním letu se přetížení $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$.

Indukovaný odpor letounu je proporcionální n_y^2 . Proto zatáčka s náklonem 30° zvyšuje indukovaný odpor 1,33krát a s náklonem 60° až 4krát.

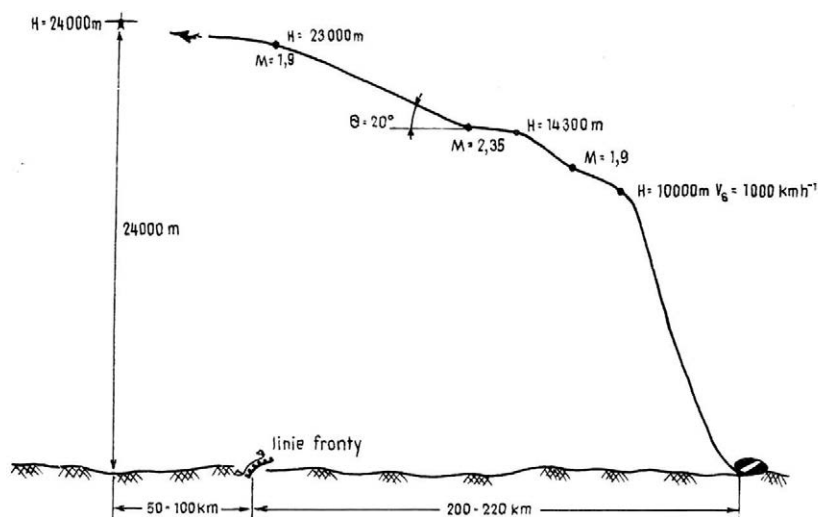
Zteč letounu TR-1 je vhodné uskutečňovat pod úhlem kolem 90° , protože všechny

ostatní směry zteče vyžadují doplňující manévry, což je z hlediska snížení dynamického dostup, prodloužení doby horizontálního a celkového letu v podmínkách nedostatku paliva neúnosné. Doplňující manévry zatáčkou o 90° i při optimálním úhlu náklonu (hodnotě přetížení) zkracuje dobu letu v dynamických výškách přibližně 1,5krát, o 120° přibližně 2krát a zatáčkou o 180° je buď nemožný anebo podstatně zkrátí dobu pobytu letounu v uvedených výškách. Proto za těchto podmínek jsou zteče letounu TR-1 z jiného směru než ze směru okolo 90° těžko uskutečnitelné.

Uprávnění navedení v dynamických výškách s dotáčením směrem k cíli je velmi náročné i na čas. Poloměry zatáček v těchto výškách při náklonu 30° mohou dosahovat následujících hodnot:

- při $M = 1,5$ a odpovídající rychlosti $1593 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ je přibližně 35 km,
- při $M = 1,8$ a odpovídající rychlosti $1912 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ to bude asi 50 km.

Z toho pak vycházejí i časy potřebné na opravu směru. Při jeho opravě o 10° a rychlosti $M = 1,5$ s uvažováním doby přechodu do náklonu i vyvedení z něho to bude 13 sekund a při opravě o 20° až 28 sekund. Když opravujeme směr o 10° při rychlosti $M = 1,8$ to bude 18 sekund a při opravě o 20° přibližně 34 sekund. Za tuto



Obr. 2

dobu stíhač v prvním případě ulétne 6,5 km a 12 km, ve druhém případě 9,5 km a 18 km. Proto je nutné letoun navádět co nejpřesněji s využitím systému V-Im.

Po navedení musí pilot co nejdříve vyhledat vzdušný cíl. Letoun TR-1 má dostatečně velkou efektivní odrazovou plochu i při uvažování úpravy STEALTH. Palubním radiolokátorem letounu MiG-23 je možné zjistit letoun TR-1 na vzdálenost — viz **tabulku 1**.

V případě nutnosti a jako doplňující je možné použít i zrakové vyhledávání. Dálka zjištění letounu zrakem ve stratosférických výškách je vlivem rozptýlení světelného záření nižší než ve středních a velkých výškách a může dosahovat teoretických hodnot uvedených v **tabulce 2**.

Po vyhledání letounu začíná proces sblížení a zteče. Při zteči pod úhlem asi 90° se letoun TR-1 po zachycení zaměřovačem bude pravděpodobně nacházet na pravé (nebo levé) straně od odrazového skla zaměřovače v závislosti na směru letu vzdušného cíle. Ve výšce 24 000 m poletí pravděpodobně přístrojovou rychlostí $V_{pr} = 180 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ ($V_i = 855 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$) a ve výšce 18 000 m $V_{pr} = 230 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ ($V_i = 690 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$). Když předpokládáme, že pilot letounu k cíli nedotáčí a pokračuje v rovnoběžném letu.

Při sblížení a zteči z boku je nutné uvažovat, že rychlost stíhače se bude rovnat rychlosti sblížení. To znamená, že při $M = 1,5$ až 1,8 rychlost sblížení bude 442,5 až 531 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$. Tato rychlost sblížení nebude konstantní, ale její hodnota se bude

s postupem času zmenšovat tempem asi 2,65 až 2,12 $\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ (pro výšky 23 000 m).

Let v horizontální rovině v dynamických výškách, které jsou menší než výška, ve které se maximální rychlost rovná manévrující, je možné uskutečňovat poměrně dlouhou dobu. Oblast horizontálního letu MiG-23 MF v dynamických výškách — viz **obr. 1** — je ohraničena křivkami A, B, B, K a E, A.

Z obrázku vyplývá, že doba a délka horizontálního letu je tím větší, čím je vyšší počáteční rychlost letounu. (Je vyjádřena na křivce A, B a menší povolená minimální rychlost horizontálního letu je na křivce E, K.) Graf rovněž ukazuje, že čím bude dynamická výška větší, tím bude doba letu kratší. Např. po nastoupení letounu MiG-23 MF do dynamické výšky 23 000 m a přechodu do horizontálního letu rychlostí $M = 1,9$ je možné v horizontálním letu letět až do rychlosti $M = 1,6$ (odpovídá přístrojové rychlosti 450 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$). Pokles rychlosti v těchto výškách je poměrně pomalý a letoun MiG-23 MF může horizontálním letem letět 130 až 160 sekund. To ve většině případů úplně stačí k uskutečnění zteče cíle.

Po zjištění cíle palubním radiolokátorem stíhač má z hlediska délky zjištění cílů na zteč k dispozici 120 sekund při dále zjištění 60 km, nebo 80 sekund při dále zjištění 40 km. Na rozpoznání cíle, zamíření a sblížení se s ním do vzdálenosti střelby pilot spotřebuje přibližně 35 až 50 sekund. To vytváří dostatečnou časovou rezervu k řešení různých neočekávaných situací, které mohou před ztečí cíle vzniknout.

Letoun TR-1 má při zteči z boku poměrně velké plochy, které zabezpečují úspěš-

Tabulka 1

Typ zaměřovače	Délka vyhledávání		Délka zachycení [km]
	bez úpravy [km]	s úpravou STEALTH [km]	
SAPFIR-23MLAE	70	30	30 až 50
SAPFIR-23	50	20	24 až 30

Tabulka 2

Rakurs	0/4	1/4	2/4	3/4	4/4
Délka zjištění [km]	14	13	12	7	8

né zachycení cíle radiolokačním koordinátorem rakety R-23 R. Právě zteč z 90° vytváří optimální podmínky jak pro zachycení cíle, tak pro jeho automatické sledování. Dálka odpálení rakety R-23 R v těchto výškách je 8–12 km a doba řízeného letu (ozařování cíle palubním radiolokátorem) bude v rozsahu 10 až 15 sekund.

Odpálení rakety R-23 R ve stratosférických výškách bude pravděpodobně vlivem velkého množství nasátých zplodin od motoru rakety spojeno s vysazením motoru letounu MiG-23 MF a tím i s poklesem výšky. To značně ztěžuje ozařování cíle palubním radiolokátorem. I za těchto podmínek je však možné toto zabezpečit, když stíhač v průběhu ozařování cíle po odpálení rakety neklesne o výšku větší než 4000 metrů (5000 m u SAFFIR-23 MLAE), což je málo pravděpodobné (rychlost klesání by musela být větší než $V_y = 350$ až $400 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$). Návrat na letiště přistání stíhač uskutečňuje klesavou zatáčkou směrem k němu.

Osádka letounu TR-1 může být (pravděpodobně vždy bude) na zteč stíhačů včas upozorněna. Její reagování na ni je obtížné ze dvou důvodů. Za prvé: změnou trati letu budou narušeny podmínky pozorování bojště, popř. podmínky navedení rakety T-22 na pozemní cíle. Za druhé: manévrovací schopnosti letounu TR-1 v těchto výškách jsou přibližně stejné nebo i menší než manévrovací schopnosti stíhačů, přičemž malá rychlost letounu TR-1 mu nezabezpečuje možnost zabránit zteči stíhačům. Z toho vyplývá, že manévrování letounu TR-1 nemůže podstatně ovlivnit průběh zteče stíhače. Ovšem letoun TR-1 je vybaven prostředky schopnými rušit palubní radiolokátor stíhače a tak zmenšit jeho dosah. Šazování klamných infračervených zdrojů, radiolokačních odražečů a radiotechnických rušičů jednorázového použití může znemožnit i navedení řízených rakety. Tyto prostředky jsou však více účinné proti zteči stíhačů ze zadní polosféry.

Přímá stíhací ochrana letounu TR-1 je prakticky nemožná. Stíhači nemohou s letounem TR-1 létat ve společné bojové sestavě ani se zdržovat v jeho blízkosti. Ochranu tohoto letounu bude stíhací letectvo nepříteli pravděpodobně uskutečňovat přepadem ze střehu na letišti, nebo ze střehu ze vzduchu. Tehdy budou stíhači nepříteli naváděni proti našim přilétávajícím stíhačům k vedení čelní zteče. Stíhacím letounům F-15 to umožňuje vysoká stoupavost, dobrá rozhonová charakteristika a malé plošné zatížení ($330 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$). Úspěšné odražení zteče našich stíhačů umožňuje též velký dosah jejich palub-

ních radiolokátorů (120 km) a značná dálka odpálení řízených rakety na vstřicných kursech (50 km). Nevýhodou tohoto způsobu odražení zteče může být to, že se mezi útočící stíhače může dostat letoun TR-1, který prakticky znemožní obranné zteče letounu F-15, a dále to, že obranné zteče stíhače má jen jednorázový charakter. Její opakování je možné uskutečnit až za 5 až 7 i více minut.

Stíhači při vedení zteče letounu TR-1 se dostanou do prostoru účinné palby nepřátelské protiletadlové obrany — jejich řízených rakety. Z hlediska obrany proti raketám Hawk je nutné nastoupit výšku větší než 18 000 m ještě před vletnutím do prostoru účinné palby těchto prostředků. To znamená, že přechod do strmého stoupání na dynamické výšce je nutné zahajovat 20 až 30 km před linií fronty. Obranu proti raketám Nike Hercules může stíhačům zabezpečit skutečnost, že při střelbě rakety a zvláště v konečné fázi jejich navedení se stíhač dostává do zákrytu s letounem TR-1, což při nízké rozlišovací schopnosti střeleckých radiolokátorů na tyto dálky ohrožuje bezpečnost jeho letu.

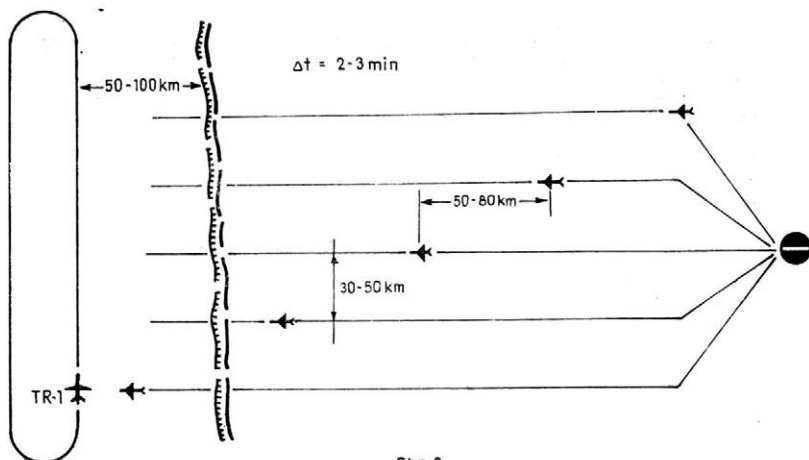
Pravděpodobnost přepadu (W_{pr}) letounu TR-1 jedním stíhačem je možné zjistit pomocí běžného vzorce:

$$W_{pr} = W_{nav} \cdot W_s \cdot W_{prc} \cdot W_{znič} \cdot K_{sp}$$

Pravděpodobnost navedení (W_{nav}) bude při navádění pomocí systému V-im na poměrně malý cíl vysoká i při tak složitých podmínkách pilotáže, v rozsahu 0,85 až 0,95. Protože stíhač bude naveden do takové polohy, aby buď pomocí technických prostředků anebo zrakem vyhledal vzdušný cíl, proto i pravděpodobnost vyhledání a zteče (W_s) bude dosahovat hodnoty 0,85 až 0,95. Překonání nepřátelské radiotechnické protičinnosti (W_{prc}) bude závislé na použitých prostředcích obrany. Palubní prostředky letounu MiG-23 a řízené rakety R-23 R mají různé způsoby ochrany proti rušení a umožňují jejich úspěšné použití i v podmínkách rušení. Proto hodnota pravděpodobnosti překonání protičinnosti nepříteli nebude nižší než 0,7. Rakety R-23 R po překonání protičinnosti nepříteli jsou schopné ničit letoun TR-1 ($W_{znič}$) s pravděpodobností 0,7 při střelbě 1 raketou a 0,91 při střelbě dvěma raketami. Koeficient spolehlivosti (K_{sp}) zařízení letounu MiG-23 a řízených rakety má hodnotu 0,88 a 0,9. Pravděpodobnost přepadu bude:

$$W_{pr} = (0,85 \pm 0,95) \cdot (0,85 \pm 0,95) \cdot (0,7 \pm 0,91) \cdot (0,88 \pm 0,9)$$

$$W_{pr} = 0,311 \pm 0,517$$



Obr. 3

Pro zničení letounu TR-1 se zadanou pravděpodobností $W_{\text{zad}} = 0,9$ bude potřebné do prostoru cíle vyslat tento počet stíhačů:

$$N_s = \frac{\log(1 - W_{\text{zad}})}{\log(1 - W_{\text{pr}})}$$

Po dosazení $N_s = 6,2 \div 3,2$.

To znamená, že do prostoru cíle bude potřebné vyslat 4 až 6 stíhačů.

Přepad letounu TR-1 je, podle našeho názoru, nutné organizovat tak, aby na jednom úseku tratě jeho letu bylo možné postupně uskutečnit zteč 4 až 6 stíhači. Tento požadavek je možné splnit způsobem

„vějíř“, který umožňuje jednak reagovat na změnu situace dalším stíhačem, jednak zvyšuje pravděpodobnost, že ne všichni stíhači budou při zteči cíle napadeni nepřátelskými stíhači — viz **obr. 3**. Stíhací letouny by měly startovat tak, aby při letu na přepad letěly po tratích vzdálených od sebe 30 až 50 km s časovým rozestupem 2 až 3 minuty. Vzdálenost mezi letouny zabezpečuje, že se stíhači postupně dostanou na vzdálenost odpálení raket na cíl pod úhlem blízkým 90°. Časový rozestup umožňuje postupné navedení jednotlivých stíhačů z jednoho naváděcího stanoviště.

Bojová činnost stíhačů proti letounu TR-1 je velmi složitá. Některé otázky spojené s touto činností nejsou dosud plně ujasněny ani v teoretické oblasti. Přesto jsme toho názoru, že stíhací letectvo vyzbrojené letouny MiG-23 MF [ML] je schopné tyto úkoly úspěšně plnit. Perspektivně nové stíhací letouny s použitím moderních protiletadlových řízených střel budou schopny tyto letouny ničit i bez nastoupání do dynamických výšek. Ukazuje se však, že úspěch zteče bude plně záviset na vysoké vycvičenosti pilotů a směn naváděcího stanoviště. K tomu je nutné už v mírové době organizovat praktické procvičování této činnosti.