

G l a v a VII

SISTEMI UPRAVLJANJA RAKETAMA

§ 7.1. NAMENA I KLASIFIKACIJA SISTEMA UPRAVLJANJA

Upravljanje* kretanjem raket primenjuje se radi povećavanja tačnosti gadanja, a sastoji se od navođenja i stabilizacije rakete.

Pri vođenju rakete određuju se najpogodnija putanja za uništenje cilja ± potrebne vrednosti parametara kretanja raket koje odgovaraju toj putanji. Pri stabilizaciji se obezbeđuje stabilno kretanje raket po putanji koja se određuje u procesu vođenja. Funkcije vođenja i stabilizacije ispunjavaju se po pravilu automatski pomoću uređaja koji čine sistem upravljanja. U pojedinim slučajevima primenjuje se poluautomatsko vođenje raket u kojem se poredviđa učešće operatora.

Sistem vođenja se sastoji od uređaja koji određuju koordinate raket i cilja, izračunavaju potrebnu putanju kretanja raket i od linija veze između mesta upravljanja sa raketom.

Za razliku od sistema vođenja uređaji sistema stabilizacije, koji se zove automatom stabilizacije, smeštaju se samo u raketu.

Automat stabilizacije ima nekoliko kanala, od kojih svaki reguliše kretanje raket po jednom od parametara. Parametri stabilizacije mogu da budu veličine koje karakterišu položaj raket u odnosu na centar težišta (ugao propinjanja, skretanja i valjanja elevacije, azimuta i krena) i veličine koje određuju odstupanje centra težišta od putanje koja se traži.

Svaki kanal automata stabilizacije predstavlja zatvorenu petlju automatskog regulisanja koja radi na principu otklanjanja razlike između veličine regulišućih parametara i potrebnih veličina koje određuje sistem vođenja.

Po principu dejstva svi sistemi upravljanja, kao i njihovi sistemi vođenja, mogu se podeliti na četiri osnovne grupe: autonomne sisteme

* U stručnoj literaturi ovaj izraz se definiše pojmom „vođenje“. — Prim. red.

upravljanja, sisteme televodenja (daljinskog vođenja), sisteme samonavodenja i kombinovane sisteme.

U autonomnim sistemima upravljanja signale vođenja daju uređaji koji se nalaze na raketni. Pri tome uređaj za upravljanje posle lansiranja rakete, ne dobija nikakve informacije ni sa komandnog mesta upravljanja ni od cilja. Pri autonomnom upravljanju raketa se može navesti na cilj po programskoj putanji unapred izračunatoj i uvedenoj u sistem upravljanja pre lansiranja, ili po putanji koja se određuje u toku leta, uz uračunavanje tekućih veličina koordinata i parametara kretanja rakete u odnosu na cilj, čije se koordinate uvođe pred lansiranje. U poređenju sa drugim, autonomni sistemi upravljanja raspolažu najvećom zaštitom od smetnji koje nastaju usled pomanjkanja kanala veze sa komandnim mestima upravljanja.

Obično se autonomno upravljanje primenjuje u raketama vrste „zemlja-zemlja“, predviđenim za uništavanje nepokretnih ciljeva.

U sistemima daljinskog vođenja, putanja kretanja rakete se određuje u stanicu za vođenje koja se nalazi na komandnom mestu. Za vođenje rakete po zahtevanoj putanji određuju se komande upravljanja koje se kanalom veze prenose na uređaje za vođenje u raketni. Putanja rakete može takođe da se zadaje radarskim snopom. Pri tome signale upravljanja proizvodi uređaj za navođenje u raketni neposredno posle njenog skretanja iz zone signala.

Glavno preim秉stvo sistema daljinskog vođenja u poređenju sa autonomnim sistemom jeste mogućnost promene putanje rakete po signalima sa komandnog mesta. To omogućava efektivno korišćenje daljinskog vođenja u raketama, predviđenim za uništavanje pokretnih ciljeva u letu.

U rakete sa sistemima samonavodenja smešta se uređaj za automatsko praćenje cilja koji automatski određuje položaj rakete u odnosu na cilj. Taj zadatak se ispunjava pomoću glave za samonavodenje čiji je osnovni element koordinator cilja. Pri odstupanju rakete od datog pravca i obrazovanju signala greške, koordinator cilja stvara komandne signale za autopilot. Autopilot pomoću organa upravljanja obezbeđuje navođenje rakete na cilj.

Sistemi samonavodenja obezbeđuju najveću tačnost vođenja rakete na cilj, što je osobito važno pri uništavanju ciljeva malih dimenzija.

Međutim, primena samonavodenja sputava se ograničenim sposobnostima aparature za pronalaženje cilja i relativno malim radijusom dejstva glave samonavodenja.

Za najpotpunije korišćenje pozitivnih svojstava raznih sistema upravljanja primenjuju se kombinovani sistemi, na primer, kombina-

cija autonomnog upravljanja i samonavođenja. U tom slučaju na većem delu putanje raketom se upravlja autonomno, a na završnom delu leta koristi se samonavođenje da bi se povećala verovatnoća pogadanja cilja. Mogući su takođe slučajevi kada se na jednom istom delu putanje različitim parametrima kretanjem rakete upravlja raznim metodama.

Sistem upravljanja raketama i osobito uređaji za vođenje, koji se nalaze u raketni, rade u nepovoljnim uslovima jakih vibracija i naglih kolebanja temperature, pritiska i velikih preopterećenja. Zbog toga problem sigurnosti sistema upravljanja ima veoma veliki značaj.

A. ELEMENTI SISTEMA UPRAVLJANJA RAKETAMA

§ 7.2. ŽIROSKOPSKI UREĐAJI

U raznovrsnim žiroskopskim uređajima koriste se svojstva sime-tričnog brzorotirajućeg tela — žiroskopa — da svoju osu održava u nepromjenjenom položaju u prostoru ako na nju ne deluju spoljne sile, i da vrši prinudno kretanje sa određenom ugaonom brzinom ako na žirokop deluje spoljni moment.

Nećemo se zaustavljati na opisu svojstava žiroskopa, jer o tome postoji u poslednje vreme dovoljno literature.

Istači ćemo da u svim žiroskopskim uređajima, pa i u veoma tačnim koji se primenjuju u raketama, razni spoljni momenti stalno utiču u vidu trenja u osloncima, nepoklapanja centra težišta sa nepokretnom tačkom podvezivanja i u vidu opterećenja na razne dopunske uređaje itd.

Postojanje čak i malog spoljnog momenta dovodi do pojave precesionog kretanja. Za određeno vreme t osa žiroskopa sa ugaonom brzinom precesije ω_{pr} skrenuće od prvobitnog pravca za neki ugao $\alpha = \omega_{pr}(t)$.

Veličina vremenskog odstupanja žiroskopa karakteriše njegovu tačnost. Da bi se smanjilo odstupanje teži se da se na razne načine svede na nulu trenje u osama oslonaca i da se isključe svi faktori koji dovode do stvaranja spoljnog momenta. S tim ciljem se primenjuju kuglični ležaji visokog kvaliteta, vrši se detaljno statičko i dinamičko balansiranje uređaja. Poslednjih godina se za povećavanje tačnosti u sistemima upravljanja raketama koristi novi tip konstrukcije žiroskop-skih uređaja koji se zovu ploveći žiroskopi. Rotor takvog žiroskopa smešta se u hermetički zatvorenu komoru — plovak koji se radi u kutiji ispunjenoj specijalnom gustom tečnošću.

Zahvaljujući primeni plovka koji mirno leži u tečnosti velike gustine može se odstraniti dejstvo sila trenja u osloncima, jer se sila težine plovka, zajedno sa žiromotorom uravnoteže sa silom istisnute tečnosti i oslonci se oslobadaju opterećenja. Takva konstrukcija žiro-skopskog uređaja omogućava dobijanje velike tačnosti. Osim toga, smanjivanje sile trenja do zanemarljivo male veličine, omogućilo je smanjivanje veličine kinetičkog momenta, pa prema tome i utroška energije napajanja, veličine i težine žiroskopa.

Koristeći se sa dva osnovna svojstva žiroskopa — svojstvom stabilnog zadržavanja svoje ose u prostoru i svojstvom precesije, naučnici su izradili razne žiroskopske uređaje:

— žiroskope pravca — za određivanje ugaonih odstupanja kolebaućeg objekta od datog pravca;

— žirovertikale — za određivanje stabilnog pravca vertikale na pokretnom objektu;

— diferencirajuće žiroskope i žirotahometre — za određivanje proizvoda od ugaonog odstupanja i merenja ugaone brzine objekta koji se kreće;

— integrirajuće žiroskope — za integrisanje ubrzanja;

— žirostabilizatore — za stabilizaciju objekta koji se koleba.

U sistemima upravljanja raznih raketa koriste se sve navedene vrste žiroskopskih uređaja.

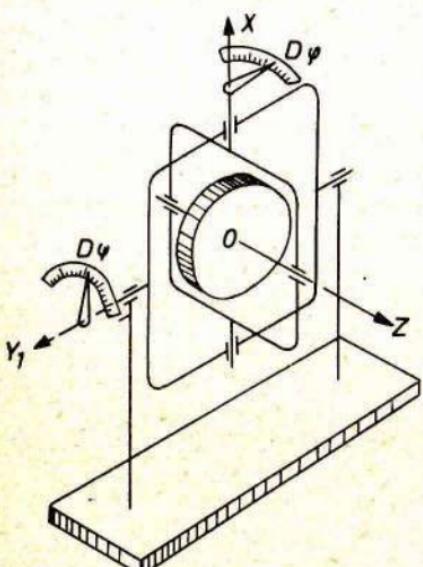
Razmotrićemo princip dejstva žiroskopskih uređaja razne namene koji se primenjuju u sistemima upravljanja raketa. *Žiroskop pravca* koji je trostopeni slobodni žiroskop, namenjen je za stvaranje osnovnog mernog sistema za ravnanje, na osnovu koga bi bilo moguće meriti ugaona odstupanja, na primer, ugla poprečnog nagiba φ skretanja po pravcu ψ i propinjanja (valjanja) v .

Za merenje uglova poprečnog nagiba φ i uglova skretanja po pravcu ψ da bi se obradili signali upravljanja pri obrtanju rakete oko uzdužne ose i pri njenom odstupanju od ravni gađanja primenjuje se žiroskopski uređaj, nazvan *žirovertikalom* (sl. 7.1).

Osa rotora žiroskopa Z prvo bitno se orijentiše normalno na ravan gađanja, a osa unutrašnjeg rama X — po uzdužnoj osi rakete. Ugao poprečnog nagiba φ se obrazuje pri obrtanju rakete u odnosu na osu unutrašnjeg rama. Ako je sa tom osom vezan klizač potenciometra $D\varphi$, moguće je veličinu ugla φ preobraziti u, njemu proporcionalan, signal upravljanja $U\varphi$.

U slučaju odstupanja uzdužne ose rakete od ravni gađanja za ugao skretanja po pravcu ψ dolazi do okretanja potenciometarskog davača $D\psi$, sa koga se snima signal upravljanja $U\psi$.

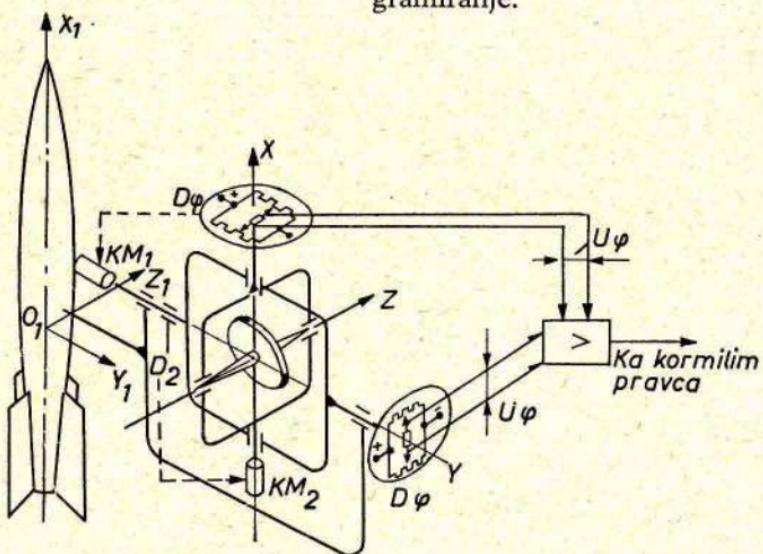
Signalni upravljanja $U\varphi$ i $U\psi$ dovode se u sistem upravljanja i posle pojačavanja i pretvaranja odlaze na kormila upravljanja rakete (sl. 7.2.).



Sl. 7.1. Šema žirovertikanta

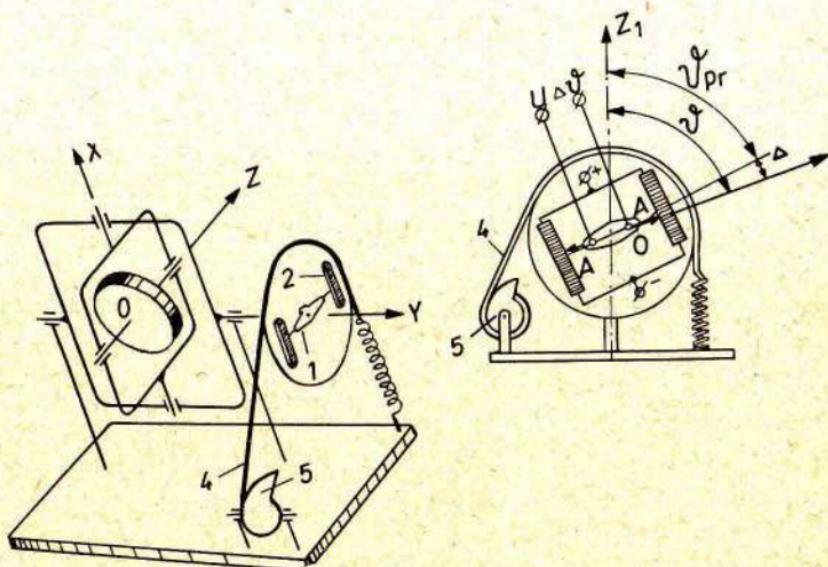
Za merenje uglova odstupanja od zadate programske vrednosti ugla propinjanja u sistemima upravljanja koristi se žiroskopski uređaj koji je dobio naziv *žirohorizont* (sl. 7.3). Šema žirohorizonta data je na slici 7.3.

Pred startom rakete osa rotora žiroskopa Z poklapa se sa ravni gađanja i usmerava horizontalno, a osa Y spoljnog rama kardanskog sklopa smešta se normalno na ravan gađanja. Neslaganje ugla propinjanja meri se potenciometarskim davačem čiji je klizač (1) pričvršćen na osu spoljnog rama kardanskog sklopa, a potenciometri (2) smešteni su na disk (3), vezani sa telom uređaja pomoću prenosne trake (4) i ekscentra (5) mehanizma za programiranje.



Sl. 7.2. Obrada uglova u sistemu upravljanja raketa

Ako nema ugla greške po uglu propinjanja, četke davača nalaze se u tačkama jednakih potencijala $A-A$ i signal na izlasku iz klizača jednak je nuli. Pri obradi programa ekscentar (5) okrenuće disk i pojaviće se ugao greške Δv , kao što je prikazano na slici 7.3. Potencijal leve četke postaće veći od desne. Na izlazu iz klizača pojaviće se signal $U\Delta v$, proporcionalan otklonu Δv .



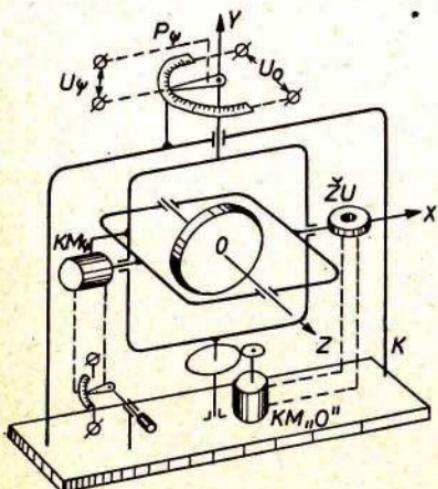
Sl. 7.3. Šema žirohorizonta

Za merenje odstupanja krilate rakete po kursu (ugao skretanja po pravcu) takođe se koriste žiroskopi pravca koji se nazivaju žiroskopima kursa (sl. 7.4).

Telo uređaja K sa potenciometrom φ pričvršćuje se kruto za raketu. Četka potenciometarskog davača pričvršćena je za osu spoljnog rama kardanskog sklopa. Pri okretanju raketne po ugлу (u odnosu na osu Y) četka ostaje nepokretna, a potenciometar će se okrenuti zajedno sa telom uređaja za ugao ψ . Tako će se na izlazu klizača pojaviti električni napon $U\psi$, koji je proporcionalan ugлу skretanja.

U šemi kursnog žiroskopa predviđen je sistem azimutne korekcije. Bez sistema korekcije osa kursnog žiroskopa održava svoj smer u odnosu na svemirski prostor, a ne na orientire vezane za Zemlju. Prema tome obrtanje Zemlje osa žiroskopa neće zauzimati nepromenljiv pravac u odnosu na zemaljske koordinate, već će se premeštati,

prividno odlaziti od pravaca vezanih za Zemlju. U stvari, dolazi do zaostajanja ne žiroskopa već zemaljskih koordinata od nepromenljivog pravaca ose žiroskopa, usled okretanja Zemlje.



Sl. 7.4. Šema kursnog žiroskopa

nja žiroskopa. Pri tome neće doći do premeštanja ose rotora žiroskopa u odnosu na Zemlju.

Kvalitete podešavanja kontroliše se po izlaznom signalu $U\psi$. Ako se on u toku vremena ne menja, znači da je podešavanje bilo pravilno. Veličina napona napajanja $KM\psi$ ostaje nepromenjena u toku celog leta.

Osa rotora kursnog žiroskopa mora sve vreme da bude horizontalna. Njen položaj kontroliše jedan osjetljivi element, pričvršćen za osu unutrašnjeg rama. Takav element može da bude ili klatno sa kontaktnim uređajem ili specijalni tečni pokazivač nivoa.

U slučaju skretanja žiroskopa osjetljivi element daće signal na motor za korekciju KM_o , koji će stvoriti moment na osu spoljnog rama kardanskog sklopa. Žiroskop će početi da precesira oko ose OX i kada osa njegovog rotora dode u horizontalan pravac, prestane dolazak signala na motor za korekciju KM_o . Žiroskop će prestati da precesira.

Zirovertikale služe za stvaranje osnovnog vertikalnog pravca na pokretnom objektu (raketi, avionu itd.). Radi toga se koristi slobodni trostopeni žiroskop, a osa obrtanja njihovog rotora je usmerena po

Pojava prividnog pomeranja žiroskopa izaziva neophodnost neprekidnog usklađivanja pravca ose žiroskopa sa zemaljskim koordinatnim sistemom, u odnosu na koji se izračunava let rakete. Prinudno precesiono kretanje ose kursnog žiroskopa za obučavanje uticaja prividnog skretanja ostvaruje se pomoću motora za korekciju $KM\psi$.

Pri podešavanju sistema upravljanja pred lansiranje bira se takav napon napajanja motora za korekciju, da stvoren moment izazove brzinu precesije žiroskopa jednaku po veličini i smera suprotnog brzini pomeranja.

Kvalitete podešavanja kontroliše se po izlaznom signalu $U\psi$. Ako se on u toku vremena ne menja, znači da je podešavanje bilo pravilno. Veličina napona napajanja $KM\psi$ ostaje nepromenjena u toku celog leta.

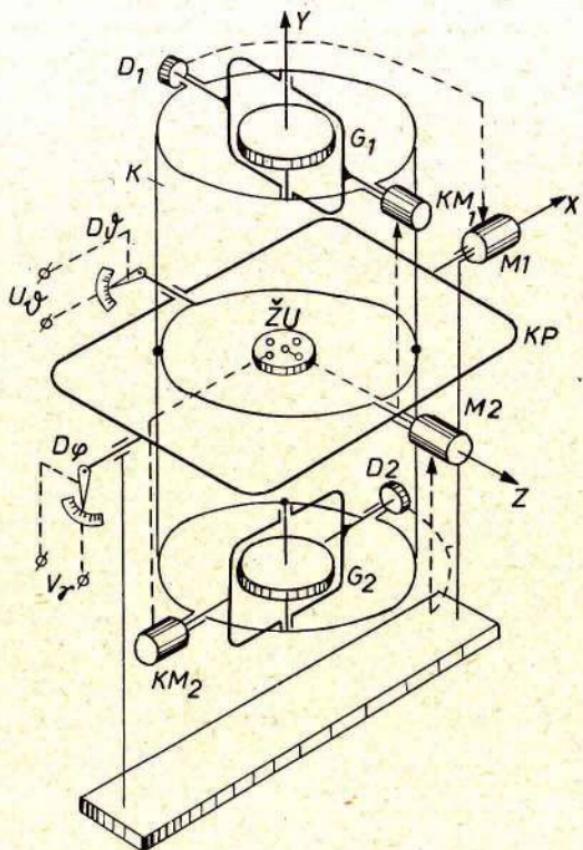
Osa rotora kursnog žiroskopa mora sve vreme da bude horizontalna. Njen položaj kontroliše jedan osjetljivi element, pričvršćen za osu unutrašnjeg rama. Takav element može da bude ili klatno sa kontaktним uređajem ili specijalni tečni pokazivač nivoa.

U slučaju skretanja žiroskopa osjetljivi element daće signal na motor za korekciju KM_o , koji će stvoriti moment na osu spoljnog rama kardanskog sklopa. Žiroskop će početi da precesira oko ose OX i kada osa njegovog rotora dode u horizontalan pravac, prestane dolazak signala na motor za korekciju KM_o . Žiroskop će prestati da precesira.

Zirovertikale služe za stvaranje osnovnog vertikalnog pravca na pokretnom objektu (raketi, avionu itd.). Radi toga se koristi slobodni trostopeni žiroskop, a osa obrtanja njihovog rotora je usmerena po

vertikali. Za kompenzaciju odstupanja ose od vertikalnog pravca u žirovertikalama primenjuju se uređaji za korekciju. Kao žirovertikala koristi se i teški žiroskop kod koga se centar težišta nalazi u odnosu na nepokretnu tačku oslonca duž glavne ose.

Žirovertikale se primenjuju u sistemima upravljanja krilate rakete za merenje odstupanja po uglovima propinjanja i valjanja. Na slici 7.5 prikazana je šema centralne žirovertikale mnogo primenjivane u auto-



Sl. 7.5. Principijelna šema žirovertikale

pilotima. Centralna žirovertikala se sastoji od tela K , dva žiroskopa G_1 i G_2 , dvostepenog kardanskog rama KP , davača valjanja $D\varphi$, davača propinjanja Dv , uređaja niveliacije i uređaja za rasterećivanje osa kardanskog rama od momenata poremećaja.

Telo K je šarnirima pričvršćeno na kardanski ram i pomoću žiroskopa održava se u vertikalnom položaju nezavisno od okretanja oslonca uređaja, čvrsto vezanog za raketu. Pri postavljanju žirovertikale na raketu, osa rama kardanskog sklopa orijentiše se po uzdužnoj osi rakete. Zato će davač $D\varphi$ vezan sa njom meriti ugao valjanja, a davač Dv , vezan sa osom tela, meriti ugao propinjanja.

Žiroskopi imaju po dva stepena slobode u odnosu na telo K . Ovo kao što se vidi na slici niže omogućava korišćenje svojstva njihove precesije za održavanje tela u vertikalnom pravcu i merenje poremećajnih momenata koji deluju na ose kardanskog rama.

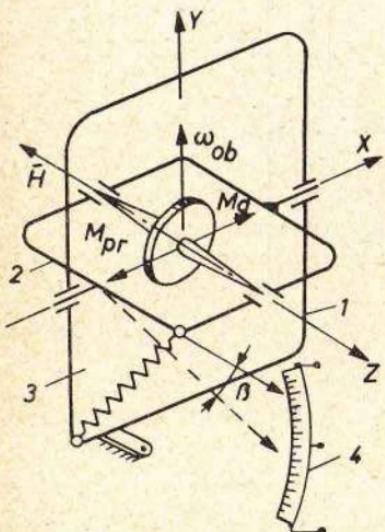
U sistem nivelicacije ulaze tečni pokazivač postavljen na telo i motori za korekciju KM_1 i KM_2 .

Razmotrićemo princip nivelicacije tela. Pretpostavimo da se telo okrenulo za neki ugao u odnosu na sopstvenu osu. Pri tome signal sa tečnog pokazivača nivoa dolazi u motor za korekciju KM_2 koji će stvoriti moment na osu rama žiroskopa G_2 . Žiroskop će početi da

precesira u odnosu na osu Z . Pošto je u tom pravcu stepen slobode žiroskopa u odnosu na telo ograničen, on će precesovati zajedno sa telom, dovodeći ga u vertikalni položaj.

Nivelacija tela u odnosu na osu kardanskog sklopa ostvaruje se analogno pomoću motora za korekciju KM_1 , na koji dolazi signal od drugog para elektroda tečnog pokazivača nivoa, a ovaj reaguje na okretanje tela K u odnosu na osu rama kardanskog sklopa.

Diferencirajući žiroskop se koristi svojstvom precesije. Na slici 7.6. prikazan je žiroskop čiji je spoljni ram kruto pričvršćen za telo pokretnog objekta (rakete, aviona, tenka). Na taj način je stepen slobode žiroskopa likvidiran. Diferencirajući žiroskop postavlja se na objekat tako da se osa spoljnog rama poklapa sa vektorom ugaone brzine objekta ω_{ob} . U tom slučaju žiroskop jednovremeno učestvuje u dva obrtna kretanja — prenosom sa ugaonom brzinom ω_{ob} i relativnom sa ugao-



Sl. 7.6. Šema diferencirajućeg žiroskopa

de žiroskopa likvidiran. Diferencirajući žiroskop postavlja se na objekat tako da se osa spoljnog rama poklapa sa vektorom ugaone brzine objekta ω_{ob} . U tom slučaju žiroskop jednovremeno učestvuje u dva obrtna kretanja — prenosom sa ugaonom brzinom ω_{ob} i relativnom sa ugao-

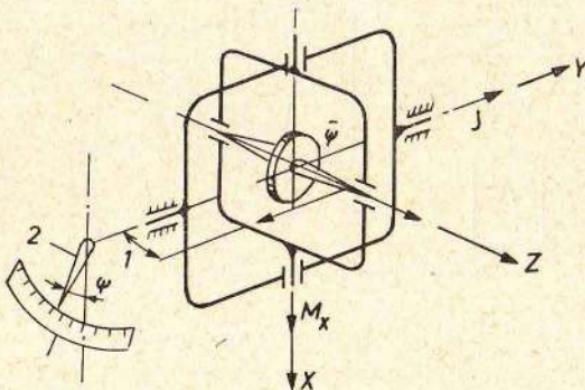
nom brzinom sopstvenog obrtanja Ω . Kao rezultat toga pojavljuje se žiroskopski moment, usmeren po osi X , a jednak je $M_g = H\omega_{ob} \cos \beta$. Ugao odstupanja β unutrašnjeg rama 2 obično je mali. Zato se može uzeti $\cos \beta \sim 1$.

Okretu unutrašnjeg rama pod uticajem žiroskopskog momenta M_g protivdejstvuje opruga (3), dozvoljavajući mu da se okrene za mali ugao β , dok spoljni moment opruge M_{op} ne bude jednak žiroskopskom momentu M_g . Moment opruge zavisi od njene elastičnosti i proporcionalan je stepenu deformacije opruge, a prema tome i uglu zaokreta žiroskopa β . Ugao zaokreta žiroskopa β biće proporcionalan ugaonoj brzini obrtanja objekta (rakete) ω_{ob} .

Veličina β se pomoću potenciometarskog (4) ili drugog davača pretvara u električni signal koji je proporcionalan brzini ω_{ob} ili prvom izvodu ugla okretanja objekata: $\alpha - \omega_{ob} = \frac{d\alpha}{dt}$. Na taj način žiroskopski uređaj vrši funkciju diferencirajućeg uređaja.

Integrirajući žiroskop se koristi za integrisanje kako linearnih tako i ugaonih ubrzanja.

Na slici 7.7. prikazana je šema integrirajućeg žiroskopa za određivanje linearne brzine objekta (rakete, aviona).



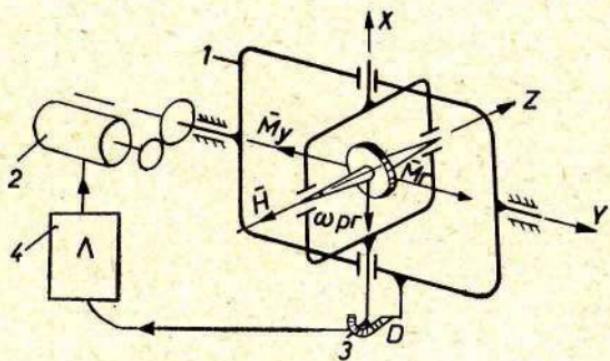
Sl. 7.7. Šema integrirajućeg žiroskopa

Osa Y spoljnog rama kardanskog spoja upravljenja je duž uzdužne ose objekta, a centar težine žiroskopa (tačka C) pomeren je u odnosu na nepokretnu tačku oslonca O nosača za veličinu l po glavnoj osi Z .

Trostepeni integrirajući žiroskopi se primenjuju u sistemima upravljanja balističkih raketa za merenja brzine na aktivnom delu putanje.

Žirostabilizatori predstavljaju sistem, sa dva ili više žiroskopa. Oni su predviđeni za održavanje, u datom pravcu (položaju) ovog ili onog objekta smeštenog na pokretnu osnovu (avion, raketu), u odnosu na koordinate Zemlje. Postoje različite šeme žirostabilizatora. Na slici 7.8 data je šema žirostabilizatora nazvana žiroskopskim ramom, ili prosto žiroramom. Spoljni moment koji stvara stabilizirani objekat prima ne samo žiroskop 1 već i specijalni stabilizirajući motor 2. Ako inercionalna svojstva samog žiroskopa nisu dovoljna da se suzbije dejstvo spoljnog momenta, on će početi pod dejstvom momenta da precesuje. Ali precesujući žiroskop pomoću davača (3) stvara signal koji posle pojačavanja u pojačavaču (4) deluje na motor (2), i ovaj prima dejstvo spoljnog momenta.

Na taj način će položaj objekta koji se stabilizuje u odnosu na osu Y ostati nepromenjen. Ako imamo dva sistema, slična opisanom, ali reaguju u odnosu na dve ili tri uzajamno normalne ose, možemo obezbediti stabilizaciju već u odnosu na te dve ili tri ose. U prvom slučaju biće stabilizacija ravni, a u drugom prostorna stabilizacija.



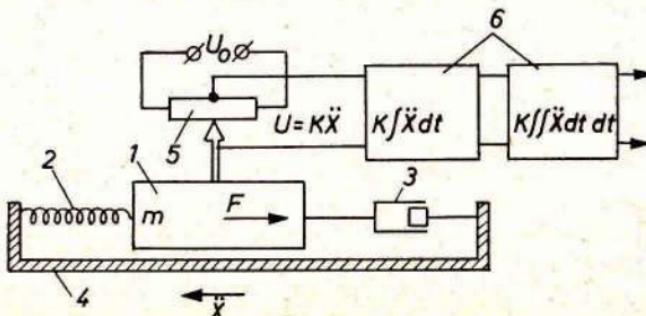
Sl. 7.8. Šema žiroskopskog rama

Akcelerometri

Za merenje ubrzanja koriste se razne vrste davača ubrzanja, tzv. akcelerometri.

Najprostija šema akcelerometra za merenje linearnih ubrzanja prikazana je na slici 7.9. Telo uređaja se pričvršćuje neposredno na

raketu ili stabilizovanu platformu. Akcelerometar je mehanički sistem sa jednim stepenom obslode.



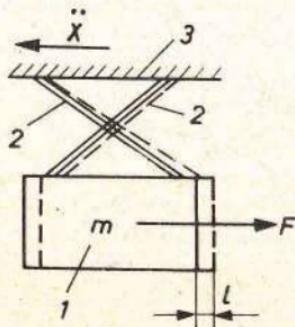
Sl. 7.9. Šema akcelerometra

Pri kretanju rakete sa nekim ubrzanjem masa 1 kao inerciono telo premešta se u odnosu na telo (4), sabijajući oprugu (2) i savlađujući otpor prigušivača (demfera) 3, namenjenog za prigušivanje kolebanja. Pri tome se telo uredaja orijentiše u pravcu u kome treba da bude izmereno ubrzanje. Ovaj pravac dakle mora da se poklapa sa osom osetljivosti akcelerometra. Ako se za telo koje se premešta pod dejstvom ubrzanja veže električni davač (5), možemo skidati signal u obliku napona, proporcionalnog veličini ubrzanja. Izvršivši dvojno integrisanje pomoću specijalnih računskih uređaja (6), možemo posredno dobiti brzinu pomeranja rakete i put koji ona pređe, ili, drugim rečima, odrediti linearnu koordinatu u jednom od pravaca u kojem je orijentisana osa osetljivosti akcelerometra.

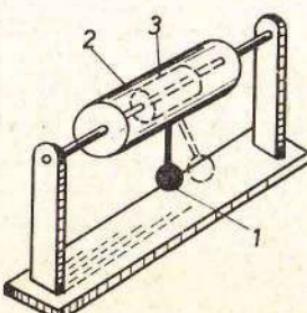
Najprostiji linearni akcelerometar u obliku pokretnе mase, zadržavani oprugama, daje greške usled trenja u pokretnim elementima sistema i preostaloj deformaciji u oprugama. Savršenija je konstrukcija akcelerometra (sl. 7.10), kod koga se za merenje linearног ubrzanja koristi masa (1), okačena kao klatno na oprugama (2) na telu rakete (3). U dатој ћеми isključено je dejstvo sile trenja.

Kao druga konstrukcija akcelerometra linearnih ubrzanja tipa klatna je šema sa elektromotorom istosmerne struje (sl. 7.11). Klatno (1) je pričvršćeno za telo motora (2), smeštenog u precizne kuglične oslonce. Pri dejstvu ubrzanja klatno skreće i okreće telo motora zajedno sa statornim omotačem. Na kotvu (3) se daje napon određene polarnosti. Usled uzajamnog dejstva magnetskih polja pri okretanju tela motora nastaje protivdejstvjući momenat koji uravnovežava momenat sile inercije od linearног ubrzanja i vraća klatno u početni položaj.

Protivdejstvujući moment proporcionalan je naponu koji se dovodi do kotve motora, po čijoj se veličini može odrediti vrednost ubrzanja koje se daje akcelerometru.



Sl. 7.10. Šema akcelerometra na oprugama



Sl. 7.11. Šema akcelerometra — motora

Najveću tačnost merenja ubrzanja daje akcelerometar pri malim uglovima okretanja, kada reaguje samo na linearno ubrzanje i ne unosi se greška zbog veličine ubrzanja sile Zemljine teže.

§ 7.3. POJAČIVAČKO-PRETVARAČKI ELEMENTI SISTEMA UPRAVLJANJA

Pojačivači-pretvarači u sistemima upravljanja raket namenjeni su za pojačavanje signala koji dolazi iz mernog uređaja. Samo signal pojačan do određene snage može da se iskoristi za dejstvo preko izvršnih (servo) motora na kormila upravljanja rakete.

Neophodno je da se pojačan ulazni signal pretvori u oblik potreban za dejstvo na izvršni organ. Ova pretvaranja se vrše:

- da se odstrane smetnje koje izvitoperuju korisni signal upravljanja;
- da se pređe od signala na jednosmernu struju ka naizmeničnoj i obrnuto;
- da se usklade signali po fazi i frekvenciji.

Zato se u šemama pojačivača-pretvarača, u čijoj osnovi leže pojačivači raznih vrsta (elektronsko-cevni, magnetni), predviđaju uređaji za ublažavanje smetnji, obezbeđivanje pomeranja po fazi, moduliranje i demoduliranje signala.

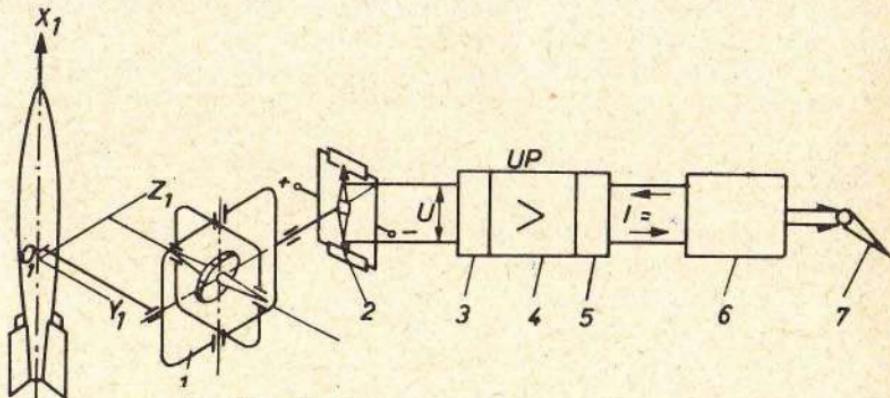
Proces moduliranja sastoji se u pretvaranju signala jednosmerne u signal naizmenične struje, usaglašavanjem po fazi sa polarnošću stalnog signala.

Proces demoduliranja se sastoji u pretvaranju signala naizmenične u signal jednosmerne struje, čija polarnost mora biti uskladena sa fazom signala naizmenične struje.

Neophodnost ovih uređaja u pojačivačko-pretvaračkom sistemu upravljanja raketa objašnjava se time što se veći broj davača mernih elemenata potenciometri, a izvršni ograni-mašine kormila — koriste jednosmernom strujom. Reklo bi se da bi najprostije rešenje zadatka uskladišavanja niza lanca prolaza signala od mernog elementa do izvršnog, bilo korišćenje pojačivača jednosmerne struje u sistemu upravljanja. Međutim, takvi pojačivači nisu našli široku primenu zbog niza principijelnih osobenosti njihovih elektrošema (greška izlazne veličine pojačivača povećava se tokom vremena, šeme zahtevaju visokostabilizovane izvore napajanja itd.).

Zato se u sistemima upravljanja češće koriste pojačivači naizmenične struje.

Šema pretvaranja i pojačavanja ulaznog signala prikazana je na sl. 7.12. Pri odstupanju rakete od proračunate putanje sa potenciometarskog davača (2) žiroskopa (žirohorizonta) pravca (1) snima se



Sl. 7.12. Šema kanala sistema upravljanja

električni signal u vidu napona jednosmerne struje. Signal se pretvara na modulatoru (3), pojačava u pojačivaču naizmenične struje (4), a zatim u demodulatoru (5) opet se pretvara u signal istosmerne struje $U =$. Izlazni signal dolazi na mehanizam kormila (6) koji obezbeđuje okretanje kormila (7) za ugao proporcionalan odstupanju rakete.

Razmotrićemo princip rada tipičnih Šema modulatora i demodulatora.

Prstenasti poluprovodni modulator

Modulator je most koji se sastoji od poluprovodnika dioda vezanih sa izvorom osnovnog napona i izlazom pomoću dva transformatora. Šema modulatora pokazana je na opštoj principijelnoj električnoj šemi jednog od kanala upravljanja.

Izlazni napon modulatora nosi potpunu informaciju o signalu: njegova amplituda je proporcionalna veličini ulaznog signala, a faza odgovara polarnosti tog signala. Pri promeni te polarnosti ulaznog signala u suprotnu, faza moduliranog signala se menja za 180° .

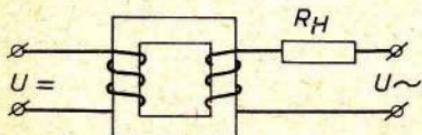
Prstenasti demodulator sa poluprovodnicima

Demodulator se sastoji od transformatora i dva ispravljачka mosta. Kraći transformatori su jednaki.

Demodulator pretvara modulisani signal u sporo promenljiv, pri čemu se veličina i polarnost izlazne struje određuju amplitudom i fazom napona signala koji dolazi od pojačivača. U svojstvu takvih pojačivača u sistemima upravljanja raketama često se primenjuju šeme pojačivača naizmenične struje sa elektronskim cevima ili poluprovodnicima.

Magnetni pojačivači

Magnetni pojačivači namenjeni su za pojačavanje napona i snage signala jednosmerne struje.



Sl. 7.13. Šema najprostijeg magnetnog pojačavača

Svaki magnetni pojačivač se sastoji iz niza feromagnetskih jezgara sa visokim koeficijentom magnetne propustljivosti.

Princip dejstva magnetnog pojačivača može se objasniti na radu prigušnice sa feromagnetskim jezgrom sa dva namotaja (sl. 7.13).

Na ulazu jednog namotaja daje se istosmerni napon $U =$, na ulazu drugog — naizmenični napon $U \sim$. Osim toga, u toku struje drugog namotaja uključen je opterećivajući otpornik R_H , sa koga se snima izlazni signal pojačivača.

U kolu naizmenične struje, veličina sile struje zavisi od dodatnog napona $U \sim$, otpora R_H , induktivnosti kalema L , namotanog na prigušnicu, frekvencije naizmenične struje ω i može se odrediti po formuli.

$$I = \frac{U}{\sqrt{R_H^2 + \omega^2 L^2}} \quad (7.1)$$

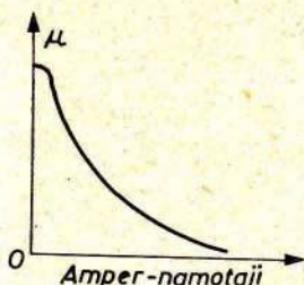
Pojačavajući frekvencije ω i izabравши odgovarajući materijal prigušnice, može se postići da veličina ωL bude mnogo veća od R_H . Tada, uračunavajući izraz (7.1), jačinu struje možemo da odredimo po formuli

$$I \approx \frac{U}{\omega L} \quad (7.2)$$

Induktivnost L zavisi od veličine μ , nazvane magnetnom propustljivošću. Što je ta propustljivost veća μ , veća je i induktivnost, tj.

$$L = k \mu \quad (7.3)$$

Tada je u skladu sa izrazom (7.2) $I = \frac{U}{k \mu}$, tj. može se pojačati struja $J \sim$ koja protiče kroz opterećenje R_H , smanjivši magnetnu propustljivost μ . Ona se može smanjiti na račun promene zavojsaka u namotaju, na koji se dovodi stalni napon. Zavisnost promene magnetne propustljivosti μ od veličine struje u tom namotaju ili broja amper-zavojsaka u njemu prikazana je na grafikonu sl. 7.14. Dopunsko namagnetišavanje jezgra, zvano domagnetišavanje izaziva smanjivanje magnetne propustljivosti cele prigušnice, a prema tome, i povećavanje struje u opterećenju R_H .



Sl. 7.14. Zavisnost magnetne propustljivosti od broja ampernavojaka

Namotaj na koji se daje istosmerna struja je upravljujući namotaj magnetnog pojačivača, pošto se na njega daje ulazni signal istosmerne struje. Izlazni namotaj smatra se radnim i njemu se pripaja opterećenje. Na njega se daje napajanje iz sporednog izvora u vidu naizmeničnog sinusoidnog napona $U \sim$.

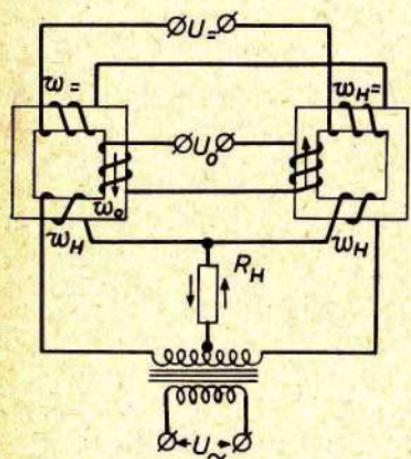
Povećavanjem ulaznog napona U = istosmerne struje dolazi do povećavanja namagnetisanja prigušnice, a prema tome i do smanjivanja magnetne propustljivosti jezgra. Usled smanjivanja opšteg otpora izlaznog namotaja prema formuli (7.12) u opterećenju se povećava naizmenična struja J .

Šema prigušnicom je najprostiji magnetni pojačivač. Pri tome, istovremeno sa pojačavanjem ulaznog signala jednosmerne struje on se pretvara u signal naizmenične struje. Zato magnetni pojačivač može da jednovremeno ispunjava ulogu modulatora.

U praksi se šema pojačivača sa jednom prigušnicom ne primenjuje zbog neusavršenosti. Prvo, pri postojanju jedne prigušnice magnetno polje, izazvano naizmeničkom strujom radnog namotaja, usmerava EMS u upravljačkom namotaju i izvitoperuje ulazni signal. Drugo, u takvoj šemi nema uskladivanja između polarnosti upravljačkog napona $U = i$ faze struje u izlaznom kolu opterećenja. Treće, takva šema ne obezbeđuje linearnu zavisnost između ulaznog i izlaznog signala.

Svi navedeni nedostaci odstranjuju se primenom složenije šeme magnetnog pojačivača.

U diferencijalnoj šemi (sl. 7.15) primenjuju se dve prigušnice. Njihov rad je analogan razmotrenom, a osobenost je samo u tome što



Sl. 7.15. Diferencijalna šema magnetnog pojačavača

se široko primenjuju u raketnoj tehnici. Njihove dobre osobine su: — velika sigurnost, jer nema krhkikh elemenata, trenutna spremnost za dejstvo, jednostavnost izrade.

upravljački namotaj na prigušnicama ima suprotan smer, isto kao i namotaj za dopunsko magnetisanje. Zato, ako se smatra da karakteristika za prvu prigušnicu odgovara navedenoj, za drugu će ona biti ogledalski odraz.

Izlazni radni namotaji svake prigušnice priključeni su jednom izvoru naizmenične struje (energetskog transformatora) za jedno radno opterećenje R_H . Po njemu teče rezultirajuća struja, jednak razlici struja radnog namotaja prve i druge prigušnice.

Magnetni pojačivači, uporedo sa elektronskim, u poslednje vreme

Nedostaci magnetnih pojačivača kao elemenata sistema upravljanja su povećana težina, — veća nego kod cevnog pojačivača, inertnost, relativno mali koeficijent korisnog dejstva.

U pojedinim šemama primenjuju se pojačivači koji sjedaju elektronske i magnetne.

U šemama sistema upravljanja raketna široko se primenjuju relejni elementi koji se mogu razmatrati kao uređaji za pojačavanje.

§ 7.4. ZAKONI UPRAVLJANJA I UREĐAJI ZA KOREKCIJU

U odnosu na raketu koja je objekat regulisanja, sistem upravljanja vrši funkciju regulatora. Uređaji tog sistema mere odstupanja tekućih parametara koji karakterišu kretanje raketne, od njihovih zadatih vrednosti i stvaraju takva upravljujuća dejstva koja ta odstupanja svode na nulu.

Zavisnost upravljujućih dejstava $\delta(t)$ od signala greške $\varepsilon(t)$ odražava najbitnija svojstva sistema upravljanja i zove se zakon upravljanja. Što se više informacija o kretanju rakete koristi u zakonu upravljanja viši je kvalitet regulisanja. Tako, na primer, ako se bočno kretanje rakete ostvaruje samo regulisanjem ugla skretanja po pravcu, čak kad sistem upravljanja i apsolutno tačno ispunjava te funkcije nije isključena mogućnost bočnog odstupanja putanje rakete od proračunske, jer je pod dejstvom poremećajnih sila mogućan paralelan otklon rakete i bez njenog okretanja u odnosu na centar težišta. Zato tačnost upravljanja bočnim kretanjem može biti povećana ako se pri stvaranju upravljujućeg dejstva uporedno sa signalom greške po uglu skretanja po pravcu iskoristi signal proporcionalan bočnom otklonu centra težišta rakete od ravni gađanja.

U opštem obliku zakon upravljanja je funkcionalna zavisnost:

$$\delta(t) = f[\varepsilon_1(t), \varepsilon_2(t), \dots, \varepsilon_n(t)]$$

gde su $\varepsilon_1^{(t)}, \varepsilon_2^{(t)}, \dots, \varepsilon_n^{(t)}$ — signali greške po raznim parametrima kretanja rakete.

U svakom konkretnom slučaju, karakter matematičkih transformacija kojima se signali greške podvrgavaju, može da bude različit. Obično, analitično izražavanje zakona upravljanja je suma članova, proporcionalnih veličini signala greške $\varepsilon^{(t)}$, brzini njihove promene

$\varepsilon'(t)$ i integralima od signala greške $\int_0^t \varepsilon(t) dt$.

Kao primer razmestićemo zakon upravljanja koji se široko primjenjuje pri regulisanju kretanja po jednom parametru, i izražava se formulom

$$\delta(t) = k_0 \varepsilon(t) + k_1 \dot{\varepsilon}(t) + k_2 \int_0^t \varepsilon(t) dt,$$

gde su k_0 , k_1 i k_2 — koeficijenti proporcionalni od čijih veličina zavise tačnost rada kanala i stabilnost regulisanja.

Za zakon upravljanja nije obavezno prisustvo sva tri navedena člana u izrazu. Često se uzimaju samo prva dva, tj. regulisanje se ostvaruje po veličini signala greške i njegovog prvog izvoda (brzine njegove promene).

Ocenićemo uticaj svakog člana u izrazu za zakon upravljanja na proces regulisanja kretanja. Radi preciznosti razmatraćemo kretanje rakete u odnosu na centar težišta po uglu skretanja po pravcu.

Kao što je poznato, nevođene, ali statički stabilne rakete imaju sopstvene stabilizirajuće $M_{y_1}^s$ i prigušne $M_{y_1}^p$ momente. Pri pojavi nekog poremećaja $M_{y_1}^u$ raketa vrši prigušno kolebanje u odnosu na centar težišta, težeći da zauzme takav položaj, pri kome se poremećajni moment uravnotežuje stabilizirajućim. Ako vektor brzina rakete leži u ravni gađanja, usled čega je ugao klizanja jednak uglu skretanja po pravcu, ustanovljena greška ψ_{ust} koja se pojavila može se odrediti po formuli

$$\psi_{ust} = \frac{M_{y_1}^u}{M_{y_1}^p}$$

jer je u ovom slučaju $M_{y_1}^s = \psi(t) M_{y_1}^p$.

Usled male veličine koeficijenta stabilizirajućeg momenta $M_{y_1}^p$, ustanovljena greška može da dobije nedopustivo velike vrednosti.

Za povećavanje momenta stabilizacije neophodno je da ugao otklona kormila bude proporcionalan signalu greške: $\delta\psi = k_0 \psi(t)$. Tada će se moment, stvaran kormilima, $M_y^p = k_p \psi \delta\psi$ dodati sopstvenom stabilizirajućem momentu rakete:

$$M_\varepsilon = M_{y_1}^s + M_{y_1}^p = (M_{y_1}^p + k_0 k_p \psi) \psi(t).$$

Pri tome će ustanovljena greška biti tim manja što je veća vrednost koeficijenta K_o :

$$\psi_{ust} = \frac{M_{y_1}^d}{M_{y_1}^\beta + k_o kp\psi}$$

Ustanovljena greška se može potpuno odstraniti ako se u zakon upravljanja uvede integral od signala greške

$$\delta\psi = k_o \psi(t) + k_2 \int_0^t \psi(t) dt$$

Ma koliko malo bilo odstupanje rakete po pravcu, integral će tokom vremena rasti, što će dovesti do dopunskog otklona kormila, a zato i do smanjivanja ψ . Kada ugao skretanja po pravcu postane jednak nuli, povećavanje integrala će prestati. U tom slučaju kormila će se održavati u otklonjenom položaju zbog signala koji je prikupio integrator, jer se pri $\psi=0$ prvi član zakona upravljanja takođe pretvara u nulu.

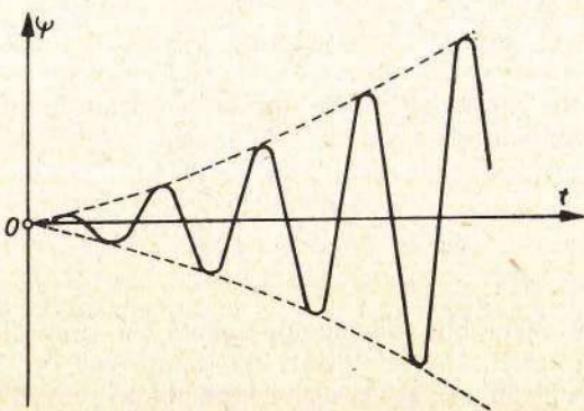
Sistemi automatskog regulisanja, čiji zakon upravljanja sadrži integral od signala greške, zovu se astatickim. Ustanovljena greška astatickih sistema pri obradi postojanih ulaznih signala jednaka je nuli, za razliku od astatickih sistema kod kojih je prisustvo ustanovljene greške neophodan uslov za vršenje odgovarajućeg upravljućeg dejstva.

Tačnost rada kanala stabilizacije zavisi od veličine koeficijenata k_o i k_2 zakona upravljanja.

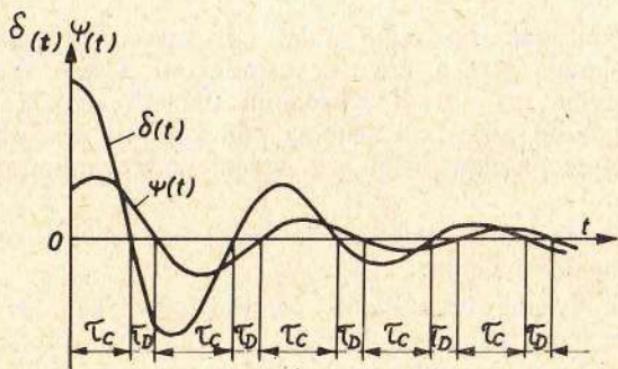
Elementi sistema upravljanja, osobito takvi kao servo uredaj, poseduju određenu inertnost. Ako se ne preduzmu specijalne mere, ovo će dovesti do zaostajanja po fazi ugla otklona kormila od signala greške, tj. u momentu, kada raketa u procesu kolebanja bude prolazila kroz ravnotežni položaj, kormila će još neko vreme ostati otklonjena u prethodnom pravcu, produžavajući da povećavaju ugaonu brzinu rakete. Usled toga će se amplituda kolebanja tokom vremena povećavati, tj. regulisanje će biti nestabilno (sl. 7.16).

Da bi se prigušilo kolebanje rakete, neophodno je stvoriti preticanje po fazi ugla odstupanja kormila u poređenju sa signalom greške (sl. 7.17). Tada će u intervalima vremena τ_e momenat, koji stvaraju kormila, vršiti stabilizirajuće dejstvo, a ono teži da smanji veličinu

greške. U intervalima τ_D moment kormila kočiće kretanje rakete, obezbeđujući samim tim demfiranje kolebanja.



Sl. 7.16. Karakteristika promenljivog osculatornog procesa



Sl. 7.17. Zavisnost između ugla otklona kormila i ugla greške

Neophodno preticanje signala po fazi zavisi od dinamičkih karakteristika rakete koja je objekat regulacije i postiže se uvođenjem u izraz za zakonitost upravljanja proporcionalnog brzini promene signala greške (prvi izvod od signala greške). To se vidi ako se uporedi sinusoidni signal sa njegovim izvodom koji predstavlja kosinusoidu (sl. 7.18). Kosinusoida $\psi(t)$ pretiče na sinusoidu $\psi(t)$ za ugao 90° .

Komponenta momenta za upravljanje, uslovljena prisustvom člana $k_1 \psi(t)$, u izrazu za zakon regulisanja vrši na kretanje rakete isto tako prigušno dejstvo kao i sopstveni prigušni moment. Od veličine koeficijenta k_1 zavisi vreme prigušivanja kolebanja u procesu regulisanja.

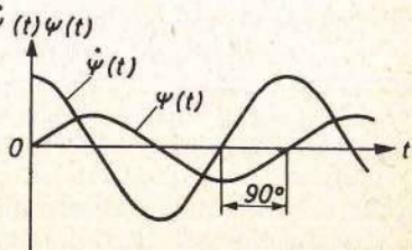
Na taj način, pre nego što dođe do servouredaja, signal greške mora da bude ispravljen na odgovarajući način.

Da bi se izmerila brzina promene signala greške u sistemima upravljanja raketa primenjuju se diferencirajući žiroskopi i diferencirajuća električna kola.

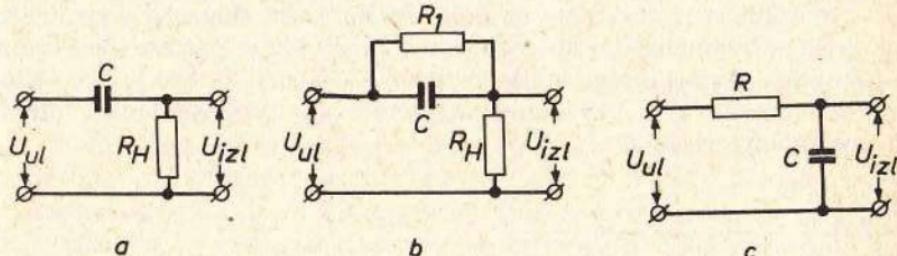
Princip rada diferencirajućeg kola (sl. 7.19) zasnovan je na tome što je jačina struje i , koja teče kroz kondenzator, proporcionalna brzini promene napona U_e na njegovim oblogama:

$$i = C \dot{U}_e$$

gde je C — kapacitet kondenzatora.



Sl. 7.18. Grafikoni ugla skretanja po pravcu i njegovog izvoda



Sl. 7.19. Šema diferencijalnog kola (a, b) i pasivno integrirajuće kolo (c)

U diferencirajućim kolima otpor opterećenja R_H znatno je manji od otpora kondenzatora. Zato zavisnost jačine struje od brzine promene napona koji deluje može biti, sa određenim najvećim dopuštenim odstupanjem od norme, rasprostranjena po celom kolu:

$$i \approx C \dot{U}_{ul}$$

Pad napona na opterećenju, koji je izlazni signal diferencijalnog kola, proporcionalan je brzini promene ulaznog napona:

$$U_{izl} \approx R_H C \dot{U}_{ul}$$

Da bi izlazni signal diferencijalnog kola imao komponentu, proporcionalnu signalu greške, paralelno sa kondenzatorom uključuje se otpornik R_1 (sl. 7.19, b).

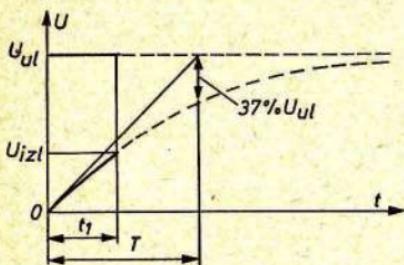
Struja koja protiče kroz otpornik R_1 izazvaće na otporniku R_H pad napona, proporcionalan signalu greške, ukoliko je kolo R_1 , onda je R_H običan delitelj napona. Razmotrena diferencirajuća kola ostvaruju jednokratno diferenciriranje i zato se zovu kola prvoga reda.

Diferencirajuća kola prvoga reda principijelno ne mogu da stvaraju (pomeranje) preticanje signala po fazi veće od 90° .

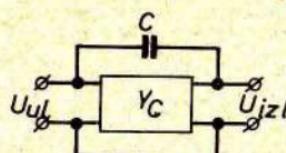
Pri znatnoj inertnosti servo kormila, koje unose bitno zakašnjavanje signala, pomerajuća svojstva diferencirajućeg kola prvoga reda za preticanje faze mogu da se pokažu nedovoljnim. U tom slučaju se za korekciju sistema primenjuju diferencirajuća kola drugog reda koja se sastoje od dva uporedno spojena diferencirajuća kola prvoga reda.

Signal greške može se integrisati pomoću pasivnog električnog kola (sl. 7.19, v). Ako se na ulaz takvog kola za kratko vreme t_1 daje stalni napon U_{ul} , kondenzator će se napuniti do napona U_{izl} , proporcionalnog veličini ulaznog napona i vremena njegovog dejstva, tj. izlazni napon biće proporcionalan integralu ulaznog napona. Ako je vreme dejstva ulaznog signala veliko, kondenzator će se napuniti do veličine ulaznog napona i neće imati integrirajuća svojstva.

Sposobnost integrirajućeg kola da integriše dugačke signale karakteriše se vremenskom konstantom $T = RC$ koja predstavlja vreme, u toku koga greška integrisanja dostiže 37% (sl. 7.20). Što je veća konstanta vremena T u poređenju sa vremenom integrisanja T_1 , manja je greška integrisanja.



Sl. 7.20. Karakteristika integrirajućeg kola



Sl. 7.21. Integrirajući pojačavač

Maksimalna veličina vremenske konstante integrirajućeg kola T ograničava se najvećim dopuštenim vrednostima parametara R i C jer povećanje otpora R (uporedno uključenog sa opterećenjem) vuče za

sobom proporcionalno slabljenje signala na izlazu kola, a povećanje kapaciteta C skopčano je sa odgovarajućim porastom težine i gabarita kondenzatora. U sistemima automatskog regulisanja široko se primenjuju integrirajući pojačivači koji su obični pojačivači jednosmerne struje, spojeni suprotnom, negativnom vezom kroz kondenzator C (sl. 7.21). Vremenska konstanta takvog uređaja proporcionalna je koeficijentu pojačanja pojačivača i može da dostigne nekoliko desetaka sekundi pri relativno maloj težini i dimenzijama uređaja.

§ 7.5. IZVRŠNI UREĐAJI SISTEMA UPRAVLJANJA

Upravljanje kretanjem rakete ostvaruje se promenom pravca rezultante sila koje deluju u pravcu centra težišta. To se postiže jednostavnim okretanjem rakete u odnosu na centar težišta po uglovima propinjanja i skretanja po pravcu. Pri tom se menjaju pravac napadne linije sile potiska i veličina bočne aerodinamičke sile i sile uzgona.

Za okretanje rakete u odnosu na centar težišta koriste se različiti izvršni organi servo uređaja: vazdušna i gasna kormila, okretne komore sagorevanja, komore sagorevanja sa okretnim mlaznicima, specijalni raketni motori za upravljanje i drugi uređaji sposobni za stvaranje momenta za upravljanje. Široko je rasprostranjeno upravljanje kretanjem raket pomoću kormila. Primena raketnih motora za tu svrhu skopčana je sa znatnim teškoćama i pribegava joj se relativno retko, samo za regulisanje kretanja rakete u jako razređenim slojevima atmosfere, kada marš motor ne radi.

Balističkim raketama se obično upravlja gasnim kormilima, tj. kormilima smeštenim u strugu gasova koji ističu iz mlaznika marš motora. Očigledno je da su gasna kormila efikasna samo na aktivnom delu putanja pri radu motora. Za upravljanje kretanjem bespilotnih aviona koji lete kroz gусте slojeve atmosfere, koriste se vazdušna kormila i eleroni. Nije isključena mogućnost primene vazdušnih kormila i za upravljanje balističkim raketama. Tako je na primer, raka V-2 opremljena pored gasnih, još i vazdušnim kormilima.

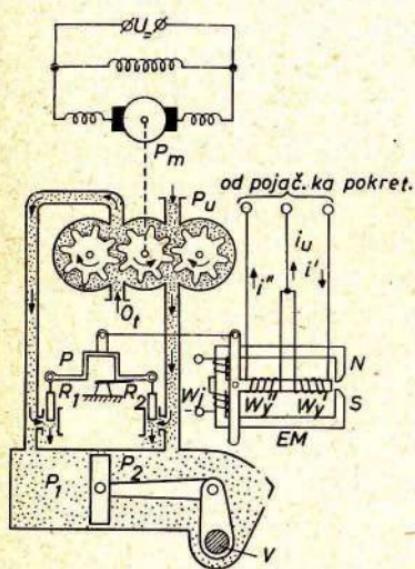
Po nameni razlikuju se kormila visine koja upravljaju kretanjem rakete u vertikalnoj ravni, i kormila pravca koja upravljaju bočnim kretanjem. U stabilizaciji rakete po bočnom nagibu mogu da učestvuju ili kormila pravca, ili istovremeno kormila pravca i visine.

Pokretanje kormila ostvaruje se pomoću servo uređaja. Oni sa kormilima obrazuju kormilski mehanizam koji je izvršni uređaj sistema upravljanja.

Na mehanizam kormila dolazi signal greške, preobražen u uređaju za korekciju i pojačan od strane pojačivača. Ovaj signal je male jačine i ispoljava u odnosu na mehanizam ulogu upravljuajućeg signala. Mehanizam kormila, trošeći energiju od nekog sporednog izvora, okreće kormila za ugao proporcionalan prispeлом upravljujućem signalu. Kormila otklonjena od srednjeg položaja trpe pritisak gasne struje, zahvaljujući čemu se stvara momenat za upravljanje koji okreće raketu u odnosu na centar težišta.

Pred servo uredaje postavljaju se ostri zahtevi koji treba da obezbede:

- visok koeficijent pojačanja signala po snazi (do nekoliko desetaka hiljada puta);
- malu inertnost, tj. malo zaostajanje po fazi ugla okretanja kormila od signala za upravljanje;
- visok koeficijent korisnog dejstva;
- malu težinu i dimenzije;
- visoku sigurnost rada u teškim uslovima eksploracije.



Sl. 7.22. Principijelna šema elektrohidrauličnog servouredaja

stepenu prekrivaju otvore za oticanje tečnosti i pritisak u oba dela cilindra je jednak. Ako je na servo uredaj kormila dat upravljački signal

Ovim zahtevima najpotpunije odgovaraju elektrohidraulični servo uredaji. Takav uredaj (sl. 7.22) sastoji se od upravljujućeg i energetskog agregata. U upravljujući agregat ulazi upravljujući elektromagnet EM i razvodni uredaj predstavljen na šemici razvodnicima R_1 i R_2 i polugom P , koju u srednjem položaju održava trakasta opruga O_t . Energetski servo uredaj sastoji se od električnog pogonskog motora P_m , zupčaste pumpe P_u i energetskog cilindra sa radilicom i klipnim mehanizmom za prenos kretanja na vratilo kormila V .

Zupčasta pumpa P_u , pokretana motorom P_m , neprestano pumpa ulje u cevi spojene sa cilindrom. Ulje otiće kroz kanale, delimično prekrivene razvodnicima. Kada je $i_y = O$, razvodnici u podjednakom

i_y , u zavisnosti od njegove polarnosti, kotva upravljačkog elektromagneta okrenuće se ili ka severnom ili ka južnom polu jarma. Jaram je elektromagnet. Njegov namotaj W se napaja jednosmernom strujom. Radi određenijeg izlaganja smatraćemo da se kotva okrenula suprotno od kretanja kazaljke na satu. Kretanje kotve preko pokretne poluge Ot predaje se na polugu P . Ova poluga P će se okretati sve dok moment protivdejstva trakaste opruge Ot ne uravnoteži moment elektromagneta koji je proporcionalan signalu za upravljanje i_u .

Okretanje poluge P dovešće do spuštanja razvodnika R_1 i podizanja razvodnika R_2 , usled čega će kanal za oticanje ulja iz levog cevovoda biti prekriven u većem stepenu nego kanal za oticanje ulja iz desnog cevovoda. U skladu s tim povećaće se pritisak u levom delu cilindra, a smanjiće se u desnom.

Razlika u pritiscima na klipu stvara moment na vratilu kormila. Vratilo servo uređaja okreće se sve dok moment koji deluje na kormilo sa strane struje gasa ne uravnoteži moment koji stvara servo uređaj.

B. AUTONOMNI SISTEMI UPRAVLJANJA

§ 7.6. PRINCIPI UPRAVLJANJA

Autonomni sistem upravljanja predviđen je za upravljanje kretanjem rakete pomoću uređaja smeštenih u raketu i koja ne dobijaju u procesu rada nikakvu informaciju ni od zemaljskog komandnog mesta ni od cilja. Upravljanje kretanjem pri tome se ostvaruje po ranije zadatom programu.

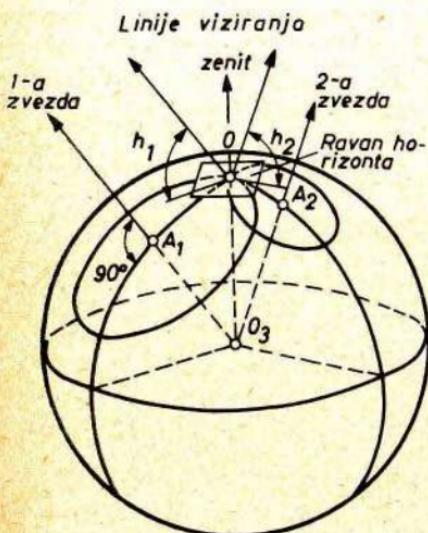
U skladu sa proračunatom putanjom koja obezbeđuje uništenje cilja, u autonomni sistem upravljanja pre lansiranja se uvodi program promene u vremenu koordinata centra težišta rakete x , y i z ili drugih parametara koji karakterišu kretanje rakete u prostoru. Sistem upravljanja meri tekuće vrednosti parametara kretanja, uporeduje ih sa programiranim i stvara takva upravljačka dejstva koja približavaju stvarnu putanju leta rakete proračunskoj.

Sistemi navigacije autonomnih sistema upravljanja mogu bitno da se razlikuju jedan od drugog. Njihov tip se određuje načinom merenja odstupanja centra težišta od proračunate putanje. U zavisnosti od fizičkih pojava koje se koriste pri merenju parametara kretanja, razlikujemo tri tipa autonomnih sistema upravljanja: astronavigacione, magnetometrijske i inercijalne.

Astronavigacioni sistemi. U takvim sistemima, tekuće koordinate rakete određuju se metodom astronomске opservacije. U osnovi astro-

navigacionog metoda leži merenje visine nebeskih tela — zvezda, tj. uglova nagiba linija viziranja ka lokalnom horizontu.

Ako se posmatrač nalazi u tački A_1 (sl. 7.23), u kojoj površinu Zemlje preseca prava koja spaja centar Zemlje sa nebeskim telom, visina zvezde meriće se pod uglom od 90° . Po meri udaljavanja posmatrača od tačke A_1 zvane geografskim mestom nebeskog tela, visina tela h_1 će se smanjivati usled promene položaja lokalnog horizonta.



Sl. 7.23. Određivanje koordinata metodom astronomске opservacije

zovu sekstanti. Sekstant se postavlja na žirostabilizovanu platformu koja na raketni stvara ravan horizonta. Automatsko praćenje teleskopom sekstanta obezbeđuje se pomoću sistema za praćenje. U njegovom se mernom uredaju koriste foto-elementi koji reaguju na otklanjanje optičke ose teleskopa od linije viziranja na nebesko telo.

Izmerene tekuće vrednosti visina nebeskih tela upoređuju se sa programskim koje odgovaraju proračunatoj putanji. Signal greške se koristi za korekciju putanje rakete.

Astronavigacioni sistemi upravljanja mogu da obezbede veliku tačnost pri gađanju na velike daljine, jer greške prethodnih merenja ne utiču na greške kasnijih.

Na površini Zemlje možemo da opišemo krug iz čije će se bilo koje tačke telo videti na istoj visini. Centar tog kruga je geografsko mesto nebeskog tela koje možemo da izračunamo pomoću astronomskog almanaha. Radijus kruga se određuje visinom tela i jednak je rastojanju nebeskog tela od zenita u ličnim jedinicama.

Izmerivši visinu jednog nebeskog tela, možemo odrediti na površini Zemlje krug u kome se nalazi posmatrač. Ako se istovremeno izmeri visina dvaju nebeskih tela, mogu se opisati dva kruga koji se presecaju u tački gde se nalazi posmatrač.

Za merenje visine nebeskih tela u astronavigacionim sistemima upravljanja koriste se optički instrumenti za merenje uglova, koji se

Na tačnost i sigurnost astronavigacionih sistema upravljanja u znatnom stepenu utiču uslovi vidljivosti. Ovaj nedostatak ne važi za rakete čija putanja najvećim delom prolazi iznad granice atmosfere.

Za raketne koje nisko lete mogućna je primena astronavigacionih sistema na bazi radio-sekstanta. Ovaj uredaj ostvaruje automatsko viziranje na zadato nebesko telo pri čemu se koristi njegovim elektromagnetnim zračenjem u dijapazonu radio-talasa. Elektromagnetični talasi određenih dijapazona frekvencije prodiru kroz atmosferu bez primetne deformacije, čak i pri odsustvu optičke vidljivosti. Za razliku od optičke astronavigacije, ovaj metod se naziva radioastronavigacija.

Magnetometrijski sistemi. U ovim sistemima, za navođenje rakete na cilj koristi se pojava Zemljinog magnetizma. Na svakoj tački zemaljskog prostora odgovara potpuno određeni pravac magnetne linije sila. Prema tome merenje koordinata rakete u odnosu na Zemlju može da se zameni merenjem karakteristika magnetnog polja Zemlje.

Za određivanje pravca magnetne linije sila koriste se magnetni kompasi čiji je osjetljiv element namagnetisana igla, ili inklinatori.

Inklinator je generator jednosmerne struje čije je polje pobudjivanja magnetno polje Zemlje. Ako se osa rotora inklinatora usmeri duž magnetnih linija sila magnetnog polja Zemlje, njegova elektromotorna sila biće jednak nuli.

Prisustvo izlaznog napona svedoči o skretanju ose rotora od pravca magnetne linije sila i može se koristiti za automatsko orijentisanje rotora u magnetnom polju Zemlje.

Izmerene tekuće karakteristike magnetnog polja upoređuju se sa programiranim koji odgovaraju proračunatoj putanji. Signali greške koriste se za upravljanje kretanjem rakete.

Magnetometrijski sistem se primenjivao u krilatoj raketni V-1, gde se po podacima magnetnog kompasa korigovao položaj osa kursnog žiroskopa.

Tačnost rada magnetometrijskog sistema upravljanja, kao i astronavigacionog, ne zavisi od daljine gađanja. Osnovni izvori grešaka su:

- neprestana promena parametara magnetnog polja Zemlje; uporedno sa periodičnim dnevnim i godišnjim kolebanjima nastaju slučajni poremećaji, takozavane magnetne bure;

- neravnomernost raspodele magnetnog polja po površini Zemlje usled magnetnih anomalija, koje je vrlo teško uračunati.

Inercioni sistemi upravljanja. Položaj rakete u prostoru u inercionim sistemima upravljanja određuje se dvokratnim integriranjem ubrzanja, izmerenog akcelerometrom inercionog tipa.

Ako se programska putanja rakete zadaje u pravouglom koordinatnom sistemu $OXYZ$, za određivanje tekućih koordinata centra težišta rakete neophodno je meriti i integrisati projekcije ubrzanja na ose OX , OY , OZ . U tom cilju na žirostabilizovanu platformu rakete postavljaju se tri akcelerometra tako da su im ose osetljivosti usmerene duž osa koordinatnog sistema $OXYZ$. Posle dvokratnog integrisanja projekcija V_x , V_y i V_z dobijaju se tekuće koordinate x , y i z . Razlike između tekućih i proračunskih vrednosti koordinata centra težišta su signali greške koji se otklanjaju u procesu regulisanja kretanja rakete.

Tačnost rada inercijalnog sistema upravljanja uglavnom zavisi od tačnosti merenja ubrzanja i njegovog integrisanja.

Inercijalni sistem upravljanja je potpuno autonoman, ne koristi se nikakvim spoljnim informacijama za upravljanje kretanjem rakete i zato je potpuno zaštićen od ometanja u letu.

Autonomni inercioni sistemi upravljanja nešto zaostaju u tačnosti za astronavigacionim. Njihove greške rastu proporcionalno povećanju daljine gađanja, što je posledica sabiranja grešaka pri integrisanju ubrzanja.

§ 7.7. SISTEMI UPRAVLJANJA BALISTIČKIM RAKETAMA

Autonomni sistem upravljanja balističkom raketom sastoji se iz dva osnovna dela: automata stabilizacije i automata upravljanja daljinom gađanja. Automat stabilizacije obezbeđuje kretanje rakete po proračunatoj putanji. Automat upravljanja daljinom gađanja isključuje motorni uređaj u trenutku kada parametri putanje (koordinate centra težišta x i y , veličina brzine V i tablični ugao) postignu zahtevane vrednosti koje obezbeđuju slobodni let rakete do cilja sa zadatom tačnošću. Pošto se isključi pogonska grupa, upravljanje kretanjem rakete prestaje.

Automat stabilizacije je mnogokanalni sistem automatske regulacije koji istovremeno upravlja kretanjem rakete po nekoliko parametara. U sastav svakog kanala ulazi merni element, uređaj za korekciju, pojačivač i servo uređaj sa kormilima.

Najjednostavnije upravljanje kretanjem ostvaruje se kada su za parametre regulisanja na aktivnom delu putanje uzeti uglovi propinjanja, skretanja po pravcu i bočnog nagiba. Ugao skretanja po pravcu ψ i ugao bočnog nagiba φ u procesu regulacije održavaju se jednakim nuli. Ugao propinjanja θ menja se po određenom programu,

na račun čega se obezbeđuje zaokret putanje u vertikalnoj ravni u pravcu cilja.

Programno okretanje rakete po uglu uzdužnog nagiba ne može da obezbedi tačno vođenje centra težišta po proračunskoj putanji, jer dejstvo raznih uzinemiravajućih sila može da dovede do zanošenja rakete u bočnom i vertikalnom pravcu bez njenog okretanja u odnosu na centar težišta. Za povećavanje tačnosti gađanja, sem stabilizacije ugaonog položaja rakete po uglovima propinjanja, skretanja i bočnom nagibu, ostvaruje se stabilizacija centra težišta rakete u odnosu na proračunatu putanju.

Parametri regulacije u ovom slučaju biće sem uglova propinjanja skretanja po pravcu i bočnog nagiba, bočno z i normalno y odstupanje centra težišta rakete ili bočna z i normalna y brzine pomeranja centra težišta rakete u odnosu na proračunatu putanju.

Daljina leta balističke rakete zavisi od parametra kraja aktivnog dela putanje: V_k , k , x_k , y_k . Upravljanje daljinom po svim ovim parametrima je teško. U procesu upravljanja daljinom kontroliše se samo podudarnost V_k sa proračunskom vrednošću, jer greške u brzini najviše utiču na rasturanje raket po daljini. Upravljanje po brzini daje prihvatljivu tačnost gađanja pri relativno prostoj konstrukciji sistema upravljanja.

Automat upravljanja daljinom gađanja uključuje u tom slučaju: uredaj za uvođenje proračunske vrednosti brzine V_{kr} , merač tekuće brzine V , računski uredaj koji upoređuje V sa V_{kr} , i izvršne elemente za neposredno isključivanje motora. Komandu za isključivanje motora daje elektronsko-računarski uredaj pri postizanju tekuće brzine proračunate vrednosti.

U inercionim sistemima brzina se određuje integrisanjem ubrzanja. Zbog toga što se let rakete odvija u polju Zemljine teže, pokazivanje akcelerometra neće odgovarati stvarnom ubrzanju rakete u odnosu na Zemlju.

Na inerciono telo akcelerometra u letu deluju sile inercije F_i , sila težine G i sila reakcije oslonca R (sl. 7.24,a). Sila inercije proporcionalna je ubrzanju rakete V u kretanju u odnosu na Zemlju $F_i = m \dot{V}$. Sila težine proporcionalna je ubrzanju Zemljine teže $G = mg$. Reakcija oslonca R uravnotežuje sile inercije i težine. U slučaju ravnoteže sila, inerciono telo akcelerometra kretaće se zajedno sa raketom.

Merenje ubrzanja svodi se na merenje uzdužne reakcije oslonca R_{x1} koja je jednaka:

$$R_{x_1} = F_{ix_1} + G_{x_1} = m (V + g \sin\theta).$$

Na taj način inercioni akcelorometar ne meri stvarno ubrzanje \dot{V} , već takozvano pravidno ili pseudoubrzjanje:

$$\dot{V}_p = \dot{V} + g \sin \vartheta.$$

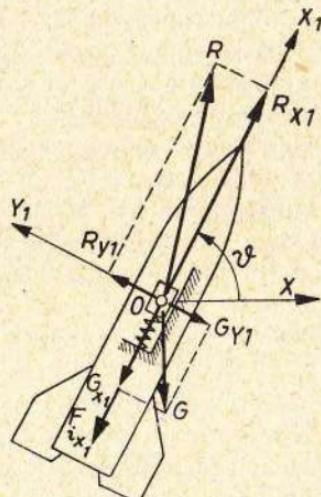
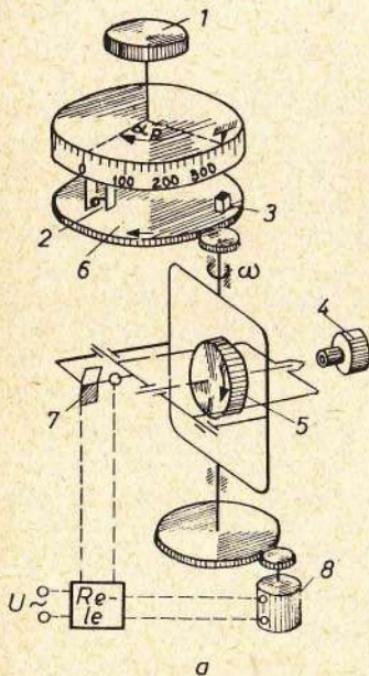
Kad integrišemo pseudoubrzjanje dobijamo pseudobrzinu:

$$V_p = V + \int_0^t g \sin \vartheta \, dt.$$

Svakoj daljini gađanja odgovara pri istom tabličnom uglu potpuno određena predračunska vrednost pseudobrzine V_{pkr} koja se razlikuje od stvarne brzine V_{kr} za veličinu:

$$\Delta V_p = \int_0^t g \sin \vartheta \, dt.$$

Popravka ΔV_p proračunava se unapred i uračunava pri sastavljanju tablica gađanja.



Sl. 7.24. Integrator uzdužnih ubrzanja

Kao merači pseudobrzine široko se primenjuju teški žiroskopi koji uspešno sjedinjuju u sebi svojstva merenja i integrisanja ubrzanja.

Kinematicka šema jedne od varijanti žiroskopskog integratora uzdužnih ubrzanja predstavljena je na sl. 7.24,b. Pred startom rakete ručicom (1) uvodi se u skalu izračunata vrednost pseudobrzine. Pri tome će se kontaktna grupa (2) poremetiti u odnosu na ekscentar (3) za ugao α_p koji je proporcionalan izračunatoj brzini V_{pkr} .

U momentu lansiranja osiguravajući elektromagnet (4) uvlači kotvu i oslobađa žiroskop. Pod dejstvom sile inercije i sile težine, žiroskop (5) počeće da precesuje u odnosu na osu spoljnog rama kardanskog sklopa koji se poklapa sa uzdužnom osom rakete. Brzina precesije ω upravo je proporcionalna spoljnom momentu, jednakom proizvodu sile R_{x_1} i kraku l teškog žiroskopa i obrnuto proporcionalna kinetičkom momentu H rotora žiroskopa

$$\omega = \frac{1}{H} R_{x_1} = \frac{ml}{H} (\dot{V} + g \sin \vartheta).$$

Ugao precesije diska (6), vezanog za žiroskop zupčastom transmisijsom prenosnim odnosom i , biće proporcionalan pseudobrzini

$$\alpha = \int_0^t i \omega dt = \frac{iml}{H} \left(V + \int_0^t g \sin \vartheta dt \right) = \frac{iml}{H} V_p.$$

Kada ugao precesije α dostigne vrednost α_p proporcionalnu proračunatoj pseudobrzini, ekscentar (3) spojiće kontakt (2), a to je signal za isključivanje pogonske grupe.

Za održavanje ose rotora žiroskopa u ravni normalnoj na osu osetljivosti integratora primenjuje se uređaj za korekciju koji se sastoji od kontaktnog davača (7), releja i motora za korekciju (8). Ako se osa rotora spusti, preključivanje kontaktnog davača izažvaće okidanje releja. Relej će uključiti motor za korekciju u izvor napajanja tako da momenat koji on stvara izazove obratnu precesiju žiroskopa u odnosu na osu unutrašnjeg rama kardanskog spoja, a osa rotora žiroskopa pri tome se vraća u ravan normalnu na osu osetljivosti uređaja.

§ 7.8. SISTEMI UPRAVLJANJA KRILATIM RAKETAMA (BESPILOTNIM AVIONIMA)

Krilata raka se u principu ni u čemu ne razlikuje od aviona. Zato su metode upravljanja i uređaji koji se primenjuju za upravljanje kretanjem krilatih raket, uglavnom iste kao u avijaciji.

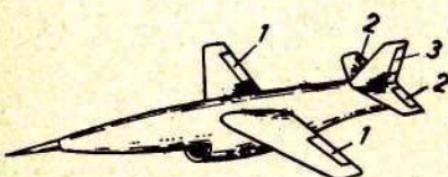
Putanja krilate rakete (sl. 7.25) može se uslovno podeliti na tri dela: deo priraštaja visine OA , marševski deo AB i deo izlaza na cilj B .

Krilata raka obično se lansira sa usmeraća pod uglom. Na prvom delu ona se penje do određene visine H i orijentiše se po kursu.

Na marševskom delu raka leti ka cilju horizontalno ili periodično menja visinu u zavisnosti od mesnog reljefa. Neposredno pred ciljem ona izlazi na visinu zadata za aktiviranje ubojne glave.

Let krilatih raka od tačke lansiranja O do cilja ostvaruje se motorom koji radi, po pravilu, na maloj visini i pri brzinama bliskim brzini zvuka. Ovo otežava njihovo uništavanje sredstvima PVO i lovačkom avijacijom.

U donjim, gustim slojevima atmosfere, raka je podvrgnuta dejstvu jakih poremećaja izazvanih vетrom i greškama izrade zmaja. Da bi se raka održala na proračunskoj putanji neophodno je neprestano upravljati njenim kretanjem na celoj putanji od mesta lansiranja do cilja.



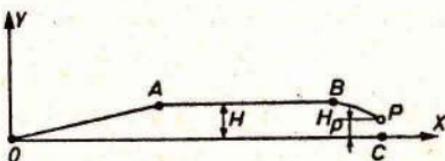
Sl. 7.26. Organi upravljanja bespilotnih aviona:

1 — eleroni; 2 — kormila visine 3 — kormilo pravca zaokreta

ktorih brzine u vertikalnoj ravni, a prema tome, i do promene visine leta.

Pravac kretanja raka u horizontalnoj ravni zavisi kako od ugla skretanja po pravcu, tako i od ugla bočnog nagiba. Okretanje raka po ugлу skretanja po pravcu ostvaruje se pomoću kormila pravca i dovodi do pojave bočne aerodinamičke sile koja menja kurs raka. Veličina te sile proporcionalna je ugлу klizanja i zavisi od veličine bočne površine trupa i vertikalnog stabilizatora.

Veliku manevarsku sposobnost ima raka, kod koje se upravljanje po kursu ostvaruje njenim okretanjem po ugлу bočnog nagiba pomoću



Sl. 7.25. Putanja bespilotnog aviona

Organi koji upravljaju kretanjem raka su kormila visine, kormila pravca i eleroni (sl. 7.26). Pomoću kormila visine raka se okreće u vertikalnoj ravni po uglu propinjanja. Pri tome se menjaju pravci dejstva reaktivne sile potiska motora i veličina aerodinamičke sile uzgona. Ukupna promena vertikalne komponente sila koje deluju na raku doveće do okretanja ve-

elerona. Pri postojanju ugla bočnog nagiba sila uzgona nosećih površina može se rastaviti na vertikalnu i horizontalnu komponentu.

Vertikalna komponenta uravnotežava silu težine, a horizontalna menja pravac kretanja rakete u horizontalnoj ravni.

Pri menjanju kursa rakete pomoću bočnog nagiba može da dode do klizanja po kosoj ravni, u kojoj leže krila i doći će do gubitka visine. Klizanje se odstranjuje pomoću kormila pravca.

Promena kursa rakete koja je uslovljena usklađenim radom kanala skretanja po pravcu i bočnog nagiba zove se koordinirani zaokret.

Autonomno upravljanje daljinom gađanja krilate rakete sastoji se u merenju prednjeg puta i izradi komande za obrušavanje (propinjanje) i aktiviranje bojne glave, kada prednji put dastigne proračunatu vrednost.

Na taj način autonomni sistem upravljanja krilatom raketom je automatski navigacijski uređaj koji obezbeđuje programirano kretanje rakete od tačke lansiranja do cilja. On ispunjava funkcije stabilizacije centra težišta rakete u odnosu na proračunatu putanju po kursu i visini, a takođe, funkcije stabilizacije ugaonog položaja rakete u prostoru po uglu propinjanja skretanju po pravcu i bočnom ugлу.

Uporedo sa ovim osnovnim zadatkom, sistemu upravljanja mogu se postaviti i zadaci u vezi sa regulisanjem potiska pogonske grupe i upravljanje radom upaljača bojne glave.

Blok-šema sistema upravljanja krilatom raketom

Osnova sistema upravljanja krilatom raketom je autopilot. Osobina tog sistema u odnosu na avionske autopilote je prisustvo dopunskih uređaja koji obezbeđuju:

- automatsko upravljanje kretanjem rakete na početnom delu putanje pri povećavanju visine po datom programu;
- automatsko upravljanje na delu približavanja rakete cilju, a takođe određivanje momenta aktiviranja bojne glave;
- automatsko merenje i odstranjivanje bočnog zanošenja koje bi pri upravljanju kretanjem raketom samo po uglu skretanja po pravcu, zbog dugog vremena leta krilate rakete u gustim slojevima atmosfere, moglo da dostigne nedopustivo velike veličine;
- automatsko regulisanje brzine leta.

Radi razjašnjenja principa rada sistema upravljanja krilatom raketom razmotrićemo autopilot *AP — 28*, čijoj su blok-šemi dodati

prikazani uređaji (sl. 7.27). Sistem upravljanja uključuje šest petlji regulacije: propinjanja ϑ , bočnog nagiba γ , skretanja po pravcu ψ , visine H , bočnog odstupanja z i brzine V . Osim toga, postoji sistem merenja pređenog puta. U petlju regulacije kretanja rakete po uglu propinjanja ulaze: programi mehanizma PM , žirovertikalni $\check{Z}V$, demfirajući žiroskop $D\check{Z}$, pojačivač — sumator PS , servo uredaj RM i kormila visine.

Programni mehanizam PM u početnom delu putanje zadaje programnu vrednost ugla propinjanja ϑ_{pr} koja obezbeđuje postizanje potrebne visine, posle čega se ustaljuje u nultom položaju koji odgovara horizontalnom letu rakete.

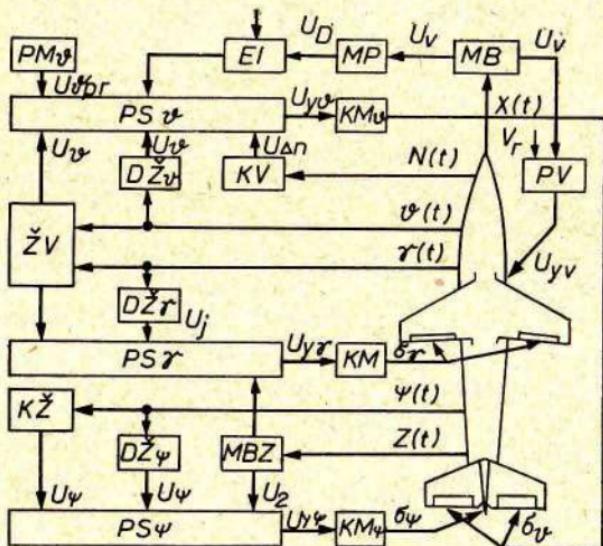
Stvarna vrednost ugla propinjanja ϑ meri se žirovertikalom $\check{Z}V$.

Električni signali, proporcionalni programnoj i stvarnoj vrednosti ugla uzdužnog nagiba, dolaze na pojačivač-sumator u kojem se određuje signal greške.

$$U \Delta \vartheta = U\vartheta - U\vartheta_{pr}$$

i pojačava se do veličine dovoljne za upravljanje radom servo uređaja.

Servo uredaj $KM\vartheta$, u skladu sa signalom koji na njega dolazi, pomera kormila visine. Pri tome se raketa okreće u odnosu na poprečnu osu tako, da se ugao greške po uglu propinjanja svede na nulu.



Sl. 7.27. Blok-sema sistema upravljanja bespilotnog aviona

Za prigušivanje kolebanja, u zakon regulacije uvodi se signal $U\vartheta$, proporcionalan ugaonoj brzini rakete $\dot{\vartheta}$. Signal $U\vartheta$ izrađuje se u pri-gušnom žiroskopu $DG\vartheta$ i daje se na pojačivač-sumator, gde se sumira sa signalom $U\Delta\vartheta$.

Posle izlaska na zadatu visinu raketa mora da se kreće horizontalno. Petljia regulacije ugla propinjanja može da obezbedi horizontalni položaj ose rakete, ali je pri tom nemogućno garantovati stalnost vi-sine leta jer je zbog vertikalnih vazdušnih strujanja i promene sile uzgona pri odstupanju brzine rakete od proračunske vrednosti, mogućno paralelno zanošenje.

Visina leta ostvaruje se petljom: korektor visine KV , pojačivač-sumator $PS\vartheta$, servo uređaj $KM\vartheta$, kormila visine.

Korektor visine meri visinu leta rakete, upoređuje je sa programiranim vrednošću, zadatom pred lansiranje i u slučaju odstupanja izrađuje signal greške:

$$U\Delta h = U - U_{hpr}$$

Signal $U\Delta h$ pojačava se pojačivačem-sumatorom $PS\vartheta$ i stavlja u dejstvo servo uređaj $KM\vartheta$. Kormila visine okreće raketu po uglu propinjanja, tako da se likvidiraju odstupanja visine leta rakete od zadate veličine.

Kao što se vidi iz šeme, petlje regulacije okretanja po propinjanju i visini tesno su vezani jedan sa drugim. Signal upravljanja $U_y\vartheta$, koji sa pojačivača $PS\vartheta$ dolazi na servo uređaj $KM\vartheta$, predstavlja zbir signala greški obeju petlji:

$$Uy\vartheta = U\Delta\vartheta + U\vartheta + U\Delta h$$

Zato se ove dve petlje često objedinjuju jednim opštim pojmom — kanalom propinjanja.

Petlu regulacije kretanja rakete po bočnom nagibu obrazuje žirovertikala $\tilde{Z}V$, diferencirajući žiroskop $D\tilde{Z}\gamma$, pojačivač — sumator $PS\gamma$, servo uređaj $KM\gamma$ i eleroni.

Programna vrednost ugla bočnog nagiba je $\gamma = 0$ i zato kanal bočnog nagiba ne sadrži nikakve mehanizme programiranja.

Analogno je ostvarena petlja regulacije skretanja po pravcu. Ona se sastoji od kursnog žiroskopa $K\tilde{Z}$ koji meri ugao skretanja po pravcu, diferencirajućeg žiroskopa $D\tilde{Z}\psi$, pojačivača-sumatora $PS\psi$, servo uređaja $KM\psi$ i kormila pravca.

Sa petljama bočnog nagiba i skretanja po pravcu uzajamno deluje petlja bočnog otklona z . Njen osjetljivi element je merač bočnog za-nošenja MBZ koji reaguje na odstupanje rakete od ravni gađanja i

daje električni signal U_z , proporcionalan bočnom otklonu z ili brzini njegove promene. Ovaj signal se koristi za promenu pravca kretanja tako da se raketa vrati u ravan gađanja. Kao što je rečeno, ovaj zadatak se najefikasnije izvršava pomoću okretanja rakete po bočnom nagibu. Zato se signal od MBZ daje u kanal bočnog nagiba. Da bi se sprečilo klizanje rakete pri zaokretu pomoću bočnog nagiba signal U_z takođe se daje u kanal skretanja po pravcu. Ovim se postiže koordinirani rad elerona i kormila pravca pri zaokretu rakete po kursu.

Za normalan rad razmotrenih petlji regulacije neophodno je održavati brzinu rakete u određenim granicama. Ovo je izazvano time što od veličine dinamičkog pritiska zavise aerodinamičke sile koje deluju na raketu u letu, a takođe sile upravljanja koje stvaraju kormila i eleroni. Znatno odstupanje tih sila njihovih predračunskih vrednosti može da pogorša stabilnost i kvalitet regulacije kretanja rakete.

Petlja regulacije brzine uključuje merač brzine MB, pojačivač PV, i izvršni element IE (na šemi nije prikazan) koji reguliše dovod pogonske materije u motor. Petlja regulacije može takođe da ima uređaje za korekciju koji obezbeđuju postojano regulisanje brzine rakete.

Za izradu komande za prelazak od horizontalnog (marševskog) dela na borbeni kurs, koristi se merni sistem koji se sastoji od merača predenog puta MP i elementa upoređivanja EU, koji daje signal u kanal propinjanja za kabriranje (poniranje) u momentu kada se faktička daljina D izjednači sa izračunatom Dr, uvedenom u uređaj pred lansiranje rakete.

Ovaj signal može takođe da se iskoristi za aktiviranje bojne glave.

Ne razmatrajući podrobnije uređaj sistema upravljanja krilate rakete, razmotrićemo neke od osobina uređaja koji se nalaze na njemu.

Merni elementi petlje uglavljene stabilizacije rakete po propinjanju, bočnom nagibu i skretanju po pravcu su žiroskopski instrumenti pravca. Pred žiroskopske instrumente krilatih raketa postavljaju se strogi zahtevi. Ovo se objašnjava time što je vreme rada sistema upravljanja krilate rakete relativno veliko. Zato ne treba zanemariti odstupanje žiroskopa usled dnevnog obrtanja Zemlje i dejstva uznenimira-vajućih momenata, jer je veličina odstupanja proporcionalna vremenu rada instrumenata.

Za povećavanje tačnosti rada žiroskopa primenjuju se različiti metodi automatske korekcije orientacije osa žirouredaja u prostoru. S tim ciljem se koristi polje Zemljine teže, nebeska tela, radio-farovi itd.

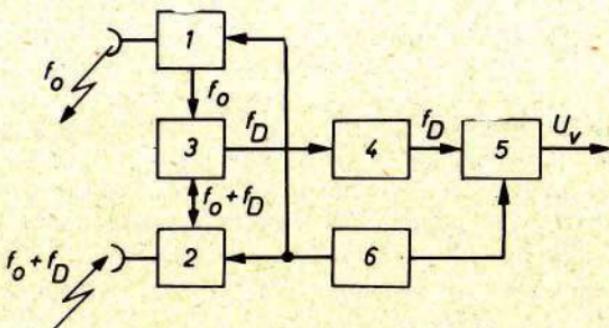
Funkcije pojačavanja i sumiranja signala koje izraduju merni elementi, diferencirajući žiroskopi i programni uređaji, vrše pojačivači kanala propinjanja, skretanja po pravcu i bočnog nagiba (sl. 7.27).

U autopilotima obično se primenjuju magnetni pojačivači koji uspešno sjediniuju svojstva pojačivača i sumatora.

Signali oformljeni pojačivačima upravljaju radom servo uređaja, koji mogu da budu električni, elektrohidraulični i elektropneumatski mehanizmi.

Kao merači brzine i puta krilatih raket mogu da se koriste uređaji inercionog tipa, a takođe radio-tehnički sistemi, zasnovani na korišćenju Doplerovog efekta.

Blok-šema Doplerovog sistema merenja brzine (sl. 7.28), sem predajnika (1) i prijemnika (2), sadrži mešač (3), filter (4), merač frekvencije (5) i izvor napajanja (6).



Sl. 7.28. Blok-šema Doplerovog sistema merenja brzine

Mešač sumira napone koji dolaze iz predajnika i prijemnika. Pri tome se formira signal međufrekvencije sa frekvencijom koja je jednaka razlici frekvencije signala predajnika i prijemnika, tj. frekvencija aktiviranja jednaka je f_D , i prema tome proporcionalna je brzini raketne putne trase.

Na korisni signal mešača utiču visokofrekventne smetnje. Da bi se one suzbile upotrebljen je filter, čiji izlazni napon ima oblik sinusoide.

Merač frekvencije pretvara frekvenciju f_D u proporcionalni električni signal, pogodan za dalje korišćenje u šemama merača puta.

Merač puta je integrator putne brzine. Ako je šema merača zasnovana na principu neprekidnog integrisanja, merač frekvencije mora da preobrazi sinusoidni signal u istosmerni napon, čija je veličina proporcionalna frekvenciji f_D .

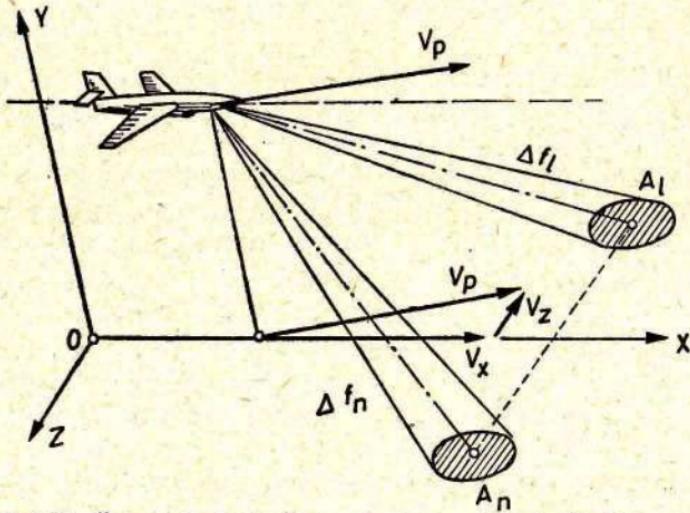
U digitalnim šemama merača puta integrisanje se ostvaruje sumiranjem impulsa, čija je ulazna frekvencija proporcionalna brzini. Broj impulsa, za sve vreme leta raketne plovine, proporcionalan je pređenom putu.

U tom slučaju ulogu merača frekvencije vrši formirajući stepen koji sinusoidni napon dobijen sa filtra pretvara u impulsni signal iste frekvencije.

Pri korišćenju digitalnih integratora element poređenja pređenog puta sa zadatim takođe je digitalni računski uređaj. Pored lansirane rakete, u njegov blok pamćenja uvodi se broj impulsa koji odgovara potrebnoj daljini gađanja. Kada se broj impulsa koji je skupio integrator izjednači sa uvedenim, element poređenja će dati komandu za prelazak na poniranje ili za aktiviranje bojne glave, ako visina leta rakete odgovara zahtevanoj visini dejstva eksplozije.

Doplerovi sistemi merenja brzine takođe se primenjuju za određivanje brzine bočnog zanošenja krilate rakete. U tom slučaju koristi se Doplerov radio-navigacioni sistem sa dva snopa (sl. 7.29). Takav sistem ima dva kanala koji rade kao već opisani jednozračni Doplerov sa jednim snopom. Antene predajnika okrenute su za neki ugao u suprotnom pravcu u odnosu na uzdužnu osu rakete, usled čega svaki kanal postaje osetljiv ne samo na uzdužnu brzinu V_p već i na bočnu V_z .

Kada vektor brzine leži u ravni XOY koja prolazi kroz uzdužnu osu rakete, Doplerova frekvencija levog i desnog kanala su jednake, tj. $\Delta f_1 = \Delta f_d$. Ako se pojavi bočno kretanje rakete, frekvencije će se razlikovati za veličinu proporcionalnu bočnoj brzini V_z . Pri zanošenju uлево, kao što je prikazano na skici, $\Delta f_1 < \Delta f_d$ i, obratno, ako se raketa zanosi udesno, $\Delta f_1 > \Delta f_d$.

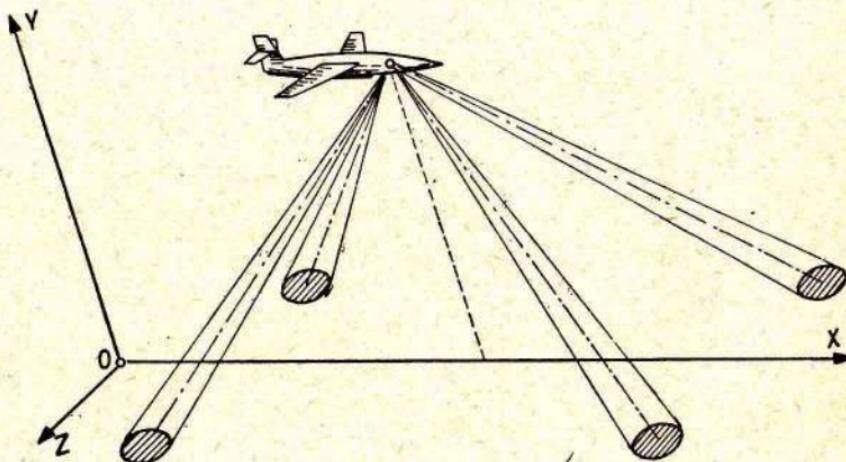


Sl. 7.29. Šema vodenja bespilotnog aviona — pomoću Doplerovog radio-navigacionog sistema sa dva radarska snopa

Doplerove frekvencije levog i desnog kanala pretvaraju se u proporcionalne električne napone. Razlika tih napona se integrše. Dobijeni signal, proporcionalan bočnom zanošenju, daje se autopilotu za korekciju putanje leta krilate rakete.

Na tačnost rada Doplerovog sistema sa dva snopa merenja brzina bitno utiče vertikalno premeštanje rakete i neravnine reljefa. Ovaj nedostatak je u znatnoj meri uklonjen Doplerovim navigacionim sistemom sa četiri snopa (sl. 7.30). Dve antene tog sistema usmerene su napred, a dve nazad. Parni rad kanala usklađuje se pomoću specijalnih antenskih priključaka. Suma Doplerovih frekvencija para kanala malo zavisi od vertikalnog kretanja rakete. Tako, na primer, pri pomeranju rakete po elevaciji Doplerova frekvencija jednog kanala će rasti, a druga opadati.

Doplerovi navigacioni sistemi obezbeđuju relativno veliku tačnost vođenja, ali su podložni dejstvu radio-smetnji. Osim toga, emitovanje radio-signala je faktor koji demaskira. Ti nedostaci se javljaju u manjoj meri pri malim visinama leta krilatih raketa.



Sl. 7.30. Blok-šema zemaljskog uređaja i uređaja sistema vođenja bespilotnog aviona pomoću Doplerovog navigacionog sistema sa četiri radarska snopa

C. SISTEMI DALJINSKOG VOĐENJA I SAMONAVOĐENJA § 7.9. PRINCIPI UPRAVLJANJA

Sistemi daljinskog vođenja i samonavođenja koriste se za uništavanje brzopokretnih ciljeva (aviona, raketa, tenkova, brodova itd.). Primena ovih sistema omogućava da se neprekidno ostvaruje korekcija

kretanja raket u procesu vođenja do cilja, čiji zakon kretanja nije odranje poznat. Takvi načini upravljanja omogućavaju zнатно povećavanje tačnosti vođenja i efikasnosti uništavanja ciljeva.

Daljinskim vođenjem nazivamo upravljanje na rastojanju bilo kojim objektom (pokretnim i nepokretnim) posredstvom raznih vrsta signala. Primljeno na raketu, daljinsko vođenje je takvo upravljanje pri kojem se između komandnog mesta (mesto upravljanja) i vodene raket obezbeđuje telemehanička veza, po kojoj se signali upravljanja sa komandnog mesta (*KP*) predaju raketu.

Na komandnom mestu se neprekidno mere koordinate raket i cilja, parametri njihovog kretanja koji omogućuju u svakom momentu da se odredi položaj raket i cilja u odnosu na komandno mesto. Na osnovu tih podataka izrađuju se automatski ili pomoću operatora signali upravljanja, koji se preko kanala daljinskog vođenja usmeravaju ka raketama. Pri automatskom daljinskom vođenju signale upravljanja daju računski uređaji koji rešavaju zadatak susreta i formiraju komande upravljanja.

Pri učešću operatora, kada niz funkcija upravljanja izvršava čovek, daljinsko vođenje je poluautomatsko. U procesu daljinskog vođenja neophodno je obezbediti neprekidnu kontrolu položaja cilja i raket. To se ostvaruje kanalom kontrole. Sem funkcije kontrole, sistemi daljinskog vođenja upravljaju kretanjem raket po dатој putanji. Za ovo služi kanal daljinskog vođenja.

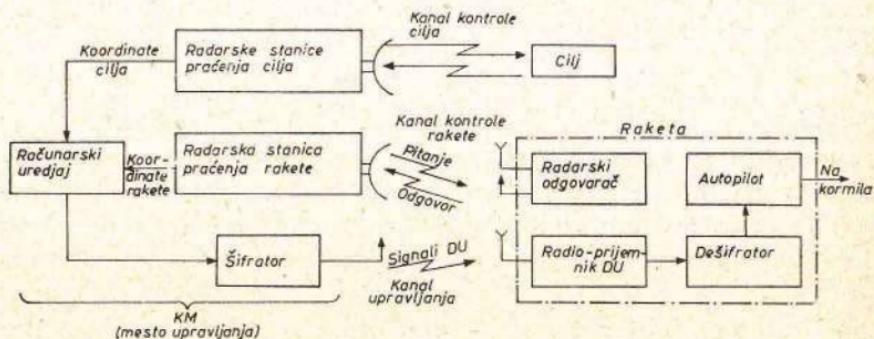
Osmatranje i kontrola kretanja raket i položaja cilja u procesu daljinskog vođenja mogu da se ostvaruju: vizuelno koje vrši operator pomoću optičkih instrumenata; radarskim sredstvima; pomoću radio-navigacijskih sistema i primenom televizijskih uređaja za osmatranje.

Da bismo razjasnili princip upravljanja razmotrićemo konkretnе primere sistema daljinskog vođenja.

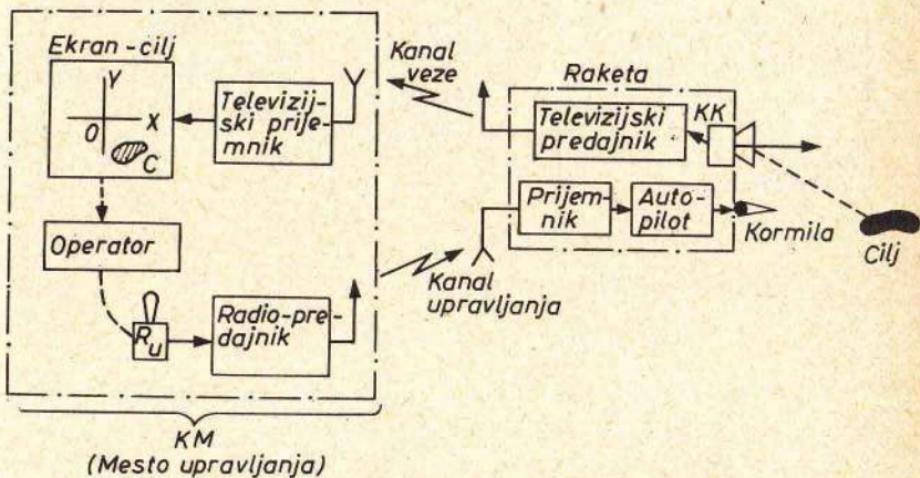
Na slici 7.31 prikazana je blok-šema sistema daljinskog vođenja u kome se nalaze dva radara za određivanje tekućih koordinata cilja i raket.

Predajnik stанице praćenja raket emituje kroz predajnu antenu impulsne elektromagnetne energije (impulsi „upita“) koji aktiviraju radarski odgovarač na raketu. Sa odgovarača na radar praćenja raket dolaze impulsi odgovora. Tako se stvara kanal kontrole raket i obezbeđuje se njeno neprekidno praćenje po uglovnim koordinatama i daljinama. Po kanalu kontrole cilja, koji vrši drugi radar, određuju se koordinate i daljina cilja.

Dobijene koordinate raketne ciljevinne dolaze u elektronsko-računarski uređaj koji rešava zadatak susreta raketne ciljevine i izrađuje signale upravljanja. Ovi signali se pretvaraju, kodiraju i emituju pomoću antena



daljinskog vođenja. Na raketni ove signale prima prijemnik uređaja daljinskog vođenja i posle dešifrovanja oni u obliku komandi upravljanja dolaze na autopilot koji preko kormila deluje na raketu.



Sl. 7.32. Blok-šema sistema daljinskog upravljanja, kada se koordinate cilja određuju u rednjem mjestu u raketu

Takov oblik daljinskog vođenja, kada se koordinate cilja određuju neposredno na komandnom mestu, zove se komandno daljinsko vođenje sa neposrednom kontrolom cilja.

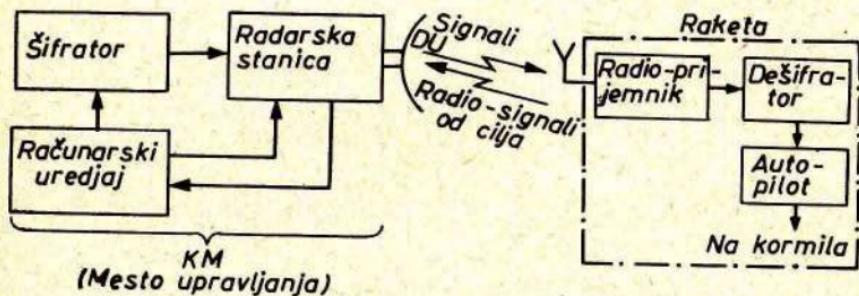
Razmotrićemo drugi oblik komandnog sistema daljinskog vođenja, kada se koordinate cilja mogu odrediti pomoću uređaja (na primer, telekamere) na raketni. Blok-šema takvog sistema prikazana je na slici 7.32.

Na raketu se smešta televizijski predajnik, a objektiv telekamere TK prima odraz cilja. Taj odraz predaje se po liniji kanala veze na mesto upravljanja, gde se iznova poljavljuje na ekranu televizijskog prijemnika (odraz C). Operator u procesu praćenja odraza na ekranu šalje signale upravljanja pomoću ručice upravljanja RU.

Ovi signali se predaju raketni kroz radio-predajnik na komandnom mestu i radio-prijemnik na raketni (kanal upravljanja). Centar odraza cilja mora pri tome da se poklapa sa centrom ekrana. Pošto raketa leti u pravcu cilja, održavanje odraza cilja u centru ekrana omogućava navođenje raketne na cilj.

U datom sistemu postoje dopunski kanali za predaju informacija o cilju i signalima upravljanja. To komplikuje uređaj za upravljanje i pogoršava rad sistema za zaštitu od smetnji.

Osobenost komandnih sistema daljinskog upravljanja i vođenja je u tome što se komande vođenja formiraju na komandnom mestu.



Sl. 7.33. Blok-šema daljinskog upravljanja po radio-snopu

Raketom se može upravljati i pomoću radarske stanice po radiosnalu. Suština principa daljinskog upravljanja po radarskom snopu je u tome što signale upravljanja izrađuje uređaj u samoj raketni. Objasnimo rad takvog sistema upravljanja na primeru. Stanica na komandnom mestu traži (sl. 7.33), zahvata i prati cilj. Ona formira radarski snop koji je usmeren na otkriveni cilj ili u neku tačku preticanja. Uređaji u vođenoj raketni određuju njen odstupanje od bisektrise signala i stvaraju signale upravljanja. Pomoću tih signala sistem upravljanja deluje na raketni tako što se ona vraća na bisektrisu signala.

Osim razmotrenih sistema komandnog vodenja i vođenja po radarskom snopu, primenjuju se još radio-navigacioni sistemi vođenja. Princip upravljanja u njima sastoji se u tome što se koordinate mesta objekta (na primer, bespilotni avion) određuju automatski po signalima koji dolaze iz baznih stanica navođenja, a signale upravljanja izrađuju uređaji na samom objektu.

Na taj način u sisteme daljinskog vođenja ulaze komandni, sistemi vođenja po radarskom snopu i radio-navigacioni sistemi.

Osim sistema daljinskog upravljanja primenjuju se i sistemi samonavođenja, gde se signali upravljanja stvaraju u samoj vođenoj raketi, uređaj samonavođenja i autopilot na račun korišćenja energije (toplne, elekromagnetne i dr.) koju zrači cilj ili koja se od njega odbija.

Blok-šema sistema samonavodenja prikazana je na slici 7.34. Glava samonavodenja ima specijalni osetljivi element koji prima energiju od cilja i koordinator koji automatski i neprekidno meri koordinate



Sl. 7.34. Blok-šema sistema samonavodenja

rakete u odnosu na cilj. Najčešće koordinator meri uglovna odstupanja cilja od uzdužne ose rakete (uglovi greške), a u nekim slučajevima — daljinu do cilja, brzinu promene daljine i ugaonu brzinu zaokreta linije raketa-cilj. Električni signali u obliku napona ili struja sa izlaza koordinatora dolaze u autopilot rakete. Kao rezultat dejstva autopilota na kormila, raketa se usmerava ka cilju. Na taj način glava samonavodenja vrši funkcije goniometra cilja.

Konstruktivno sistemi samonavodenja, isti kao i sistemi daljinskog vođenja, mogu biti ostvareni veoma raznolik. Konstrukcija sistema samonavodenja određuje se oblikom korišćene energije (toplne, svetlosne, elektromagnetne i dr.) i mestom nalaženja prvobitnog izvora energije (pasivnog, poluaktivnog i aktivnog).

§ 7.10. SISTEMI KOMANDNOG UPRAVLJANJA

Osnovni pojmovi i odredbe

Sistemi komandnog upravljanja raketa spadaju u najrasprostranjenije sisteme daljinskog vođenja.

Za upravljanje letom rakete u komandnim sistemima daljinskog vođenja predviđeni su kanali upravljanja u vertikalnoj (po uglu propinjanja) i horizontalnoj (po uglu skretanja po pravcu) ravni.

Za stabilizovanje po uglu bočnog nagiba (obrtanje rakete u odnosu na uzdužnu osu) na raketu se obično postavlja autonomni sistem upravljanja.

Sistem komandnog daljinskog vođenja mora da sadrži kanal kontrole (liniju telekontrole) i kanal upravljanja (liniju daljinskog vođenja). Razmotrićemo podrobnije svaki od tih kanala.

Za kontrolu cilja (rakete) koristi se neki vid energije koju zrači ili odbija cilj (raketa). U zavisnosti od vida korišćene energije, kontrola može da bude vizuelna (pri korišćenju vidljivih zraka svetlosti), toplotna (pri korišćenju toplotnih, infracrvenih zraka) i radio-tehnika (pri korišćenju radio-talasa). Sredstva kontrole (osmatranja) položaja cilja određuju se prema tipu i karakteru njegovog kretanja.

Za zemaljske ciljeve koji se kreću malim brzinama mogu se koristiti prostija sredstva praćenja. Pri navođenju rakete na nepokretnе ciljeve uopšte otpada potreba za stalnim osmatranjem položaja cilja.

Pri kretanju veoma brzih vazdušnih ciljeva potrebno je stalno osmatranje i neprekidno praćenje cilja.

Način kontrole (osmatranja) položaja rakete može unekoliko da se razlikuje od kontrole položaja cilja, jer se na raketu mogu postaviti specijalni uredaji koji olakšavaju tu kontrolu. Pri vizuelnoj kontroli ti uredaji mogu da budu traseri, a pri radio-tehničkoj radio-predajnik (radio-odgovarač) koji se goniometriše sa mesta upravljanja.

Za telekontrolu koriste se sistemi optičkog viziranja, telemerenja TM, televizuelnog osmatranja, radarske kontrole i osmatranja i sistemi infracrvene kontrole i osmatranja.

Na primer, pri optičkom viziranju rakete i cilja operator ih osmatra pomoću optičkog vizira ili nišana, određuje njihov uzajamni položaj i pomoću ručice upravljanja daje komande upravljanja po liniji daljinskog vođenja.

Koristeći se sistemom telemerenja, sa raketom se na komandno mesto (mesto upravljanja) mogu predati, na primer kurs, brzina leta,

visina i po njima se određuje položaj rakete u prostoru. Ovi se podaci mogu iskoristiti za automatsko vođenje rakete na cilj pomoću računarskog uređaja. Za ovo se primenjuju sistemi sa malim brojem kanala predaje podataka. U tom slučaju kao linija veze obično služi radarski kanal odgovarača. Veličine koje se mere predaju se istovremeno sa impulsima — odgovorima radarskog odgovarača pri ozračenju rakete radarom sa mesta upravljanja.

Danas su radarske stанице najbolje sredstvo automatske kontrole i osmatranja položaja cilja i rakete.

U razmatrаним sistemima linija daljinskog vođenja DV (kanal DV) služi za prenošenje komandi upravljanja sa komandnog mesta na raketu.

Za razliku od običnog daljinskog upravljanja u njegovim linijama vođenja ostvaruje se prenošenje većeg broja komandi po jednoj ili ne velikom broju linija veze. Što se više komandi može predati u jedinici vremena, efikasnija je linija veze.

Svaka komanda za predaju po liniji veze pretvara se u odgovarajući signal, po pravilu, kroz tri etape: pretvaranje, kodiranje i modulacija.

Na etapi pretvaranja, komanda predstavljena u vidu linearnih ili uglovnih odstupanja, pretvara se u električne veličine (napon, struju).

Kodiranje se sastoji u formirajući električnog signala (komande) po određenom principu.

Modulacija se sastoji u promeni odgovarajućih parametara (amplitude, frekvencije, faze) prenosnika komande po liniji veze (električne struje kod žične linije veze ili elektromagnetskog talasa kod radio-linije) u skladu sa komandom koja se predaje.

Pretvaranje i kodiranje u linijama TU vrše se pomoću specijalnog uređaja.

Etapa modulacije ostvaruje se u predajnom uređaju linije veze, na primer, u radio-predajniku komandi upravljanja.

U raketni (prijemnom mestu) signal se pretvara u komandu upravljanja obratnim redom: demodulaciju koja se ostvaruje u prijemniku linije veze, dekodiranje i pretvaranje u selektornom (razdvajačkom) uređaju. Po liniji veze sa komandnog mesta raketni će se neprestano predavati veliki broj signala koji odgovaraju komandama upravljanja. Zato svakom signalu treba dati određeno karakteristično fizičko obeležje da bi bilo moguće da se na prijemnom mestu signali (komande) razlikuju jedni od drugih. Radi razlikovanja tih signala primenjuje se selekcija (razdvajanje) signala.

Uređaji koji ostvaruju selekciju nazivaju se selektornim.

Selektorni uređaj na predajnom mestu naziva se kodiranim. Često se taj uređaj zove šifrator. Uredaj na prijemnom mestu zove se dešifrator ili dekodirajući uređaj.

Kodom se naziva utvrđeni slog električnih impulsa koji se pretvaraju u signale komandi, namenjene za predaju, uprošćavanje ili skraćivanje signala koji se predaju, a takođe za povećanje sigurnosti linije daljinskog upravljanja od smetnji. Šifra se primenjuje radi tajnosti prenošenja.

Impulsno kodiranje može se vršiti pomoću jednoimpulsnih i višeimpulsnih kodova. Pri jednoimpulsnom kodu komanda upravljanja se predaje jednim impulsom, a njeno značenje određuje se parametrima impulsa (amplitudom, frekvencijom, fazom, dužinom). Ovaj oblik koda se koristi u najprostijim sistemima daljinskog vođenja.

U složenim uređajima daljinskog vođenja koristi se višeimpulsnii kod. U njemu se komanda upravljanja predaje u vidu grupe impulsa, a njenu vrednost određuju parametri grupe impulsa (broj impulsa, uzajamni raspored impulsa u grupi itd.).

Uredaji za daljinsko vođenje mogu da se primenjuju za predaju kako posebnih komandi (upravljanje sa prekidima), tako i neprekidnih komandi (neprekidno upravljanje).

Pri predaji pojedinih komandi mogu se na primer izdavati komande ovakvog tipa: „uključiti — isključiti“, „više — manje“, tj. komande tipa „da — ne“, a takođe višekratne komande. U poslednjem slučaju ostvaruju se predaje ili raznih odvojenih komandi koje slede jedna drugu po vremenu ili raznih odvojenih komandi predviđenih za medusobno dejstvo nezavisnih elemenata upravljanja u raketni kojom se daljinski upravlja. Pri upravljanju sa prekidima predaja komandi ostvaruje se pomoću relea, ključeva, dugmadi prekidača — preklopki i regulatora.

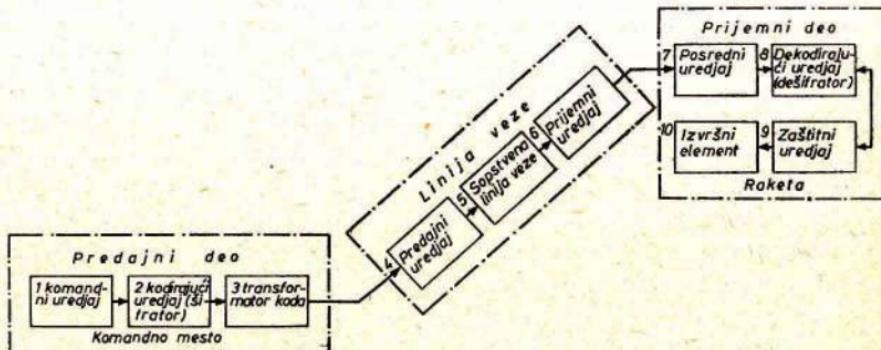
Neprekidno upravljanje se primenjuje kada su zahtevi za tačnošću komandi i za brzinu regulisanja veći no pri isprekidanom komandovanju.

Uredaji koji ostvaruju neprekidno upravljanje obezbeđuju prenošenje komande bilo koje vrednosti od nule do maksimuma.

Prenošenje ravnomerno promenljivih komandi daljinskog vođenja sa regulisanjem njihove veličine može da se vrši određenim oblikom modulacije. Pri tome su moguće razne kombinacije, na primer, predaja signala sa privremene modulacije u funkciji vremena male frekvencije i amplitudnom modulacijom noseće frekvencije.

Potpuna strukturalna šema linije (kanala) daljinskog vođenja prikazana je na slici 7.35. Ona uključuje komandno mesto, ili predajni deo, liniju veze, izvršno mesto, ili prijemni deo.

Komandno mesto se sastoji od sledećih elemenata: komandnog stila (1), selektorskog kodirajućeg uređaja ili šifratora (2) i pretvarača koda u linijsku predaju (3). Komandni sto (1) je pretvarač koji pod dejstvom ključeva, prekidača ručice upravljanja, automatskih računarskih uređaja itsl. daje komandu. Kodirajući uređaj (2) (šifrator) pretvara impuls, dobijen od komandnog stola, u kodiranu predaju koja odgovara datoj komandi.



Sl. 7.35. Puna struktorna šema linije (kanala) daljinskog upravljanja

Pretvarač koda (3) neophodan je jer obrazovani kod nije uvek pogodan za neposredno prenošenje u liniji veze.

Linija veze se sastoji od sledećih elemenata: predajnog uređaja (4) linije veze (na primer, radio-predajnik sa modulatorom, a u najprostijim slučajevima, pri žičnoj vezi — linijsko elektromagnetsko rele), linije veze u užem smislu (5), prijemnog uređaja (6) linije veze (na primer, radio-prijemnik a u najprostijim slučajevima — elektromagnetski rele). Izvršno mesto (raketa) sastoji se obično iz prijemno-selektorskog bloka i uključuje sledeće elemente: posredni uređaj (7), selektorni dekodirajući uređaj (dešifrator) (8), zaštitni uređaj (9) i izvršni element uređaja daljinskog vodenja (10).

Posredni uređaj (7) pretvara impulse primljene po liniji veze u oblik pogodniji za dekodiranje ili dešifrovanje. Dekodirajući uređaj (dešifrator) pretvara kodirane signale određenim načinom u impulse koji izazivaju rad samo određenih izvršnih elemenata. Zaštitni uređaj (9) proverava pravilnost primljenih signala. Izvršni element (10) neposredno deluje na određene izvršne veze vođene raketom (veze komila upravljanja).

U sastav bilo koje linije telekontrole i daljinskog vođenja, uvek ulazi linija veze u koju spadaju: predajnik, prijemnik i fizička sredina.

U praksi daljinskog vođenja primenjuju se kako žične električne linije veze, tako i bežične (radio-linije), pri čemu poslednje mogu da budu neprekidnog ili impulsnog zračenja.

Sistemi daljinskog vođenja sa žičnom linijom veze su najjednostavniji.

Radio-linije veze široko se primenjuju kada se komandna i izvršna mesta kreću u odnosu jedno na drugo. Karakter rada linija (neprekidno ili impulsno zračenje), dijapazon kolebanja visoke frekvencije i uslovi prostiranja radio-talasa vrše veliki uticaj na izbor metoda selekcije signala i načina modulacije.

Za radio-linije najčešće se koriste talasi santimetarskog, desimetarskog i, ređe, metarskog dijapazona. Ovo je uslovljeno, pre svega, time što se razmere antene predajnog i prijemnog uređaja određuju dužinom talasa.

U sistemima komandnog daljinskog vođenja nalaze primenu i optičke linije veze. U poslednje vreme u optičkim linijama veze primenjuju se, uglavnom, infracrveni (topljeni) zraci, jer njih atmosfera slabo upija i lako ih zrače izvori energije.

Zaustavićemo se detaljnije na primerima tehničke realizacije nekih sistema komandnog daljinskog vođenja.

Sistemi komandnog vođenja protivtenkovskih raket

Za efikasnije uništavanje tenkova, samohodnih artiljerijskih oruđa i drugih zemaljskih pokretnih ciljeva izrađene su vodene rakete (projektili). U osnovi rada sistema vođenja ovih raket leži princip komandnih neautomatizovanih sistema daljinskog vođenja.

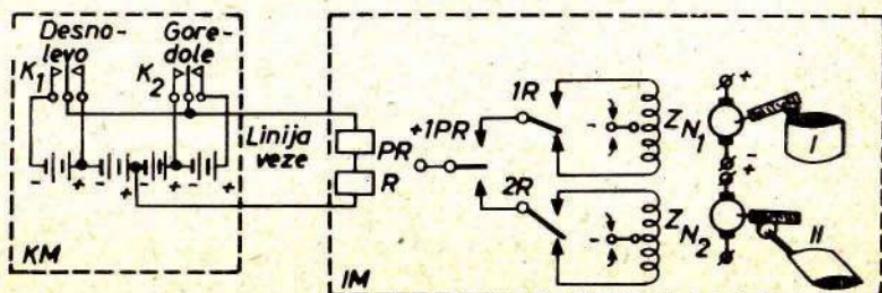
Pri upravljanju protivtenkovskim raketama komandno mesto se najčešće nalazi na zemlji ili oklopnom transporteru, pri čemu se raketom upravlja ili pomoću žične linije veze ili po radio-kanalu.

Razmotrićemo princip upravljanja protivtenkovskom raketom sa žičnom linijom veze pri korišćenju kvalitativne selekcije (slika 7.36).

Koristeći se istovremeno polarnim (pozitivan ili negativan impuls) i amplitudnim (veličina impulsa) osobinama signala koji se šalju u liniju, mogu se dati četiri komande: „gore“, „dole“, i „desno“, „levo“. Ove komande su dovoljne za upravljanje raketom stabilizovanom po uglu bočnog nagiba koja ima Dekartov raspored kormilskih površina.

Na komandnom mestu uz pomoć ključa K_1 u liniju veze možemo da šaljemo impuls negativne polarnosti male (pri otklonu K_1 udesno) ili velike (pri otklonu K_1 ulevo) amplitude, a ključem K_2 mogu se slati — isti impulsi samo pozitivne polarnosti.

Na liniju veze rakete priključena su naizmenično dva relea: polarizovani rele RP, osetljiv na polarnost impulsa bilo kakve amplitude, i rele R koji reaguje samo na okidajuće impulse velike amplitude bilo kakve polarnosti.



Sl. 7.36. Principijelna šema upravljanja protivtenkovske rakete sa žičnom linijom veze

Kontaktno opterećivanje polarizovanoga relea RP je kontakt 1RP, a relea R — kontakti 1R i 2R koji zauzimaju položaj prikazan na slici 7.36. kada u zavojnicima relea nema struje.

Kada se ključ K_1 okreće udesno biće poslat impuls male amplitude i zato će reagovati samo rele RP i njegova kotva će spojiti svoj gornji kontakt. Obrazovaće se kolo za prolazak struje kroz donji deo zavojnice pobuđivanja ZP_1 motora istosmerne struje sa nezavisnim pobuđivanjem. Ovaj motor, zajedno sa prenosom, u stvari je servouređaj. Pri njegovom okretanju pokreće se vertikalno kormilo I i raketa će promeniti pravac leta po kursu. Pretpostavimo da se raketa otklonila udesno. Da bi se otklonila u suprotnom pravcu treba ključ K_1 okreći uлево. U tom slučaju u liniju će poći impuls iste polarnosti, ali će njegova amplituda biti dovoljna za aktiviranje relea R. Kotve relea RP i R zatvorice svoje gornje kontakte, struja će poteći kroz drugu polovicu zavojnice ZP_1 i motor će početi da se okreće u suprotnom smeru, okrećući kormilo I.

Horizontalnim kormilima se upravlja po istom principu pomoću ključa K_2 , pri čemu se u liniju veze šalju impulsi pozitivne polarnosti i kotva relea RP će zatvoriti svoj donji kontakt.

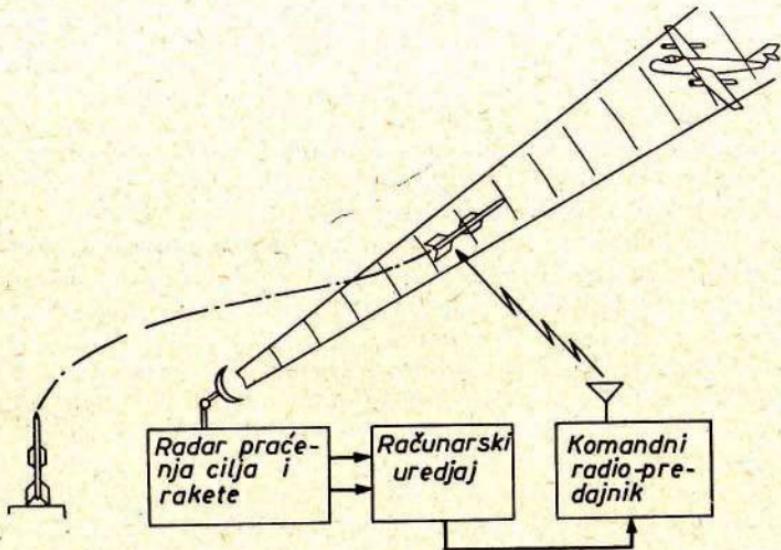
Na taj način, okrećući na komandnom mestu ključeve K_1 i K_2 u jednu ili drugu stranu, operator može da upravlja letom rakete. Žična linija veze takvih raketa sastoji se od dva kalema sa tankom čeličnom žicom i obično se nalazi u horizontalnim stabilizatorima. Za vreme leta rakete žice se odmotavaju sa kalemova. Glavno preim秉stvo

takvog sistema vođenja je njegova potpuna zaštita od smetnji. Ne-dostaci su mu ograničenost radijusa dejstva i mogućnost prekida tankih žica.

Radarski sistem komandnog vođenja raketa vrste „zemlja — vazduh“

Najefikasniji sistemi vođenja raketa vrste „zemlja — vazduh“ su automatizovani radarski sistemi komandnog daljinskog vođenja.

Primena poluautomatskih sistema vođenja u tom slučaju se otežava pre svega time što operator nije u stanju da obezbedi zahtevanu tačnost vođenja. Funkcije operatora u ovim sistemima vrše specijalni uređaji koji mere greške vođenja.



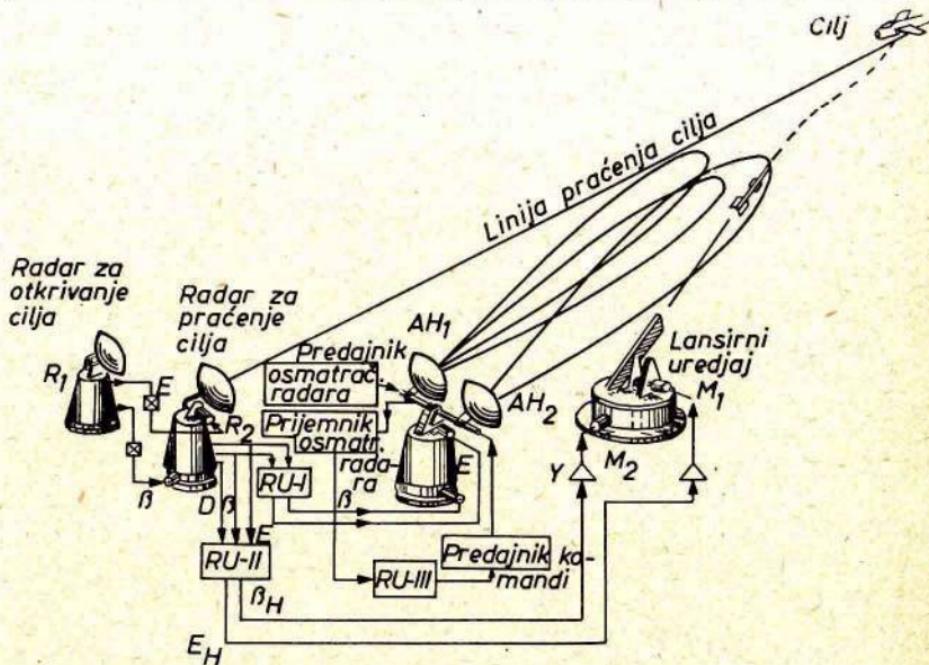
Sl. 7.37. Šema komandnog sistema vođenja sa jednim radarskim snopom

Komandni sto takvog automatizovanog sistema komplikovaniji je od komandnog stola poluautomatskog sistema. On uključuje upravljući računarski uredaj.

Greške vođenja koje dolaze u računarski uredaj u vidu električnih napona polazna su informacija za izradu komandnih signala.

U zavisnosti od broja radara koji ulaze u sistem komandnog vođenja, oni se dele na jednosnopne (sa jednim radarom) i dvosnopne (sa dva radara).

U radarskom sistemu komandnog vođenja se jednim snopom (slika 7.37) jedan isti radar prati kretanje cilja i rakete. U tom slučaju putanja kretanja rakete mora da bude takva da se raketa stalno nalazi na liniji komandno mesto — cilj, tj. na tzv. liniji pravca. U tom slučaju ostvaruje se vođenje po metodu tri tačke (komandno mesto — raketa — cilj). Položaj rakete u odnosu na cilj ili pravac ose signala može se posmatrati na ekranu indikatora radara praćenja cilja i rakete.



Sl. 7.38. Šema stanice za vodenje rakete pri radarskom praćenju kretanja rakete i cilja

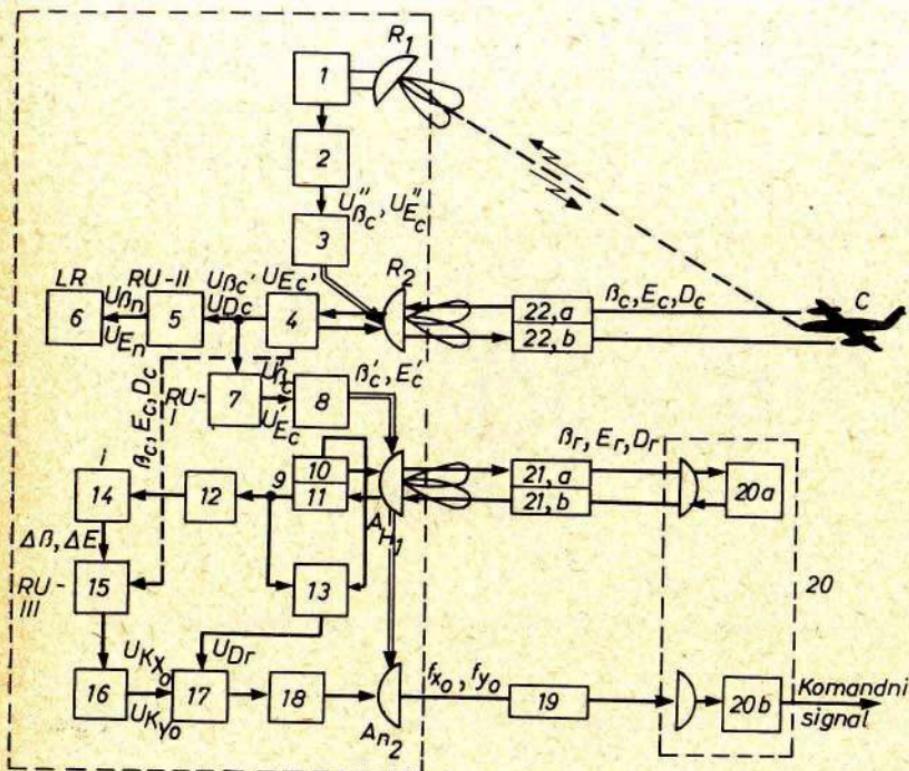
Uzimajući u obzir to što je odrazna površina vodene rakete obično znatno manja od odrazne površine cilja, a takođe radi povećavanja zaštite od smetnji kanala kontrole rakete, na nju se postavlja radarski odgovarač. Ovom se znatno olakšava istovremeno praćenje i rakete i cilja jednim radarem.

Radar praćenja u tom slučaju ima dva odvojena prijemnika za posebno primanje signala od rakete i cilja. Ovo obezbeđuje istovremeno praćenje dva objekta. Podaci od radara praćenja rakete i cilja (sa izlaza dvaju prijemnika) dolaze u računarski uređaj koji ispunjava pomenute funkcije. Izradeni signali se na raketu prenose specijalnim predajnikom po radio-liniji.

Radarski sistem sa dva snopa zračenja je najsavršeniji i najkomplikovaniji oblik komandnog sistema.

Opšta šema komandnog mesta pri radarskoj kontroli kretanja raketne i cilja prikazana je na slici 7.38. Funkcionalna šema tog sistema, koja prikazuje sastav i uzajamnu vezu radio-kanala koji ulaze u sistem upravljanja, prikazana je na slici 7.39.

Zadatak traženja cilja daje se radaru za otkrivanje aviona na daljinu R . Neprekidnim okretanjem antene u horizontalnoj ravni (po azi-



Sl. 7.39. Funkcionalna šema komandnog sistema vodenja rakete vrste „zemlja - vazduh“ :

- 1 — radarska stаница за откривање циља (R_1); 2 — уредај за примање података (R_1); 3 — погонски покретач за антenu радио-визирања циља; 4 — радио-визир циља (R_2); 5 — рачунарски уредај (RU-II); 6 — лансира rampa (LR); 7 — рачунарски уредај RU-I; 8 — погонски покретач за A_{H_1} ; 9 — радио-визир ракете; 10 — предајни уредај; 11 — пријемни уредај; 12 — блок угловних координата ракете; 13 — блок дужине; 14 — индикатор; 15 — рачунарски уредај (RU-III); 16 — давач команди; 17 — блок корекције команди управљања; 18 — предајни уредај линије радио-дужинског управљања; 19 — пресадна линија дужинског управљања; 20 — уредај на ракети (20a — одговарај; 20b — радио-пријемни уредај линије радио-дужинског управљања); 21 — пресадна радио-канал визирања ракете (21a — канал „упита“, 21b — канал „одговара“); 22 — радио-канал визирања циља;

A_{H_1} — антена радио-визирања ракете; A_{H_2} — пресадна антена линије предаје команди

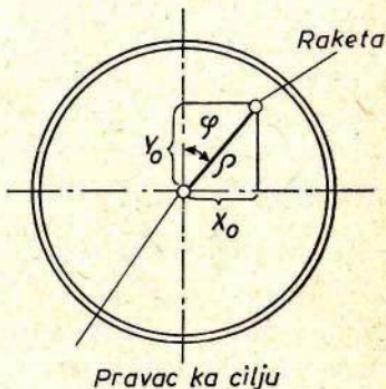
mutu β) i njenim skaniranjem (klačenjem) u vertikalnoj ravni (po mesnom uglu ε) radar može da osmatra svu vidljivu nebesku polusferu. Posle otkrivanja cilja, njegove uglovne koordinate $\beta''_c, \varepsilon''_c$, preko uređaja za snimanje podataka (2) u vidu napona U, β_c i U, ε_c , dolaze na pokretač (3) ka anteni radio-viziranja cilja (4). Motori mesnog ugla i azimuta tog radio-vizira okreću antenu tako da bude usmerena ka cilju. Radio-vizir cilja (4) hvata cilj i prati ga u toku čitavog procesa vođenja. Položaj cilja određuje se u zemaljskom koordinatnom sistemu čiji je centar vezan sa radio-vizirom (4).

Radar preko računarskog uređaja (7) (*RU-I*) upravlja položajem antene radio-vizira rakete i antene predajnog uređaja linije radio-daljinskog vođenja. Slično upravljanje ostvaruje se dovodom na pokretač (8) antena An_1 i An_2 napon $U\beta_c$ i $U\varepsilon_c$. Za radio-viziranje rakete koristi se amplitudno-impulsni sistem. Koordinate rakete se određuju u mernom sistemu koordinata čija je jedna osa upravljena ka cilju. Sistemi automatskog vođenja raketa „zemlja-vazduh“ obično imaju indikatore, na kojima se može pratiti položaj cilja i rakete u procesu vođenja. Takvi indikatori omogućavaju kontrolisanje vođenja rakete na cilj i u slučaju potrebe omogućavaju prelaženje od automatskog praćenja cilja ili rakete na ručno (uz učešće operatora).

Pošto se raketa nađe u zoni dejstva radio-vizira, na ekrantu indikatora (14) (sl. 7.40) tog radio-vizira pojavljuje se odraz rakete u obliku svetleće tačke. Pošto je osa antene An_1 usmerena ka cilju, odraz cilja biće u centru ekrana indikatora (14), a odstupanje znaka rakete od centra ekrana biće proporcionalno ugaonim komponentama greške upravljanja rakete:

$$\begin{aligned}\Delta \beta &= \beta_r - \beta_c; \\ \Delta \varepsilon &= \varepsilon_r - \varepsilon_c.\end{aligned}$$

Na osnovu određenih grešaka $\Delta\beta$ i $\Delta\varepsilon$ računarski uređaj (15) (*RU-III*) automatski formira komande upravljanja Xx_o , Xy_o , koje se šalju na raketu pomoću antene An_2 radio-predajnika komandi. Da bi te komande odgovarale linearnim komponentama greške uprav-



Sl. 7.40. Odraz cilja i rakete na ekrantu indikatora

vlijanja, naponi sa davača komandi (16) Ux_o , Uy_o propuštaju se kroz blok (17) čije je pojačanje proporcionalno daljini Dr .

Pred svako lansiranje neophodno je pravilno navesti lansirnu rampu (6), da bi se raketa najkraćim putem izvela u zonu dejstva radio-vizira rakete An_1 . Ovaj zadatak rešava računarski uredaj (5) ($RU-II$). Na ulaz $RU-II$ dolaze koordinate cilja koji se kreće, u obliku električnih napona $U\beta_e$ i $U\varepsilon_e$, a sa izlaza se skidaju signali $U\beta_n$ i $U\varepsilon_n$ koji upravljaju pogonskim motorima lansirne rampe. Pogonski motori navode lansirnu rampu u zahtevani pravac. Uopšte može da bude neophodno da se, radi smanjivanja greške nišanjenja, uraćuna rastojanje do cilja D_c , kao i brzine i pravci kretanja cilja. Zato se u $RU-II$, kao što je prikazano na sl. 7.39, dopunski uvodi napon UD_c , proporcionalan daljinu do cilja. Posle pripreme za lansiranje i uključivanje uredaja za stabilizovanje rakete (žiroskopa), kao i zagrevanja elektronskih lampi uredaja, lansira se raketa i izvesno vreme ulazi u zonu dejstva predajnog uredaja linije radio-daljinskog vođenja (19).

Delujući na uredaje u raketni komande, prenute sa mesta upravljanja, izvodeći raketu na liniju viziranja, tj. na liniju koja spaja mesto upravljanja sa ciljem. U ovom slučaju raketa će se voditi po metodu tri tačke. Mogu da se primenjuju i drugi metodi vođenja, razmotreni u glavi VI. Pri drugim metodama vođenja, računarski uredaj (15) ($SR-III$) izrađuje komande upravljanja, radeći po drugom programu. U tom slučaju, u svojstvu početnih podataka, za njegov rad mogu da budu potrebne ne samo veličine odstupanja $\Delta\beta$ i $\Delta\varepsilon$, već i same vrednosti koordinata cilja i raketne.

§ 7.11. SISTEMI VODENJA RAKETA NA CILJ PO RADARSKOM SNOPU

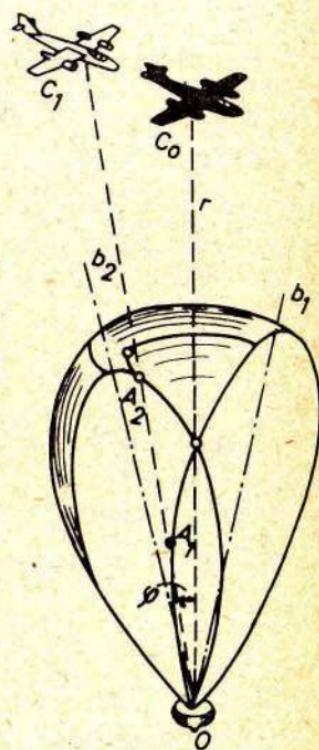
Sistemi vođenja rakete na cilj po radarskom snopu sastoje se od radara vođenja sa konusnim proširenim dijagramom zračenja*, smeštenim na mestu upravljanja, i uredaja raketne. Zračenje radara za vođenje prima uredaj u raketni koji izrađuje signale upravljanja, oni održavaju raketu da leti po osi obrtanja snopa radara (po pravolinijskom signalu).

Odlika sistema vođenja po radarskom snopu je ta što u njemu nema uredaja za predaju komandnih signala i sistema kontrole položaja raketne u odnosu na cilj, na mestu upravljanja.

Razmotrićemo podrobnije princip dobijanja konusnog proširenja snopa, kao i princip formiranja signala upravljanja pri automatskom

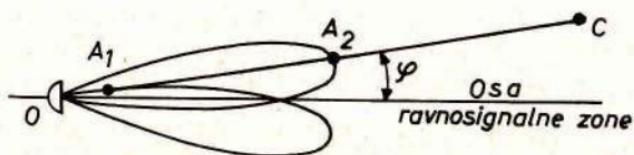
* Radarskim snopom nazivamo oblast prostranstva koji ima oblik rotirajućeg tela, u čijim se granicama širi elektromagnetna energija predajnika radarske stанице.

praćenju cilja radara. Antena predajnika radara sastoji se od dipola emittatora (vibratora) i reflektora (paraboloida). Dipol antene smešta se u fokusnu ravan paraboloida i pomeren je na izvesno rastojanje od njegove ose. Takva antena ima dijagram usmerenosti čija je osa nagnuta pod uglom ka osi reflektora. Pošto se osa reflektora i osa obrtanja dipola poklapaju, pri obrtanju dipola dijagram usmerenosti opisivaće konusnu površinu. Izgled dijagrama usmerenosti određuje se konstruktivnim parametrima paraboloida, a pomeranje njegove ose zavisi od veličine pomeranja dipola u odnosu na osu reflektora. Presek dijagrama zračenja, koji se dobija pri okretanju radarskog snopa oko centralne ose antene, prikazan je na sl. 7.41. Po pravolinijsko usmerenom signalu, emitovana snaga manja je od maksimalne i iznosi približno 0,7—0,8 maksimuma. Po meri udaljavanja od ove ose u bilo kom radijalnom pravcu ona će prvo da poraste do maksimuma na izvodnici konusa Ob_1 , (koji opisuje izvodnica — osa snopa koji se obrće), a zatim se opet smanjuje. Kao što se vidi iz sl. 7.41, intenzitet zračenja po ravносignalnom pravcu biće jednak pri svim položajima rotirajućeg snopa. Kada se cilj nalazi u ravносignalnoj površini snopa, energija koju reflektuje cilj i koja dolazi u prijemni uređaj biće približno jednaka pri svim ugaonim položajima snopa za vreme njegovog obrtanja, a intenzitet signala koji se prima biće stalan (položaj cilja C_o na sl. 7.41). Čim cilj počne da se udaljava od ravносignalne linije (sl. 7.42), amplituda signala koji se prima počeće da se menja. Biće maksimalna u momentu kada snop maksimumom prolazi bliže ka pravcu na cilj (tačka A_2), a minimalna kada se snop udaljava od njega (tačka A_1). Promena amplituda impulsa, tj. amplitudna modulacija signala, vrši se po periodičnom zakonu, bliskom sinusoidnom (sl. 7.43), pri čemu je frekvencija promene modulisanih impulsa jednaka frekvenciji obrtanja ose snopa antene. Obično se uzima da je brzina okretanja ose snopa 30—60, a nekad 100 i više obrtaja u sekundi. Što je odstupanje



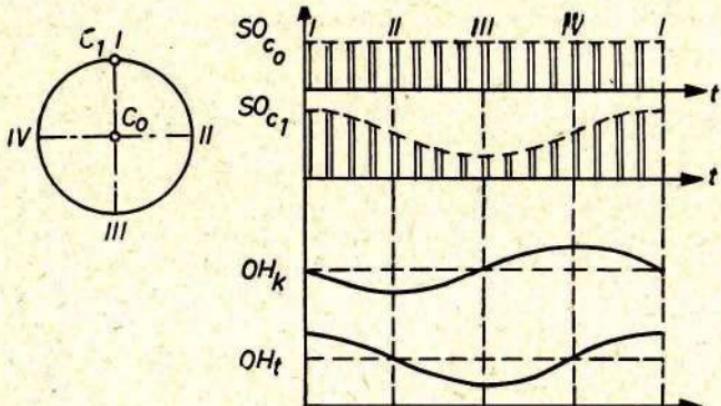
Sl. 7.41. Presek dijagrama zračenja koji se stvara pri okretanju radarskog snopa oko uzdužne ose antene

cilja od ose antene veće, biće veća dubina modulacije. Zato je veličina amplitude obvojnica mera ugaonog rastojanja cilja koji se kreće od ose antene. Faza obvojnica amplituda reflektovanih impulsa karakterisće pravac u kome je cilj premestio u odnosu na osu antene. Drugim



Sl. 7.42. Određivanje koordinata cilja

rečima, dubina modulacije impulsa zavisi od ugla greške, a faza obvojnica amplituda primljenih impulsa — od pravca pomeranja cilja u odnosu na osu radara, tj. od ugla faze. Napomenućemo da svaki od impulsa koje prima antena, a dolaze na ulaz prijemnika, predstavlja paket visokofrekventnih kolebanja. Na izlazu prijemnika dobijaće se video-impulsi — impulsi dobijeni posle detekcije, čija se amplituda menja po istom zakonu kao i amplituda radio-impulsa na ulazu u prijemnik. Dalje se video-impulsi pojačavaju video-pojačivačem, pri čemu se karakter promene amplituda impulsa ne narušava. Pojačane video-impulse detektuje obvojnica signala greške, tj. posle detekcije



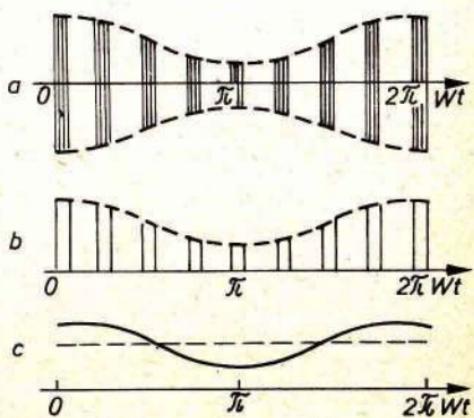
Sl. 7.43. Karakter promene video-impulsa (signala greške) za dva različita položaja cilja i promena referentnih napona iza perioda obrtanja snopa:

SO_{c_0} — signal greške za period cilja C_0 ; SO_{c_1} — signa l greške za period cilja C_1 ; OH_k — referentni napon kanala kursa; OH_t — referentni napon kanala uzdužnog nagiba

izdvaja se obvojnica video-impulsa. Ova obvojnica dobijena je u obliku sinusoide i naziva se signalom greške.

Izdvajanje signala greške u prijemniku radara prikazano je na sl. 7.44. Ako se amplituda radio-impulsa reflektovanih od cilja ne menja po vremenu, signal greške biće ravan nuli. Dobijeni signal greške ne može se koristiti neposredno za upravljanje odgovarajućim pokretačima vođenja antene. On se mora rastaviti na dve komponente: jednu — za upravljanje pokretačem azimuta (β) i drugu — za upravljanje pokretačem mesnog ugla (ϵ). Ovo se rastavljanje vrši pomoću specijalnog elektronskog uređaja koji se zove fazni detektor (fazni komutator). Do njega se, osim signala greške, dovodi i osnovni napon. Neophodnost osnovnog napona pojavljuje se usled toga što po signalu greške, dobijenom u obliku sinusoide, može se suditi samo o veličini ugla greške. Da bi se moglo po signalu greške suditi o pravcu odstupanja cilja od ravnosignalne linije, potrebni su osnovni naponi.

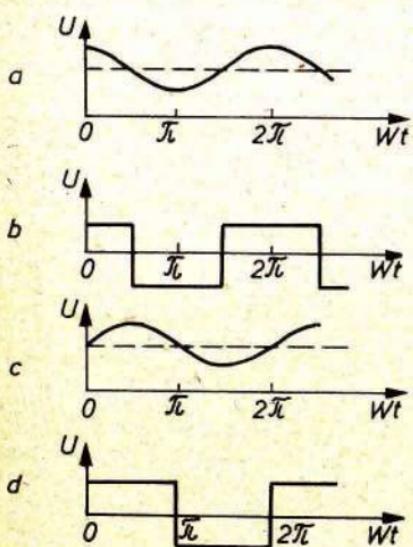
Osnovni naponi su dva sinusoidna napona čije su frekvencije jednake frekvenciji obrtanja snopa, a faze su okrenute za 90° u odnosu jedne na drugu. Pri tome se faze tih napona čvrsto vezuju za dva uzajamna normalna pravca obrtanja antene: horizontalni (po azimutu) i vertikalni (po mesnom uglu). Osnovne napone stvara specijalni generator napona. Njega pokreće motor za okretanje emitatora antene. Ovi naponi obično se pomoću pojačivačko-ograničavačkih šema pretvaraju u napone pravougaonog oblika (sl. 7.45), od kojih jedan ide na ulaz faznog detektora koji izdvaja signal upravljanja po azimutu, a drugi na ulaz faznog detektora koji izdvaja signal upravljanja po mesnom uglu. Fazni detektori daju na izlazu napone jednosmerne struje, pri čemu znak tih napona zavisi od pravca pomeranja cilja od ose antene u vertikalnoj i horizontalnoj ravni, a veličine napona određuju veličine odgovarajućih promena položaja cilja. Ovi naponi se posle pojačavanja dovode do izvršnih motora pokretača antene i okreću antenu u horizont-



Sl. 7.44. Izvidanje signala greški u prijemniku:

a — impulsi koje je primila antenom; b — video-impuls; c — signal greške

talnoj ili vertikalnoj ravni, sve dok se odstupanje cilja od centralne ose antene ne odstrani, dj. dok ne iščezne signal greške.



Sl. 7.45. Dijagrami dobijanja referentnih napona:

a i b — referentni naponi kanala visine;
c i d — referentni naponi kanala kursa

i antenskih pokretača koji usmeravaju antenu u pravcu pokretnog cilja. Njegova antena formira zonu zračenja u obliku konusa (sl. 7.41). Kada se kaže da se raketa vodi po radarskom snopu ima se u vidu vođenje rakete po osi te zone zračenja.

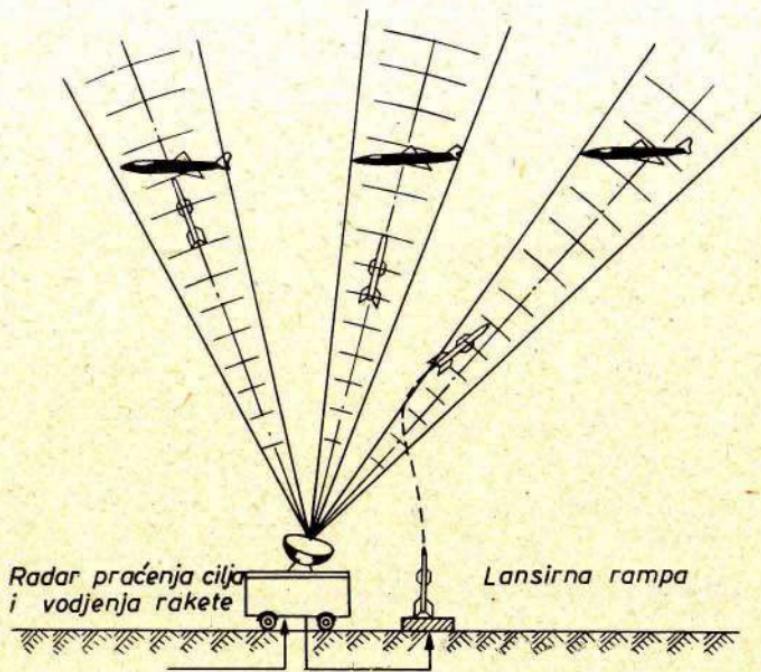
Raketa na koju je ugrađen prijemnik sa antenom, posle lansiranja ulazi u snop i počinje da prima signale od radara vođenja. Antena, smeštena u repni deo raketne kuće, usmerena je u pravcu radara vođenja i ima usmereni dijagram zračenja. Princip dejstva uređaja vođenja ugrađenog na raketu sličan je principu dejstva prijemnog dela radara za praćenje cilja. Ako raketa leti po osi obrtanja snopa u ravnosignalnoj zoni, njen prijemni uređaj u periodu obrtanja snopa prima signale jednakе amplitude. Svako odstupanje rakete od ove ose dovodi do pojavе amplitudne modulacije signala koji se primaju sa frekvencijom obrtanja snopa. Amplitudna (dubina) modulacija signala proporcionalna je veličini odstupanja rakete od ose, a njegova faza karakteriše pravac odstupanja. Primljeni signali se detektuju i pri tome se izdvaja napon signala greške. Upravljački naponi izrađuju se kao rezultat poređenja

Posle razmatranja principa rada radara koji ostvaruje automatsko praćenje cilja po ugaonim koordinatama ($\beta\gamma$ i ϵ), opisacemo rad sistema vođenja po radarskom snopu.

Postoje dve vrste takvih sistema daljinskog vođenja. Jedna od njih prepostavlja vođenje raketne kuće na cilj pomoću jednog radara (sl. 7.46) sa automatskim praćenjem cilja. Druga vrsta sistema predviđa korišćenje dva radara (sl. 7.47), od kojih je jedan obično radar praćenja cilja, a drugi je prost radarski predajnik. On stvara obrtni radarski snop u kome leti raketa.

Razmotrićemo princip vođenja u sistemu sa jednim radarem. U ovom slučaju radar navođenja je sa automatskim praćenjem cilja i sastoji se od predajnika, prijemnika, antene sa obrtnim vibrаторom

napon signalna greške sa potpunim naponima koji se formiraju u raketni po podacima stanice vođenja. Za dobijanje potpornih napona u raketni radar za navodenje emituje specijalne kodirane signale. Poređenje faze potpornih napona sa fazom napona signalna greške omogućuje da se odredi pravac pomeranja raketne u odnosu na osu obrtanja snopa i dobiju odgovarajući signali za upravljanje raketom po kanalima kursa i propinjanja.

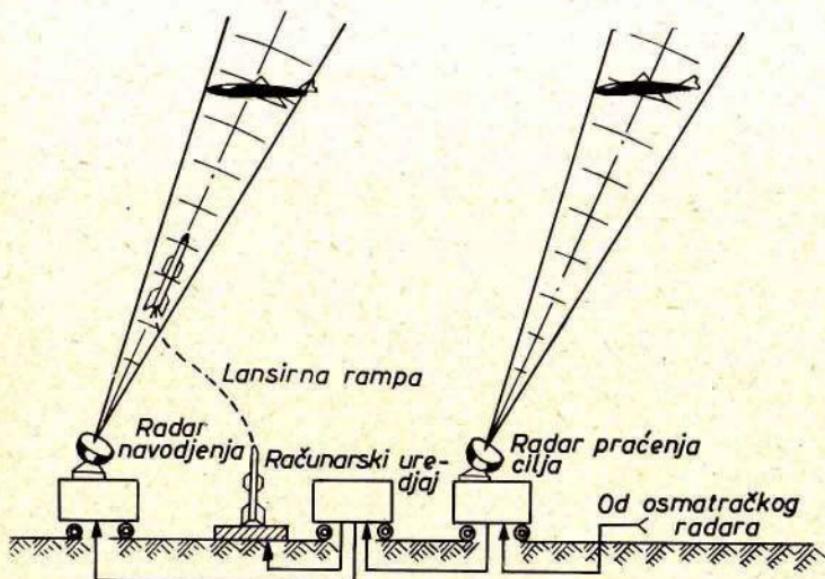


Sl. 7.46. Šema sistema vođenja rakete sa jednim radarskim snopom

Signal greške, izdvojen na raketni, sadrži informaciju o položaju raketne u snopu u polarnim koordinatama (ϱ, φ na sl. 7.40). Da bi se ova informacija mogla iskoristiti za upravljanje raketom po kursu i propinjanju, neophodno je da se pretvori u pravougaone koordinate. Ovo vrši računarski uređaj ugrađen u raketu.

U sistemu vođenja po snopu radara raketna se stabilizuje po bočnom nagibu, a njome se upravlja preko dva kanala (kursa i propinjanja). Takva stabilizacija raketne po bočnom nagibu neophodna je, jer se ne može dopustiti da se obrće u odnosu na uzdužnu osu (ako na raketu

nije ugrađen specijalni razvodnik komandi). U suprotnom slučaju pri obrtanju rakete doći će do mešanja kanala upravljanja. Tako, na primer, ako se raketa okrene u odnosu na uzdužnu osu za 90° , impulsi stvorenici za formiranje komande upravljanja u ravni propinjanja izazvajuće rad elemenata sistema koji formiraju signal po kanalu kursa. Raketa tada gubi orientaciju u snopu i njome se više ne može upravljati. Ciklus upravljanja završiće se kada upravljački signali, došavši u autopilot, a zatim u organe upravljanja (servo uređaj i kormila), izvedu raketu na ravnosignalni pravac.



Sl. 7.47. Sistem vođenja rakete sa dva radarska snopa

U sistemima vođenja po radarskom snopu tačnost vođenja se pogoršava u zavisnosti od udaljavanja rakete od radara, približno proporcionalno daljini. Za smanjivanje greške vođenja na krajinjim daljinama neophodno je da radarski snop bude što uži. Zato se u takvom sistemu koristi snop širine od 3 do $0,5^\circ$. Ali zbog primene suviše uskog snopa nastaju drugi problemi, na primer, teškoće ulaska rakete u uski snop pri lansiranju i povećavanju mogućnosti izlaska rakete iz snopa pri njenim brzim pomeranjima usled naglog manevra cilja.

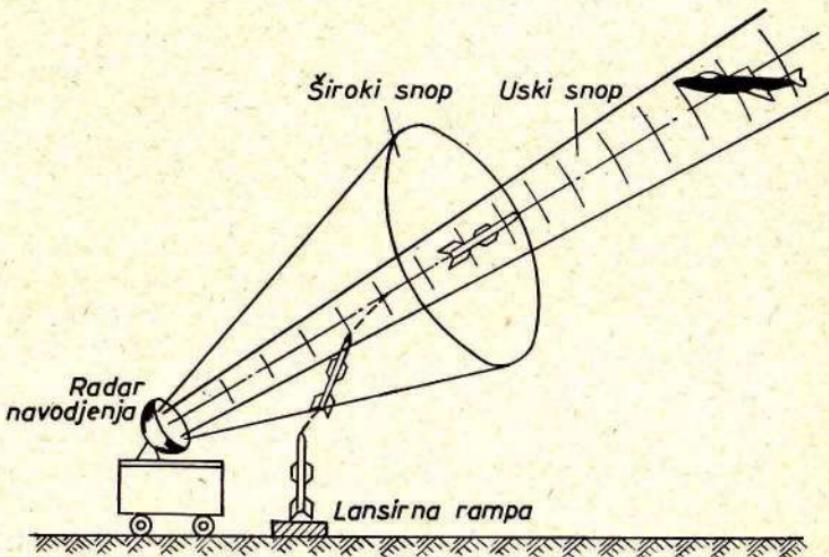
Da bi joj se obezbedio ulazak u snop, raketa se lansira sa lansirne rampe, orijentisane (često pomoću specijalnog računarskog uređaja)

tako da se na početnom delu rakete kreće približno pravcu ose snopa i što bliže toj osi. Što bolje bude usklađen pravac leta rakete pri lansiranju sa pravcem ose snopa, biće manji prelazni proces posle zahvata rakete i početka rada sistema upravljanja na njoj, i tim brže će ona izići na osu snopa.

Pri lansiranju rakete primenjuju se razni sistemi njenog uvođenja u snop. Najrasprostranjeniji je sistem koji se koristi drugim predajnikom sa drugim antenskim sistemom, a ovaj formira dopunski širi snop (sl. 7.48). Taj široki snop je predviđen za prvi zahvat rakete i njeno uvođenje u uski snop. Ušavši u taj široki snop ona se vodi u njemu po istom principu kao i u uskom. Ose obrtanja širokog i uskog snopa tačno se poklapaju ili su veoma bliske jedna drugoj. Pri ulasku u ravnosignalnu zonu širokog snopa raketa će već biti u zoni dejstva uskog snopa. U to vreme na njoj se automatski preključuje vođenje sa širokog snopa na uski. Široki snop je nekoliko puta širi od uskog. Antene uskog i širokog snopa obično se nalaze na istoj osi obrtnog uređaja i imaju zajednički pokretački pogon za osu obrtanja.

Za sisteme vođenja po snopu sa primenom dva radara (sl. 7.47) nije potrebno proširivanje radarskog snopa.

Razmotrićemo princip vođenja rakete u tom sistemu. Radar za praćenje cilja određuje koordinate i parametre kretanja cilja i predaje



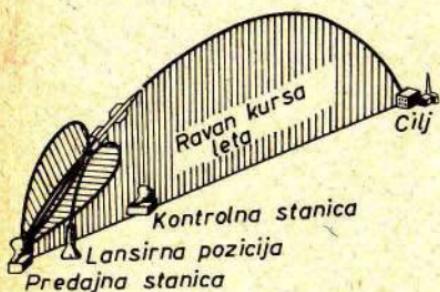
Sl. 7.48. Sistem vođenja po radarskom snopu (uski snop) i sistem uvođenja u snop (široki snop)

ih računarskom uređaju. Na osnovu tih podataka on ne samo što izračunava tačku susreta raketne vođenja sa ciljem, već izrađuje i odgovarajući program kretanja radarskog snopa vođenja koji isključuje suviše brzo premeštanje uskog snopa u prostoru. Po pravilu, ovaj sistem vodi raketu na cilj po metodu vođenja u tačku preticanja. U sistemu sa dva radara, a umesto radara za praćenje cilja može da se primeni optički sistem koji daje podatke u računarski uredaj.

Nedostatak sistema sa dva snopa upravljanja, u poređenju sa sistemom sa jednim snopom, jeste znatno složeniji uredaj upravljanja.

Sistemi vođenja po radarskom snopu široko se primenjuju zahvaljujući relativnoj jednostavnosti i dosta velikoj sigurnosti vođenja. Najprostiji sistemi ovog tipa imaju veoma jednostavnu opremu na mestu upravljanja, kao i prilično proste uredaje u raketi.

Sistemi vođenja po radarskom snopu primenjuju se za rakete „zemlja-vazduh“, „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“, ali najviše za vođenje raketa „zemlja-vazduh“. Ovi sistemi mogu da se koriste i za upravljanje balističkim raketama „zemlja-zemlja“ na početnom delu njihovog leta (sl. 7.49). U tom slučaju se ne upravlja po radio-zoni već po radio-stazi, jer je neophodno da se raketom upravlja samo po kursu. Pri takvom upravljanju ravnosignalna zona se ne stvara obrtanjem, već premeštanjem dijagrama usmerenosti u jednoj ravni, i raketa može da dobija komande samo tipa „desno-levo“.



Sl. 7.49. Sistem vodećeg snopa za vođenje balističkih raket na početnom delu leta

dok se ne završi napad na jedan cilj, ne sme se prelaziti na vođenje raketa na drugi.

Nedostatak sistema vođenja po radarskom snopu, kao i komandnog sistema vođenja jeste u tome što se po meri udaljavanja rakete od radara, tj. pri približavanju ka cilju, tačnost vođenja smanjuje baš kada je,

Daljina dejstva sistema vođenja po snopu je mala i potpuno je određena daljinom dejstva radara za praćenje cilja i vođenje rakete. Njihov rad je malo zavisан od meteoroloških uslova.

Veliko preim秉stvo tih sistema je mogućnost vođenja na cilj (ili grupu ciljeva), po jednom te istom snopu, nekoliko raket jednovremenno. Ali pošto radarski snop koji prati cilj mora u toku celog leta raketne vođenja da bude usmieren ka njemu te

potrebno povećati tačnost. Da bi se odstranio ovaj nedostatak pri navođenju rakete na udaljene ciljeve, sistem daljinskog vođenja može da se primjenjuje zajedno sa sistemom samonavođenja koji stupa u dejstvo na poslednjem delu leta rakete.

Drugi nedostatak sistema je osetljivost na radarske smetnje koje stvara protivnik. Njih mogu da stvaraju predajnici smetnji, ugrađeni na objekte prema kojima se lansira raketna, a takođe lažni ciljevi izbačeni u vazduh koji mogu da odvedu snop navođenja od cilja.

§ 7.12. SISTEMI SAMONAVOĐENJA

Sistem samonavođenja je takav sistem upravljanja koji obezbeđuje vodenje rakete na cilj pomoću uređaja ugrađenog u raketu i za čiji se rad koristi energija koju zrači cilj ili se odbija od njega.

Komanda upravljanja u sistemu samonavođenja formira se na osnovu informacije o uzajamnom položaju raketne i cilja. Ta informacija se sadrži u signalu koji dolazi na ulaz prijemnika. Pri upravljanju raketom po metodu samonavodenja u nju se postavlja uređaj — koordinator cilja koji automatski i neprekidno meri koordinate raketne u odnosu na cilj.

Za razliku od drugih sistema upravljanja pri samonavodenju, mesto upravljanja igra pomoćnu ulogu: obezbeđuje lansiranje raketne, izbor cilja, a ponekad poseduje izvor energije kojom ozračava cilj.

Usled razlike u intenzivnosti zračenja i odbijanja elektromagnetskih talasa (radio-talasa, vidljivih svetlosnih i nevidljivih infracrvenih zrakova) između ciljeva i okolnog prostora (pozadine), moguće je njihovo otkrivanje sistemom samonavodenja.

Daljina dejstva sistema samonavođenja povećava se kao i efikasnost pri povećavanju kontrasta zračenja cilja u odnosu na pozadinu.

Ciljevi koji stvaraju karakteristične šumove mogu da budu otkriveni akustičnim glavama samonavodenja.

U zavisnosti od oblika energije koja se koristi u sistemima samonavodenja, glave samonavodenja možemo da podelimo na radio-tehničke (radarske), optičke, infracrvene (toplote) i akustične.

U objekte koji imaju sopstveno radio-zračenje spadaju radarske stanice i stanice radio-veze razne namene, stanice vođenja oruđa, radio-farovi aerodroma, komandna mesta raketne „zemlja-vazduh“ i druga radio-tehnička sredstva. U objekte koji dobro odbijaju radio-talase spadaju svi ciljevi koji imaju metalnu konstrukciju, na primer, avioni, brodovi, raketne, železnički mostovi itd. Ti ciljevi imaju radarski

kontrast. Izvori infracrvenog (topltnog) zračenja su ciljevi koji imaju zagrejane delove — mlažni i raketni avioni, rakete, brodovi i tenkovi, termoelektrane, visoke peći itd. Glava balističke rakete koja se zagreva u toku leta velikom brzinom u srednjim donjim slojevima atmosfere ima takođe dosta veliko toplotno zračenje.

Uredaj koji se primenjuje na raketu za otkrivanje i praćenje ciljeva sa toplotnim zračenjem naziva se toplotnim goniometrom (topltnim koordinatorom).

Daljina dejstva infracrvenih sistema samonavođenja zavisi od temperature i veličine površine cilja koji zrači, kao i njegove pozadine, osetljivosti prijemnog uređaja i meteoroloških uslova. Daljina dejstva se koleba od nekoliko kilometara do nekoliko desetaka kilometara, a naglo opada u prisustvu atmosferskih padavina.

Postoji niz ciljeva koji ili zrače sopstvenu svetlost (reflektori, navigaciona svetla brodova idr.) ili je odbijaju (putevi, mostovi, palube brodova, poletno-sletne staze aerodroma itd.). Svetlosni kontrasti cilja u odnosu na pozadinu koriste se za optičko goniometrisanje cilja u optičkim sistemima samonavođenja. U njima kao prijemni uređaji služe osetljivi elementi koji reaguju na svetlosno zračenje. Najčešće se u tom slučaju primenjuju fotoelementi raznih vrsta.

Daljina dejstva optičkih koordinatora zavisi od kontrasnih osobina cilja, doba dana, meteoroloških uslova i koleba se između nekoliko stotina metara do nekoliko kilometara.

Sistemi samonavodenja, konstruisani na principu prijema zvučnih kolebanja od cilja, zovu se zvučnogoniometrijski ili akustični.

Zvučno samonavođenje može se uspešno primenjivati za ciljeve koji se kreću malim brzinama, kao što su brodovi i tenkovi. Zato se zvučno samonavođenje raketa na avione sa nadzvučnim brzinama ne koristi.

Sistemi samonavodenja, u zavisnosti od položaja izvora zračenja (energije), mogu da budu aktivni, poluaktivni i pasivni.



Sl. 7.50. Aktivni sistem samonavodenja

U aktivnim sistemima samonavodenja, izvor energije za ozračavanje cilja nalazi se u raketni, a deo energije reflektovane sa cilja dolazi na osetljivi element glave samonavodenja (sl. 7.50). Od aktivnih sistema samonavodenja danas se široko primenjuju samo radarski.

Drugi oblici sistema aktivnog samonavodenja (svetlosni, infracrveni, zvučni) ne primenjuju se zbog male daljine dejstva.

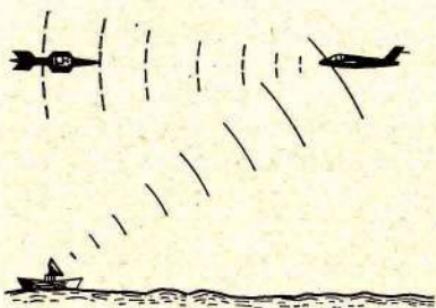
Kompleks uređaja sistema sa aktivnim radarskim samonavodenjem u raketni sastoji se od radarskog predajnika, antenskog sistema, prijemnika, računarskog uređaja za formiranje signala upravljanja i pogona kormila.

Aktivno samonavodenje se ostvaruje na sledeći način. Antenski sistem rakete zrači u pravcu cilja radio-talasa koji stvara predajnik. Radio-talase, reflektovane od cilja, prima prijemnik radarskog koordinatora koji automatski i neprekidno meri koordinate cilja u odnosu na raketu. Računarski uređaj po tekućim koordinatama cilja određuje njegov položaj u odnosu na raketu i izrađuje signale za kormila upravljanja.

Daljina dejstva sistema sa aktivnim samonavodenjem praktično ne prelazi nekoliko desetaka kilometara.

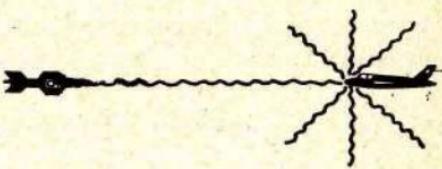
Poluaktivni sistem samonavodenja zasnovan je na korišćenju energije, reflektovane od cilja. Pri tome se cilj ozračava predajnikom koji se ne nalazi na raketni, već na zemlji, brodu, avionu itd (sl. 7.51.). Za dobijanje neophodne snage reflektovanih signala cilj se automatski prati.

Šem radio-talasa, za ozračavanje cilja koriste se svetlosni i infracrveni zraci.



Sl. 7.51. Poluaktivni sistem samonavodenja

Sl. 7.52. Korišćenje energije koju zrači cilj pri pasivnom samonavodenju



Kompleks uređaja poluaktivnog sistema samonavodenja u raketni sastoji se od prijemnika, računskog uređaja i pokretača kormila. Princip rada raketnog uređaja poluaktivnog sistema samonavodenja isti je kao i kod aktivnog.

Pasivni sistem samonavodenja zasnovan je na korišćenju energije koju zrači sam cilj (sl. 7.52.).

U tom sistemu nije potreban nikakav drugi izvor energije za ozračavanje cilja. Kompleks uređaja vođenja isti je kao kod poluaktivnog

sistema samonavodenja. Daljina dejstva pasivnih sistema samonavodenja je mala.

Najrasprostranjeniji je toplotni (infracrveni) pasivni sistem samonavodenja.

Preim秉stvo aktivnih sistema samonavodenja, u poređenju sa drugim, jeste njihova potpuna autonomija. Ali obezbeđivanje potpune autonomije izaziva komplikovanje uređaje sistema i povećavanje težine i dimenzija.

U poluaktivnim sistemima samonavodenja može da se postigne velika daljina uz korišćenje snažnih izvora ozračavanja, smeštenih na komandna mesta. Pozitivna strana pasivnih sistema samonavodenja je relativna jednostavnost i tajnost dejstva u odnosu na protivnika. Nedostatak pasivnog sistema je što zavisi od pravaca i snage zračenja cilja.

U sistemima samonavodenja mogu da se primenjuju razni metodi vođenja rakete na cilj: metod direktnog vođenja, vođenje po krivoj praćenja i razne varijante proporcionalnog zблиžavanja, razmotrene u glavi VI.

Metodi direktnog vođenja i vođenja po krivoj gonjenja mogu da se primenjuju uspešno samo za navođenje raket na nepokretne ciljeve, na primer, kod vođenih bombi i bespilotnih aviona ili na ciljeve čije su brzine mnogo puta manje od brzina raket. Pri korišćenju tih metoda raketa se kreće po jako iskrivljenoj putanji, usled čega trpi znatna dinamička opterećenja.

Samonavodenje metodom proporcionalnog zbrinjavanja omogućava uspešan napad na brzokretnе ciljeve, a među njima i takve čija brzina prevazilazi brzinu kretanja raketе.

Aktivni radarski sistemi samonavodenja

Aktivni radarski sistem samonavodenja omogućava navođenje raket u bilo kakvim klimatskim uslovima i bilo koje doba dana i noći.

Blok-схема aktivnog radarskog sistema samonavodenja predstavljena je na sl. 7.53. Sastoji se od predajnika, prijemnika, antenskog uređaja, zajedničkog za predaju i prijem signala, antenskog komutatora, faznih komutatora, računskog i drugih uređaja, neophodnih za stvaranje signala upravljanja i njihovo raspoređivanje po odgovarajućim kanalima upravljanja. Sav ovaj kompleks uređaja zove se radarski koordinator.

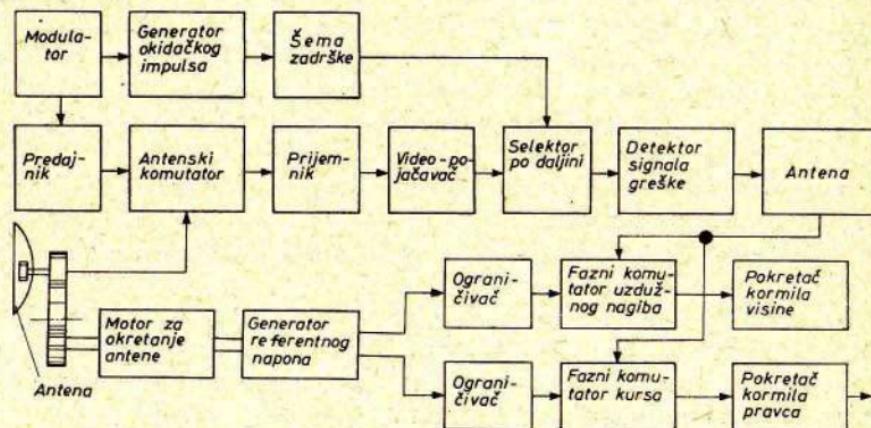
Aktivni radarski sistem samonavodenja po strukturi i principu rada, sličan je običnoj radarskoj stanici automatskog praćenja cilja. Razlika je u tome što u radarskoj stanici upravljački signali dolaze na

motore koji okreću antenski sistem da bi se automatski pratio cilj, dok u sistemu samonavođenja upravljački signali dolaze kroz autopilot na pokretačke agregate kormila raketne. U radarskoj stanci postoji jedna zatvorena petlja-petlja praćenja cilja po uglovnim koordinatama. U sistemu samonavodjenja postoje dve zatvorene petlje-petlje praćenja cilja po uglovnim koordinatama i petlja upravljanja raketom.

Ulogu petlje praćenja cilja po uglovnim koordinatama ispunjava koordinator cilja. Obično se svi konstruktivni elementi radarskog koordinatora nalaze u nosnom delu rakete i zatvoreni su aerodinamičkim prekrivačem koji propušta elektromagnetne talase i može da izdrži kako znatna aerodinamička opterećenja, tako i visoku temperaturu zagrevanja, od trenja o vazduh.

Predajnik koordinatora namenjen je za formiranje radioimpulsa koje zrači antena.

Antenski komutator je elektronski preključivač. Tokom vremena generisanja visokofrekventne energije od strane predajnika on zatvara ulaz prijemnika, jer jak signal predajnika može da izbací prijemnik iz stroja. Osim toga, antenski komutator tokom vremena prijema antenske visokofrekventne energije, odbijene od cilja, od strane antene obezbeđuje prolaz signala u prijemnik i prekida njegov pristup predajniku.



Sl. 7.53. Blok-séma aktivnog radarskog sistema samonavodenja

Prijemnik prima visokofrekventne impulse, odbijene od cilja i pretvara ih u video-impulse.

Detektor signala greške pretvara video-impulse, modulisane signalom greške, u naizmenički napon.

Fazni komutatori (fazni detektori) su osnovni elementi bloka formiranja upravljačkih komandi. Na njih, sem pojačanih signala grešaka, dolaze osnovni potporni naponi čije su faze strogo vezane za kanale upravljanja: kursa i visine (propinjanja). Na izlazu svakog komutatora obrazuju se stalni naponi čiji znak zavisi od pravca kretanja cilja u odnosu na centralnu osu antene u odgovarajućoj ravni, a veličina napona određuje se veličinom tih pomeranja.

Naponi sa izlaza komutatora prenose se posle pojačanja na izvršne motore kursa i propinjanja antenskog pokretača koji okreće antenu u vertikalnoj ili horizontalnoj ravni, dok odstupanje cilja od centralne ose antene ne bude otklonjeno, tj. dok ne iščezne signal greške.

Petlja radarskog sistema samonavodenja za praćenje cilja ne rešava zadatke navođenja raketne na cilj. Zato je u sistem uvedeno kolo upravljanja raketom koje se nalazi u njoj. U njega ulaze organi upravljanja i autopilot koji upravljuju raketom po kanalima kursa i propinjanja. Po kanalu bočnog nagiba raketu obično stabilizuje autonomni sistem koji ne ulazi u petlju navođenja.

Cilj se pomoću koordinatora može zahvatiti na razne načine. U raketama „vazduh-vazduh“ sa aktivnim radarskim sistemom samonavodenja cilj se otkriva i zahvata pomoću radarske stanice za pretraživanje i gađanje. Koordinator raketne objedinjuje se sa radarskom stanicom aviona koja ima veću snagu, veće dimenzije antene i prema tome veću daljinu otkrivanja u poređenju sa radarskim koordinatorom. Po radaru pilot izvodi avion na otkriveni cilj tako da se najefikasnije ostvari lansiranje raketne. Uporedivši signale koordinatora raketne i avionskog radara, pilot određuje momente zahvata cilja koordinatorom i lansiranje raketne.

Jedna od važnih karakteristika radarskog koordinatora je njihova maksimalna daljina leta koja se određuje uslovom dobijanja stalnih signala upravljanja na izlazu koordinatora, neophodnih za automatsko praćenje cilja i vođenje raketne.

Na veličinu maksimalne daljine leta radarskog koordinatora cilja utiču: snaga predajnika, karakteristike prijemno-predajne antene, odrazno svojstvo cilja, osetljivost prijemnika i apsorbujuća svojstva atmosfere u kojoj se prostiru radio-talasi.

Maksimalna daljina delovanja aktivnog sistema samonavodenja koja se karakteriše daljinom automatskog praćenja sistema, može da se odredi po formuli

$$D_{AS \max} = \sqrt[4]{\frac{P_t z_1 \eta^2 G S_c \lambda^2}{64 \pi^3 P_{min}}} \quad (7.4)$$

ili, ako G izrazimo prečnikom reflektora antene,

$$D_{AS \max} = \sqrt[4]{\frac{P_{i \text{ zl}} \eta^2 \pi D^4 S_c}{64 \lambda^2 P_{\min}}} \quad (7.5)$$

gde je $D_{AS \max}$ — maksimalna daljina leta aktivnog sistema samonavodenja;

F_{izl} — snaga zračenja predajnika rakete;

η — koeficijent koji karakteriše nivo preseka dijagrama usmerenosti sa optičkom osom antene (približno 0,7—0,8);

G — koeficijent pojačanja antene;

S_c — efektivna površina cilja;

λ — dužina talasa;

F_{\min} — granična osetljivost prijemnika;

D — prečnik antene.

Saglasno formuli (7.5) za povećavanje daljine delovanja aktivnog sistema samonavodenja neophodno je povećati prečnik antene i snagu predajnika. Dimenzije i težine uređaja ograničavaju razmere i snagu antene. Prisustvo šumova radarskog prijemnika ne dozvoljava smanjivanje granične osetljivosti P_{mtn} u većem stepenu.

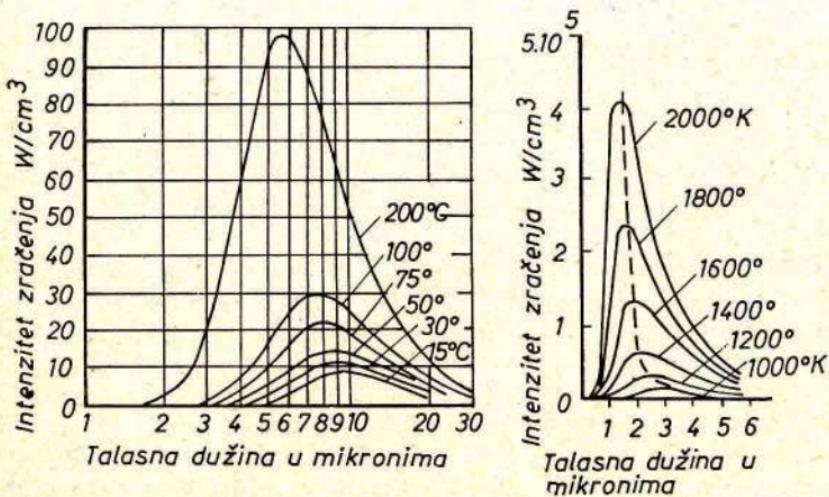
Da bi se maksimalno smanjile težina i dimenzije aktivnog sistema samonavodenja (uglavnom antenskog sistema) svrshishodno je primeniti uređaj kratkotalasnog dijapazona (smanjivati λ). Međutim, smanjivanjem talasne dužine obično opada maksimalno mogućna snaga predajnika i pogoršava se granična osetljivost prijemnika. Ograničenost daljine dejstva radarskih aktivnih sistema samonavodenja je njihov ozbiljan nedostatak. Osim toga, bitan nedostatak ovih sistema je mogućnost ometanja njihovog rada raznim smetnjama (prirodna onim koje su stvarno radarska maskirna sredstva, specijalnim sredstvima borbe sa radarima korišćenjem predajnika smetnji). Uticaj tih smetnji može da se smanji sužavanjem dijagrama usmerenosti antene koordinatatora i dužine impulsa predajnika, primenom specijalnih šema automatskog praćenja cilja, a takođe drugim merama za povećavanje stabilnosti pri smetnjama.

Toplotno-goniometrijski (infracrveni) pasivni sistem samonavodenja

Od pasivnih sistema samonavodenja vođenih raketa najrasprostranjeniji je toplotni ili infracrveni.

Razmotrićemo svojstva infracrvenog (toplotnog) zračenja cilja. Vidljivi deo spektra elektromagnetskih kolebanja su svetlosna kolebanja talasne dužine 0,4—0,76 M (mikrona).

Za oči nevidljivi infracrveni zraci su ustvari elektromagnetna zračenja koja zauzimaju oblast spektra od 0,76 do 420 M. Pošto ove zrake zrače zagrejana tela, oni se ponekad zovu toplotnim. Osobina infracrvenih zraka je što dobro prolaze kroz neke materijale, neprozračne za vidljivu svetlost (kroz karton, crnu hartiju, ebonit, pa čak i asfalt) i manje se apsorbuju i rasipaju u atmosferi. Zagrejana tela zrače infracrvenu energiju u širokom dijapazonu talasnih dužina. Dužina talasa infracrvenog zračenja određuje se temperaturom cilja. Što je viša temperatura objekta kraći je dijapazon zračenih talasa. Količina energije zračenja koja odgovara određenoj talasnoj dužini za datu temperaturu objekta zove se intenzivnost. Na slici 7.54 prikazana je zavisnost intenziteta i talasne dužine infracrvenog zračenja od temperature tela.



Sl. 7.54. Zavisnost intenzivnosti i talasne dužine infracrvenog zračenja od temperature tela

Talasna dužina je obrnuto proporcionalna absolutnoj temperaturi tela i može da se izračuna za maksimalnu energiju zračenja po formuli

$$\lambda_{\max} = \frac{2892}{T^0},$$

gde je λ — talasna dužina, μ : (u mikronima)

T^0 — absolutna temperatura tela koje zrači, °K.

Snaga infracrvenog zračenja tela na jedinicu površine određuje se zakonom Stefana — Bolcmana:

$$E_T = \varepsilon \sigma T^4 \text{ W/cm}^2, \quad (7.6)$$

gde je E_T — energija na jedinicu površine tela koje zrači u telesnom uglu 2π ;

ε — koeficijent zračenja;

σ — zračna konstanta, jednaka $5,67 \cdot 10^{-12} \text{ W/cm}^2 \text{ stepen}^4$;

T — apsolutna temperatura površine zračenja, $^{\circ}\text{K}$.

Veličina koeficijenta zračenja ε zavisi od materijala i kvaliteta obrade njegove površine. Po formuli (7.6) može da se odredi energija koju zrači objekat, ali će do osetljivog elementa glave samonavođenja doći samo deo energije. Energija će se smanjivati usled rasturanja i gubitaka u optici, pri čemu je veličina rasturanja obrnuto proporcionalna kvadratu rastojanja između izvora i osetljivog elementa.

Toplotne zrake primaju specijalni prijemni uređaji u čiji sastav ulaze optički pribori i osetljivi elementi. Oni pretvaraju zračnu energiju koja na njih pada u energiju električne struje. U svojstvu indikatora infracrvenih zraka za toplotne koordinatore cilja primenjuju se fotoelementi, bolometri i termopare.

Termopare i bolometri dobro reaguju na zračenje gotovo u celom dijapazonu infracrvenih talasa, osetljivi su ($10^{-6} — 10^{-10} \text{ W}$) i mogu da se koriste za otkrivanje ciljeva čija je temperatura neznatno veća od one u bližoj pozadini. Ali pošto je princip njihovog rada zasnovan na zagrevanju osetljivog elementa, poseduju veliku inertnost (0,01 — 0,02 sek). Pod inertnošću podrazumevamo vreme od momenta ozračivanja osetljivog elementa pa dok fotostruja na izlazu prijemnika ne postigne maksimalnu vrednost.

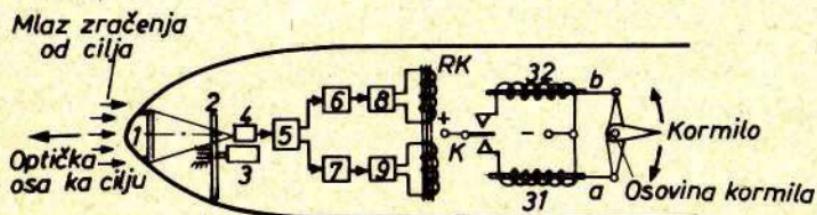
U fotoelementima se koriste tri oblika fotoelektričnog efekta: spoljni, unutrašnji i u zatvorenom sloju. U toplotnim glavama samonavođenja najčešće se primenjuju fotoelementi sa unutrašnjim fotoefektom koji se nazivaju fotootporima. Pri unutrašnjem fotoefektu povećava se broj slobodnih elektrona u materiji na račun energije padajućeg zračnog toka, pri čemu se povećava i električna provodljivost materije. Ovu dopunsку elektroprovodljivost nazivamo fotoprovodljivošću.

Fotootpori se izrađuju od sumporisanog i telurisanog olova, animonisanog indijuma i drugih elemenata koji su poluprovodni materijali.

Za navodenje na ciljeve koji zrače toplotu (infracrvene zrake), u raketu se ugrađuju infracrvena glava samonavođenja sa koordinatorom cilja u vidu toplotnih goniometara.

Na slici 7.55 prikazana je šema koja objašnjava princip dejstva toplotne (infracrvne) glave samonavodenja. Deo toplotne energije koju zrači cilj dolazi na optički sistem (1) i skuplja se u njegovoj žizi. Optički sistem može da bude sočivni, ogledalski i mešani. U žizu optičkog sistema smešten je osetljivi element koji pretvara zračnu energiju u električne signale. Pomoću modulatora (slika 7.55), koji se sastoji od diskova i smešten je ispred osetljivog elementa, prekida se zračni tok koji dolazi sa cilja. Na disku postoje odsečci u vidu prozirnih i neprozirnih sektora koji se redaju naizmenično sa određenom učestanostu pod njegovom krugu. Na svaki disk obično se nanose po dve zone odsečaka raznih učestanosti. Sistemi mogu da se razlikuju po obliku i broju odsečaka nanetih na ploče.

U najprostijoj šemi koordinatora koriste se dva modulirajuća diska sa dve zone odsečaka, podeljena uskom trakom između zona odsečaka. Kada se izvor zračne energije nađe tačno na optičkoj osi sistema, odraz od cilja u ravni odsečka leži na granici između zona odsečaka. Ako se cilj nalazi niže od optičke ose sočiva, odraz cilja biće na spoljnoj zoni odsečaka. Disk sa zonom odsečaka (2) (sl. 7.55) ravnometerno se okreće pomoću motora (3). Zato će se mlaz infracrvenih zrakova, koji prolazi disk i pada na osetljivi element, prekidati sa učestanostu zavisnom od brzine okretanja diska i broja crta na spoljnoj zoni odsečaka.



Sl. 7.55. Uz objašnjenje dejstva toplotne glave samonavodenja

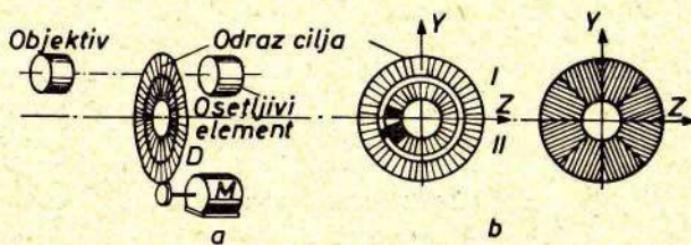
Ossetljivi element (4) za koji se obično koristi fotoelement, proizvodi naizmeničnu struju iste frekvencije. Struja se pojačava u pojачivaču (5) i dolazi na dva filtra (6) i (7). Jedan od filtera (na primer, filter 7) podešen je za frekvenciju struje f_1 koja se određuje brojem crta na spoljnjem odsečku; drugi filter (6) podešen je na frekvenciju f_2 koju ima struja fotoelementa, kada modulira unutrašnjom zonom odsečaka mlaz infracrvenih zraka tj. kada cilj odstupa nagore.

Pri odstupanju cilja nadole signal naizmenične struje prolazi kroz filter (7), propuštajući struju one frekvencije za koju je podešen. Sa

filtrom (7) vezan je ispravljač (9) koji napaja donju zavojnici polarizovanog relea RP . U tom slučaju se kotva polarizovanog relea JK spušta nadole i zatvara donji kontakt. Pri prolazjenju po zavojnici elektromagneta E_1 struje, železno jezgro elektromagneta a uvlači se i prebacuje kormilo upravljanja nadole, okrećući raketu u pravcu cilja. Analogno dejstvo nastaje u šemi ako se cilj pojavljuje iznad optičke ose.

Mlaz zraka se ne moduliše kada odraz od cilja pada na razdelnu liniju između zona odsečaka, što odgovara pravcu ose koordinatora tačno ka cilju. Pri korišćenju diska može da se dobije signal koji zavisi samo od pravca premeštanja cilja u odnosu na osu koordinatora, tj. od njegovog znaka. Modulišući diskovi koji obezbeđuju dobijanje signala proporcionalnih veličina pomeranja cilja (uglovima greške), ostvaruju se nešto složenije. Disk ima osam sektora i na svaki od njih nanet je niz tamnih traka jednake širine. Kada se odraz cilja nalazi na sredini pojasa, frekvencija modulacije zračnog mlaza jednaka je τ . Pomeranje odraza cilja nagore izaziva porast te frekvencije, a pomeranje nadole — opadanje. Frekvencija modulacije zračnog mlaza zavisi od veličine pomeranja odraza od cilja u živoj ravni objekta, tj. od ugla greške. Signal upravljanja izdvaja se pomoću specijalnih uređaja koji reaguju na promenu frekvencije impulsa. Tako se dobija signal upravljanja čija veličina zavisi od ugla greške.

Šema razvijačkog i modulirajućeg uređaja određuje oblik signala na izlazu pojačivača. Na slici 7.56 prikazan je blok formiranja signala upravljanja u koji ulaze filtri (6) i (7), ispravljači (8) i (9) i polarizovani rele RP . Blok formiranja signala upravljanja izdvaja istosmerni pozitivan napon (kotva relea RP zatvorila je donji kontakt), ako je frekvencija modulacije f_1 , i negativni (kotva relea RP zatvorila je gornji kontakt), — ako je frekvencija modulacije f_2 . Zato na izlazu koordinatora dobijamo pozitivni napon, kada se cilj nalazi dole, i negativni kada se nalazi gore. U bloku se signal pretvara i pojačava za dejstvo na pokretač kormila raketne.



Sl. 7.56 Šema optičkog modulatora

U zavisnosti od konstruktivne šeme modulirajućih i razvijačkih uređaja u koordinatoru, mogu da se primenjuju jedan ili dva optička sistema. Ako se u šemi koordinatora koristi samo jedan optički sistem, blok obrazovanja signala upravljanja deli signale po kanalima upravljanja. U prisustvu dva optička sistema po broju kanala upravljanja (po propinjanju i kursu) nije potrebno razdvajanje signala. Na primer, poznata je šema sa dva modulirajuća diska i jednim optičkim sistemom. Jedan disk modulira mlaz zraka sa frekvencijom f_1 i f_2 pri odstupanju odraza od cilja nadole ili nagore od optičke ose, a drugi — sa frekvencijama f_3 i f_4 pri odstupanju odraza od cilja udesno ili uлево, pri čemu modulišući tok moduliše redom čas jedan čas drugi disk. U tom slučaju blok signala upravljanja izdvaja signal upravljanja u određenom kanalu i određenog zraka, u zavisnosti od toga kavkom frekvencijom je modulisan zračni mlaz. Tako će se u bilo kom trenutku davati napon na izvršni motor upravljanja po propinjanju ili po kursu u zavisnosti od toga sa koje zone odsečaka diska moduliše zračenje od cilja. Izvršni motori deluju na odgovarajuća kormila koja se okreću tako da poništite odstupanje optičke ose rakete od pravca ka cilju.

Realni toplotni (infracrveni) koordinatori cilja složeniji su i mogu da sadrže računarske i druge uređaje koji omogućavaju navođenje rakete po zadatom metodu i povećavanje tačnosti vođenja na cilj.

Toplotni koordinatori imaju mali vidni ugao i zato koordinator mora da traži cilj da bi ga otkrio. Da bi se cilj zadržao u vidnom polju, i obezbedio traženje i praćenje cilja, nezavisno od kolebanja rakete koordinator se obično postavlja na žirostabilizovanu platformu. Ova platforma se ugrađuje u kardanski ram koji se pomoću žiroskopa stabilizuje po bočnom nagibu, propinjanju i kursu, tako da se sačuva stalna ugaona orientacija platforme u prostoru, bez obzira na kretanje rakete. Na platformu se obično ugrađuju dva rama sa uzajamno normalnim osama. Njih okreću odgovarajući pokretači upravljanja tako da se na cilj navodi osa optičkog sistema toplotnog koordinatora koja je pričvršćena za njih.

Traženje se ostvaruje dovodenjem napona koji se menjaju po određenoj zakonitosti na pokretačke motore. Oni okreću glavu samonavodenja, pretražujući prostor po određenom metodu. Čim mlaz zraka od cilja padne u vidno polje prijemnog uređaja koordinatora, električni signal od osetljivog elementa prekida režim traženja i prebacuje motore pokretanja koordinatora u režim automatskog praćenja cilja.

Pri izboru sistema samonavodenja, osnovni zahtevi su tačnost i sigurnost rada. Cena žirostabilizovane glave nekoliko puta je veća od

cene glave čvrsto utvrđene za telo rakete, što povećava opštu cenu sistema samonavodenja.

Osnovno preim秉stvo toplotno-goniometrijskih sistema koji se koriste infracrvenim zracima je njihova velika sposobnost razlikovanja (znatno je veća nego kod radarskih). Toplotni goniometar sa prečnikom reflektora 7,5 cm na odstojanju od 8 km, u stanju je da razlikuje pojedine motore na avionu, dok radar koji radi na talasu od 8 km, pri prečniku reflektora od 30 cm, može da razlikuje na tom istom udaljenju ciljeve koji su razmaknuti jedan od drugoga 400 m.

Druge preim秉stvo infracrvenog sistema, kao i ma kog drugog pasivnog je što ne zrači nikakve signale, čime se obezbeđuje maskiranje i tajnost rada. Daljina dejstva toplotne (infracrvene) glave samonavodenja zavisi od temperature, površine zračenja, stanja atmosfere, konstruktivnih osobina koordinatora, vrste osetljivih delova i koleba se od nekoliko hiljada metara do nekoliko desetina kilometara. Toplotni sistemi manje su podvrgnuti dejstvu veštačkih smetnji u poređenju sa radarskim, ali se mogućnost stvaranja smetnji ne isključuje.

Infracrveni sistemi pasivnog samonavodenja mogu da se primenjuju u raketama vrste „zemlja-vazduh“, „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“. Za rakte „zemlja-zemlja“ oni se primenjuju u kombinaciji sa drugim sistemima samonavodenja.

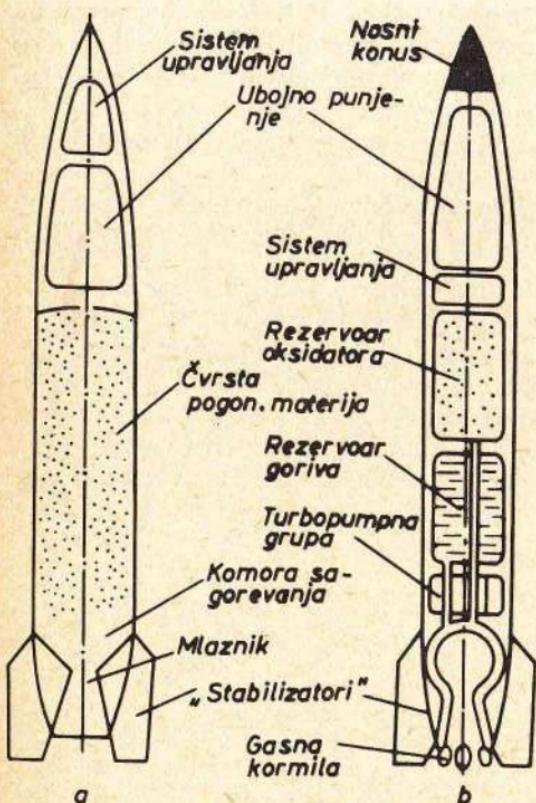
Infracrveni toplotni sistemi samonavodenja razlikuju se u pogledu principa rada od otpornih samo po vrsti osetljivog elementa koji se koristi u sistemu.

Glava VIII

KONSTRUKTIVNE OSOBINE RAKETA RAZLIČITE NAMENE

§ 8.1. PRINCIPIJELNE ŠEME KONSTRUKCIJA RAKETA

Saglasno klasifikaciji, navedenoj u glavi I, rakete se po nameni dele na vrste i grupe.



Sl. 8.1. Principijelna šema jednostepenih raketa:

a — sa čvrstom pogonskom materijom; b — sa tečnom pogonskom materijom

Polazeći od namene ili tačnije, od zadatka koje treba da rešava ova ili ona vrsta pa čak i grupa neke vrste raketa, njihova konstrukcija se bitno međusobno razlikuje.

Međutim, principijelna šema raketa u svim slučajevima ostaje praktično ista; raketa se, po pravilu, sastoji od glave sa ubojnim punjenjem i upaljačem, motora, stabilizirajućih uređaja, uređaja za upravljanje i tela čiju ulogu obično igraju zidovi rezervoara sa pogonskom materijom.

Osobine konstrukcije raketa određuju se i njihovom namenom, sredstvima lansiranja, načinima upravljanja u letu, principima vođenja na cilj i daljinom gađanja.

Kao potvrda tome na slici 8.1 prikazane su principijelne šeme jednostepenih balističkih raketa sa čvrstom (a) i tečnom (b) pogonskom materijom.

Kao što se sa slike vidi, raketama ima:

- nosni konus koji štiti raketu od aerodinamičkog zagrevanja;

- bojnu glavu koja nosi bojno punjenje;

- odsek uređaja za upravljanje koji obezbeđuju let raketu po zadatoj putanji;

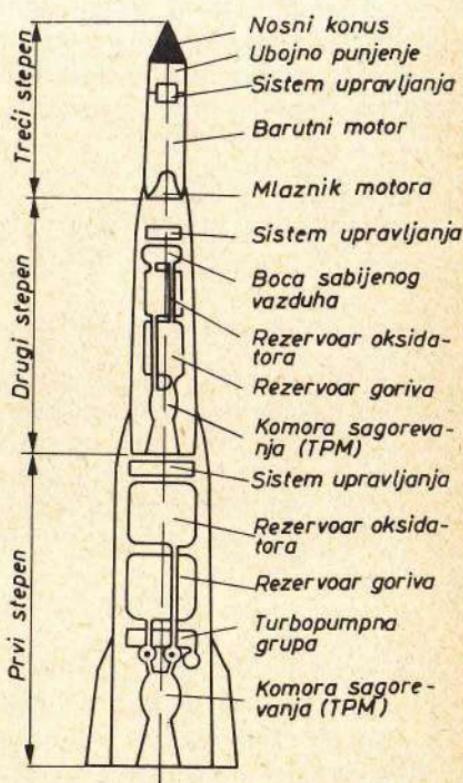
- odsek rezervoara pogonske materije ili odsek čvrste pogonske materije;

- komoru sagorevanja i mlaznik i

- stabilizator.

Za veće daljine leta jedno-stepene rakete su nepodesne. U tim slučajevima primenjuju se one sa nekoliko motora ili stepena. Takve rakete su dobine naziv višestepene. Principijelna šema takve rakete data je na slici 8.2.

Višestepena raka se sastoji od samostalnih raketa — stepe-



Sl. 8.2. Principijelna šema višestepene raketne konstrukcije.

na, spojenih u jednu. U sastav svakog stepena, sem poslednjeg ulaze svi ovi uređaji i odseci koji postoje u jednostepenoj raketni. Poslednji stepen može da ima RMČPM; odsek za uređaje i nosni konus poslednjeg stepena sagrađeni su kao u jednostepenoj raketni.

Svaki stepen daje raketni određenu brzinu. Motor prvog stepena stvara prvu brzinu, motor drugog obezbeđuje već olakšanoj raketi (na račun odvajanja prvog stepena) dopunska druga brzinu i, najzad, motor trećeg stepena posle odvajanja drugog, daje raketi krajnju treću brzinu.

U konačnom rezultatu puna brzina trostupene rakete sastojaće se od zbiru tri brzine.

Primena višestupene rakete omogućava dobijanje zadate daljine leta jednog istog korisnog tereta bojne glave pri manjoj težini rakete i manjoj površini pogonske materije u poređenju sa jednostupenom, jer nije potrebno trošiti energiju za let odvojenih stepena rakete koji su završili rad. Zahvaljujući ovim osobinama u borbenim uslovima korisnije je primenjivati višestupene rakete nego jednostupene. U nizu zapadnih zemalja višestupene rakete uvedene su u naoružanje kopnene vojske i ratne mornarice.

§ 8.2. KONSTRUKTIVNI OBLIK I OSOBENOSTI UREĐAJA RAKETA RAZLIČITE NAMENE

Konstruktivni oblik raketa

Velika preopterećenja i aerodinamičko zagrevanje rakete u letu u atmosferi primoravaju konstruktore da mnogo rade na čvrstoći rakete. Dati neophodnu čvrstoću i uprostiti proizvodnju uređaja to su uslovi koji, uglavnom, određuju konstruktivni oblik rakete.

Radi pogodnosti analize konstrukcije rakete, korisno je podeliti njeno telo na nosni (bojni), srednji i repni deo i površine za stabilizovanje.

Razmotrićemo posebno konstruktivni oblik svakog dela rakete.

Nosni (bojni) deo rakete sadrži načelno bojno punjenje i upaljač. Većina raketa koje su u naoružanju armija, ima bojne glave koje su konusnog ili oživaljnog oblika ili njihova kombinacija.

Pri smeštanju rakete u nosni deo radara njegov oblik je, ponekad, polusferičan i sa prečnikom manjim nego kod osnovnog tela, ili zatupljen. Prelaz od ubojnog dela tela rakete u cilindrični ostvaruje se u svim slučajevima pomoću konusa ili oživila. U raketama taktičke

namene nosni (bojni) delovi izrađuju se, obično, zajedno sa osnovnim telom rakete.

Operativno-taktičke i strategijske rakete imaju nosni (bojni) deo koji se odvaja od osnovnog tela u trenutku kada raketa dostigne zadatu brzinu.

U takvim raketama kao što su „redstoun“, „polaris“, „tor“, „jupiter“, „atlas“, „titan“ i druge, bojne glave se odvajaju na pasivnom delu putanja.

Nosni (bojni) deo većine raketa sastoji se od zaštitnog nosnog konusa, konusa bojnog punjenja, upaljača i zaštitno-osiguravajućeg uređaja. Telo nosnog dela je dosta čvrsto, jer prima najveće sile koje deluju na raketu, a takođe je štiti od aerodinamičkog zagrevanja koje dostiže, kod raket velikog dometa, 7000°C . Da bi se izbeglo veliko zagrevanje nosnog dela, njegova površina se pokriva prekrivačima koji apsorbuju toplotnu energiju ili isparavaju i nagorevaju od dejstva visokih temperatura.

Za smanjivanje zagrevanja, nosni deo rakete je zastupljen. Stepen zastupljenosti određuje se težnjom da se uprosti izrada i obezbedi neznatno zagrevanje vrha konusa.

Kao primer može da posluži konus rakete „atlas“, prekriven pokrivačem koji u letu nagoreva. Pri tome prednji udarni talas koji se obrazuje u toku leta prednosnim konusom rakete, rastura toplotnu energiju u okolini prostora i usled toga se glava zagревa približno za oko 20% manje od šiljate.

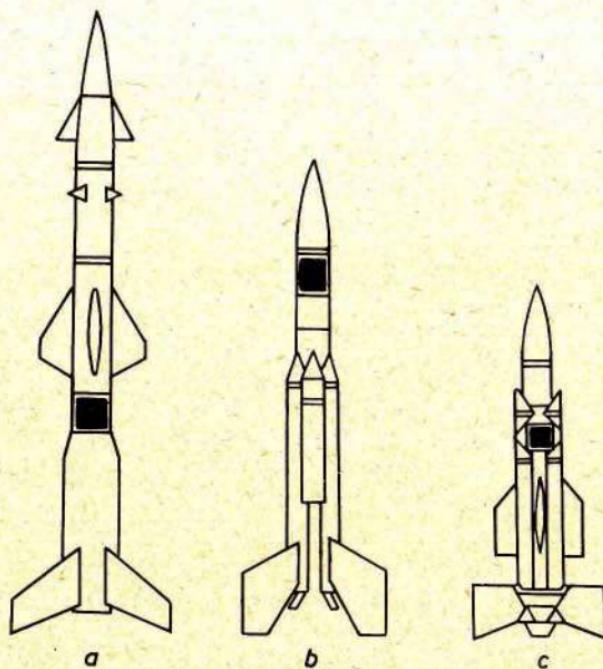
Kao sredstvo toplotno-zaštitnog prekrivanja nosnog dela primenjuju se plastične mase, izrađene od epoksidnih smola niske toplotne provodljivosti. Takvi prekrivači, postepeno isparavajući i sagorevajući, rasturaju toplotu u okolnu sredinu. Oni imaju malu specifičnu težinu i zato ne utiču na povećanje težine bojne glave.

Primenjuju se, takođe, keramički prekrivači koji se nanose na metalnu rešetku oko nosnog konusa. Ispitivanja su pokazala da keramički pokrivač, pri temperaturi od 1650°C omekšava i teče. On rasejava 90% toplotne energije koja se stvara na površini nosnog dela rakete.

Na primer, nosni deo rakete „polaris“ pokriven je sa sedam slojeva staklenog vlakna, na koje je u spirali namotana traka od silicijum-dioksida i staklenog vlakna, prethodno natopljena vatrostalnim fenolnim smolama.

Pri projektovanju nosnih delova rakete bira se takav oblik da se u letu smanjuju sile otpora vazduha i intenzivnost zagrevanja rakete u celini od trenja bojne glave o struju vazduha.

Polazeći od borbene primene raketa, a takođe od niza konstruktivnih razloga, uslovljenih opštim oblikom rakete i rasporedom osnovnih delova u njoj, uređaja i elemenata, bojno punjenje rakete može biti smešteno u tri položaja prikazana na slici 8.3. Takva kombinacija rasporeda bojnog punjenja omogućava najpogodnije uskladivanje taktičko-tehničkih zahteva, koji se stavljuju pred raketu sa njenom racionalnom konstrukcijom.



Sl. 8.3. Mesto postavljanja ubojnog punjenja

a — u repnom delu; b — u nosnom delu; c — u srednjem delu

Srednji deo tela kod većine raketa izrađuje se u obliku cilindra. On kao da produžuje nosni deo rakete sa strane osnove konusa.

Kada raka leti bez napadnog ugla, na nju deluje samo sila površinskog trenja vazdušne struje. Pri malim napadnim uglovima raka takođe prima neznatne sile koje se pojavljuju od dejstva struje vazduha i bitno se smanjuju na odseku srednjeg dela raka.

Pri povećavanju napadnog ugla do zнатне величине, normalna komponenta brzine struje vazduha u odnosu na osnu liniju raka, povećava se i dostiže dosta veliku vrednost.

Pri napadnim uglovima od 90° centar potiska vazdušnog mlaza biće blizu srednjeg preseka tela, a poprečna komponenta struje vazduha deluje praktično jednako kako na nosni (bojni) tako i na repni i srednji deo rakete.

Srednji deo većine raketa izrađuje se od legiranog čeličnog lima, debljine 1 mm ili nešto više. Uporedo sa čelikom za izradu tela rakete počinju u poslednje vreme da se primenjuju i legure titana koje su čvršće. Ovo omogućava da se poveća korisno opterećenje, a takođe daljina leta rakete za približno 10%.

Razne plastične mase, kao i čelik i titanove legure, počinju široko da se koriste za izradu detalja, srednjeg dela rakete, raznih aerodinamičkih omotača, kontejnera, tela antena, topotnih ekrana i dr. Pri tome su uređaji i instrumenti vođenja bolje zaštićeni od zagrevanja. Najzad, primena plastičnih masa bitno smanjuje težinu raketa, što omogućava da se poveća daljina leta.

Repni deo tela rakete, po pravilu, ima konusni ili oživalni oblik. Takvi oblici su neophodni za smanjivanje otpora vazdušnog mlaza rakete.

Svakoj dužini tela rakete odgovara potpuno određena, optimalna vrednost ugla konusnog repnog dela, pri kojem će čoni otpor biti najmanji.

Eksperimentima je utvrđeno da najpogodniji ugao konusa repnog dela rakete zavisi kako od rasporeda površina za stabilizovanje, tako i od karakteristika gasne struje koja ističe iz mlaznika raketnog motora.

Na suženom repnom delu od dejstva vazdušne struje pojavljuje se negativna sila uzgona koja smanjuje stabilnost tela rakete u letu. Da bi se raketni dala neophodna stabilnost teži se da se malo poveća površina stabilizatora. Međutim, pri tome se povećava njihov otpor, pa se dobijeni rezultati potiru. Zato se pri projektovanju raketa ne pribegava uvek povećanju površine stabilizatora. Kod većine raketa stabilnost se postiže izvesnim pomeranjem centra potiska vazdušne struje unazad u odnosu na centar težišta. Pri velikom pomeranju centra potiska raketa će biti prestabilizovana, što će otežati upravljanje njome u letu.

U praksi se to premeštanje tačno određuje prilikom ispitivanja i obrade rakete na opitnim poligonima.

Površine za stabilizovanje raketa imaju razne konstruktivne oblike. Izbor ovog ili onog oblika zavisi od brzine kojom raketa leti na aktivnom delu putanje, tj. u gustim slojevima atmosfere.

Najrasprostranjeniji su bikonveksni profili površina za stabilizovanje jer stvaraju najmanji čeoni otpor i dovoljno su jaki i otporni na dejstvo momenata savijanja.

Površina za stabilizovanje izrađuju se od tankog čeličnog lima specijalnih legura, pojačanih rebrima.

Po rasporedu površina za upravljanje i stabilizovanje rakete se dalje dele na pet tipova:

- tipa „patka“;
- sa upravljanjem pomoću krila;
- sa upravljanjem pomoću repa;
- bezrepne rakete; i
- rakete vođene mlazom struje.

Osobenosti konstrukcije raketa

Uredaji i konstrukcija raketa u celini zavise od zadataka koje moraju da rešavaju.

Razmotrićemo ukratko opštu konstrukciju nekih oblika raketa inostranih armija koje se nalaze u naoružanju ili u procesu razrade.

§ 8.3. RAKETE TAKTIČKE NAMENE

Rakete taktičke namene spadaju u vrstu „zemlja-zemlja“. One se sastoje od taktičkih raketa u užem smislu sa dometom do 45—50 km i protivtenkovskih vođenih raketnih projektila — PVRP.

Taktičke rakete

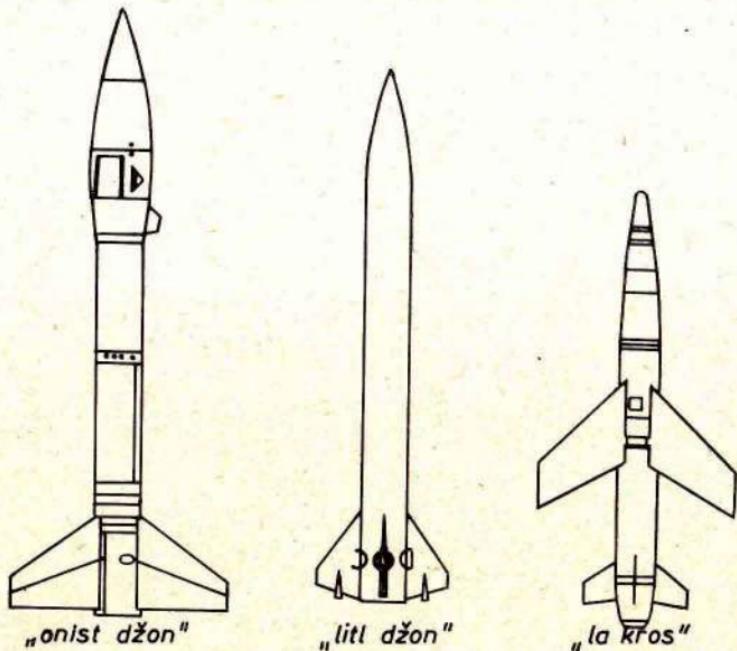
U naoružanju se nalaze rakete: „onist-džon“ sa dometom 25—30 km, „lakros“ sa dometom 30—32 km, „litl-džon“ sa dometom 16—18 km i niz drugih.

U stadijumu projektovanja i ispitivanja nalaze se rakete: „lober“ sa dometom 16—24 km, „mesel A“ sa dometom 20—30 km, raketa „lans“ mesto „onist-džon“, „lakros“ i dr.

Šeme nevođenih taktičkih raketa „onist džon“ i „litl džon“ i vodene rakete „lakros“ prikazane su na sl. 8.4.

Osnovni podaci o raketama taktičke namene navedeni su u tabeli 8.1,

Osnovna osobenost raketa taktičke namene je jednostavnost konstrukcije.



Sl. 8.4. Šeme raketa taktičke namene

Raketni sistem „onist džon“ sastoji se od nevođene rakete sa RMČPM, lansirne rampe sa klizačem dugim 12 m, montiranim na dvoosovinski ili troosovinski automobil nosivosti do 5 t, i niza mehanizama i instrumenata, neophodnih za usmeravanje rakete i njenog lansiranja.

Za transportovanje na veliku udaljenost raketa se rasklapa na glavu i srednji deo (RMČPM) i stabilizatore, smeštene u kontejnere.

Lansirna rampa (sem klizača) izrađena je od cevi, tako da je bitno lakši ceo sistem.

Lansiranje rakete „onist džon“ prikazano je na sl. 8.5.

Raketa „onist džon“ postavlja se na lansirnu rampu za transport i gađanje pomoću pokretnе dizalice.

Za održavanje neophodne temperature raketnog pogonskog punjenja primenjuje se specijalna navlaka sa elektrozagrevanjem i automatskim regulisanjem temperature. Navlaka se skida pred samo lansiranje rakete.

T a b e l a 8.1.

Osnovni taktičko-tehnički podaci raketa taktičke namene

naziv podataka	„onist džon“		„litr džon“	„lakros“
	XM—31	XM—50		
Daljina gađanja, km				
maksimalna	25 — 30	40	16 — 18	30 — 35
minimalna	9	—	3,7	8
startna težina, t	2,78	2,2	0,450, 0,365	1,070 — 0,920
težina bojne glave, t,	0,68	0,68	0,115	0,244
tip punjenja	klasično ili nuklearno	nuklearno	atomsko ili klasično	nuklearno ili klasično
trotilov ekvivalent punjenja, kt	2,5; 9,0 28,0; 47,8	2,5; 9,0 28,0; 47,0	1,5 —	2,0 i 10,0
prečnik bojne glave, m	0,762	0,762	—	—
prečnik tela, m	0,58	0,58	0,318	0,52
dužina rakete, m	oko 8,3	oko 7,3	3,65	5,84
raspon stabilizatora, m	—	—	0,76	—
motor	barutni	barutni	barutni	barutni
maksimalna brzina leta, m/sek	700	760	700	455
sistem upravljanja	nevodenе	nevodenе	nevodenе	radio-ko- mandni sa daljinskim vođenjem
borbeni komplet	16	16	60	32
nalazi se u naoružanju	armije SAD	armije SAD	armije SAD	armije SAD

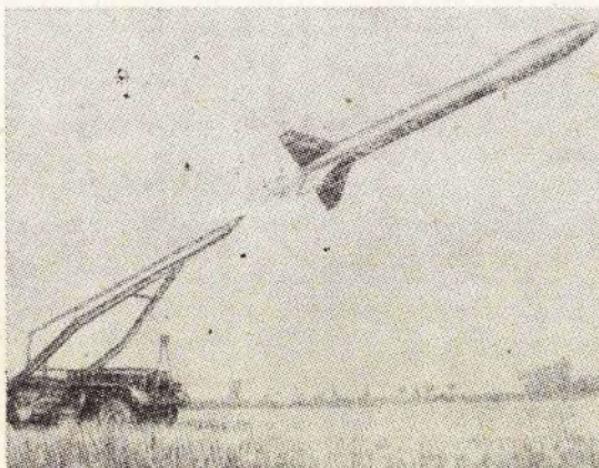
Raketa se lansira sa lansirnog usmerivača — klizača pod izvesnim ugлом u odnosu na horizont. Najveći ugao podizanja je 60° , a ugao horizontalnog okretanja $\pm 15^\circ$.

Pri pripremi rakete za lansiranje vrši se provera uređaja za usmeravanje, elektroinstalacije na lansirnoj rampi, elemenata za gađanje, ispravnosti svih mehanizama lansirne rampe i njenog usmerivača, a obavljaju se i druge radnje.

Posluga sistema se sastoji od 5 do 7 ljudi.

Za borbenu upotrebu raketa „onist džon“ stvoreni su divizioni.

Divizion se sastoji od vatrene baterije sa dva voda, od kojih svaki ima po dve lansirne rampe i bateriju za upravljanje. Za izvršavanje borbenih zadataka divizion se pridaje divizijama kopnene vojske.



Sl. 8.5. Lansiranje nevođene rakete „onist džon“

Neophodno je primetiti da se predviđa zamena rakete „onist džon“ novom koja ima, orijentaciono, startnu težinu 226 kg i domet 24 km (po drugim izvorima 105—112 km).

Raketni sistem „litl džon“ sastoji se od nevođene rakete sa RMČPM, lansirne rampe sa usmerivačem — klizačem i pribora i mehanizma za usmeravanje.

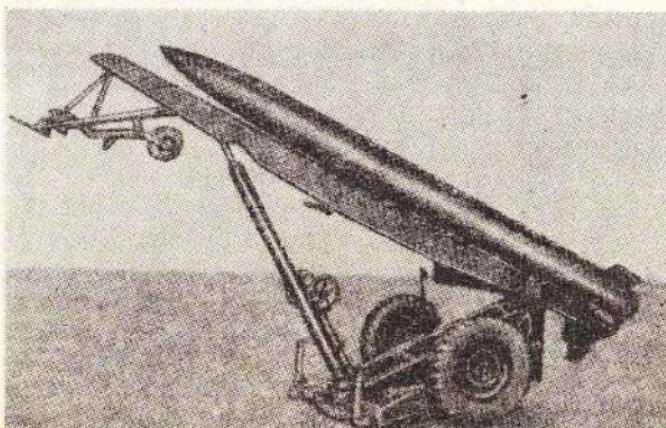
Raketni sistem „litl džon“ u poslednje vreme je znatno usavršen. Novoj varijanti dodat je indeks XM-51, mada je daljina gađanja, praktično, ostala ista. Usavršena su lansirna sredstva. Stvorena je nova lansirna rampa koja omogućava transportovanje rakete zajedno sa njom helikopterima i transportnim avionima, kao i automobilima.

U helikopter se smešta raketa sa lansirnom rampom i poslugom od osam ljudi. Istovar helikoptera i prevođenje rakete u borbenu pripravnost traje oko 8 min. Težina rakete sa lansirnom rampom iznosi 950 kg. Pri lansiranju helikopter se odvoji ustranu.

Lansirna rampa je jednoosovinska prikolica na koju su montirani osnovni lansirni uređaji, klizač za gadanje i mehanizmi za usmeravanje.

U prvim varijantama lansirna rampa je bila montirana na automobile.

Opšti izgled rakete „litl džon“ i njena lansirna rampa prikazani su na sl. 8.6.



Sl. 8.6. Nevoden projektil „litl džon“ na lansirnoj rampi

Pri lansiranju raketa dobija malo obrtanje po uzdužnoj osi na samom klizaču lansirne rampe, da bi se smanjilo rasturanje. Pa ipak tačnost gađanja ostaje mala.

Zahvaljujući neznatnoj težini sistem „litl džon“ ima brži tempo gađanja u poređenju sa tempom sistema „onist džon“. Osim toga, on je pokretljiviji, sposobnost za manevrisanje mu je veća i pogodniji je za transport.

Raketama „litl džon“ naoružavaju se divizioni. Oni se sastoje od jedne vatrene baterije u koju ulaze dva voda. U svakom vodu postoje dve lansirne rampe i jedna baterija za vođenje. Divizion može da uđe u sastav divizije kopnene vojske i izvršava borbene zadatke te divizije ili da dejstvuje samostalno.

Namerava se da se raketa „litl džon“ zameni novom, sa daljinom gađanja do 30 km.

Raketni sistem „lakros“ sastoji se od rakete, lansirne rampe, koja se nalazi na kamionu nosivosti 1 t i zemaljskih lansirnih uređaja.

Raketa „lakros“ sastoji se od bojne glave, srednjeg cilindričnog dela sa uređajem sistema vodenja, RMČPM i krila krstasto raspoređenih i repnih površina (sl. 8.4).

U bojnoj glavi rakete nalazi se nuklearno punjenje. Uređaji sistema upravljanja smešteni su u srednji deo rakete i sastoje se od radio-uređaja i autopilota.

Motor radi na dva režima — startnom i marševskom.

Stabilnost u letu raka postiže zahvaljujući rasporedu krstasto postavljenih krila i repnih površina.

Krila se nalaze na srednjem cilindričnom delu. Repne površine smeštene su u odnosu na krila pod uglom od 45° i ispunjavaju funkciju kormila, tj. organa upravljanja raketom.

Posle lansiranja raka automatski izlazi na „proračunatu tačku“ a zatim je „zahvata“ radar zemaljske stanice navođenja. Raketom dalje upravlja i vodi je do cilja komandni sistem vodenja sa radarskim praćenjem raket u letu.

Pošto se lansirne rampe sa raketama u borbenim uslovima nalaze u dubini borbenog poretka, pokretna zemaljska stanica navođenja istura se na prednji kraj sa zadatkom vizuelnog osmatranja cilja.

Sistem upravljanja raketom „lakros“ podložan je radiosmetnjama. Sem toga, tu raketu mogu da oštete sredstva protivvazdušne odbrane protivnika usled njenih dosta velikih dimenzija i relativno male brzine leta. U nedostatke raket „lakros“ spada i to što je za ponovno postavljanje na lansirnu rampu potrebno znatno vremena, a to smanjuje učestanost lansiranja raket.

Posluga raket „lakros“ sastoji se od 6 ljudi. Vreme prevođenja raket iz marševskog položaja u borbeni iznosi 5—8 min. Vreme postavljanja na položaj i pripremu za lansiranje iznosi 30 min.

Protivtenkovski raketni vodeni projektili (PTRVP)

U vezi sa primenom nuklearnog oružja u budućim ratovima uloga oklopno-tenkovskih trupa bitno raste.

Tenkovi, samohodna oruđa i oklopni transporteri imaju veliku pokretljivost (naročito tenkovi), sposobnost za manevrisanje i zaštitni oklop, a uz snažno naoružanje omogućavaju trupama u nastupanju da se efikasno koriste nanošenim nuklearnim udarima za ovladavanje teritorijom protivnika.

Polazeći od toga, u armijama većine razvijenih zapadnih zemalja posebna pažnja posvećuje se razradi protivtenkovskih vođenih raketnih projektila (PTRVP) kao najsigurnijih sredstava za borbu sa tenkovima i drugim pokretnim sredstvima.

U poređenju sa protivtenkovskim oruđima PTRVP imaju veću daljinu neposrednog gađanja, tačnost gađanja i veću moć probijanja čelika, sposobnost za manevrisanje, a takođe omogućavaju gađanje iz zaklona.

PTRVP imaju malu težinu, dimenzije, jednostavno se opslužuju i lako se maskiraju na bojnom polju.

U nedostatke PTRVP obično se ubrajaju ograničene mogućnosti neposrednog gađanja na male daljine. Usled toga većina tipova PTRVP može sigurno da pogada cilj na odstojanju od 400 m i više.

PTRVP — je efikasno sredstvo za blisku borbu; njima se opremaju automobili, oklopni transporteri, tenkovi, helikopteri i druga pokretna sredstva.

Osnovne taktičko-tehničke i težinske karakteristike nekih PTRVP prikazane su u tabeli 8.2: šeme tih projektila predstavljene su na sl. 8.7.

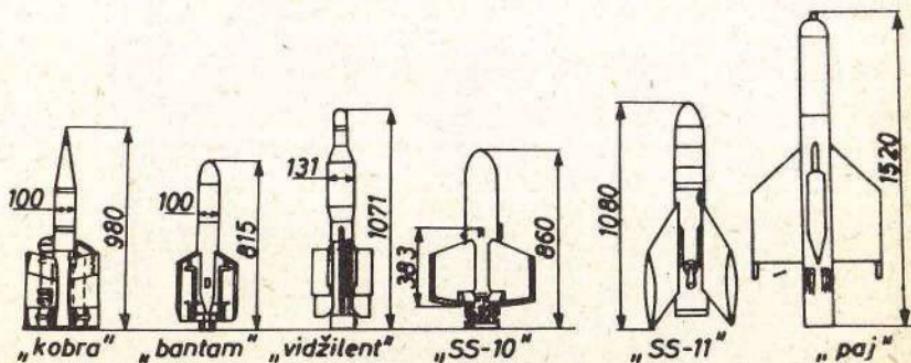
T a b e l a 8.2.

Osnovni taktičko-tehnički podaci nekih PTRVP

naziv podataka	laki					srednji	teški
	„vidžilent 897“	„kobra“	„bantam“	„SS—10“	„SS—11“	„SS—12“	
daljina gada-nja, m:							
najveća	1370	1600	2000	1560	3500		na vaz-dušne ci-ljeve
najmanja ..	230	400	400	500	500		6 km; iz vazduha po zemlji — 10 km
brzina leta, m/sek	137—152	85	85	80	140		—
težina projek-tila, kg.....	12	10,	6	15	29		75
težina bojne glave kg	—	2,7	1,3	4	—		—
težina kontej-nera, kg	6	8,1	4	—	—		—
način lansira-nja	iz konte-jnera ili postolja	sa zemlje	iz konte-jnera ili sa postolja	sa postolja	sa postolja		sa zem-lje ili sa postolja
stanje u kome se sada nalazi	ispitiva-nje	u proiz-vodnji	razraduje se	u proiz-vodnji	u naoru-žanju		razradu-je se

Po težini PTRVP dele se na luke, srednje i teške.

Od poznatih PTRVP interesantni su francuski projektili laki „SS-10“, srednji „SS-11“ i teški „SS-12“.



Sl. 8.7. Šeme protivtenkovskih vodenih raketnih projektila

Srednji PTRVP „SS-11“ ima daljinu gadaanja od 500 do 3.500 m; projektilom se u letu upravlja žičanim kablom. Ovim projektilom naoružani su laci francuski tenkovi AMX, na koje se postavljaju po četiri projektila (sl. 8.8).



Sl. 8.8. PTVP „SS-11“ na lakov francuskom tenku AMX

Projektili „SS-11“ postavljaju se takođe na oklopne guseničare tipa „hočkis“ (po četiri na svaki).

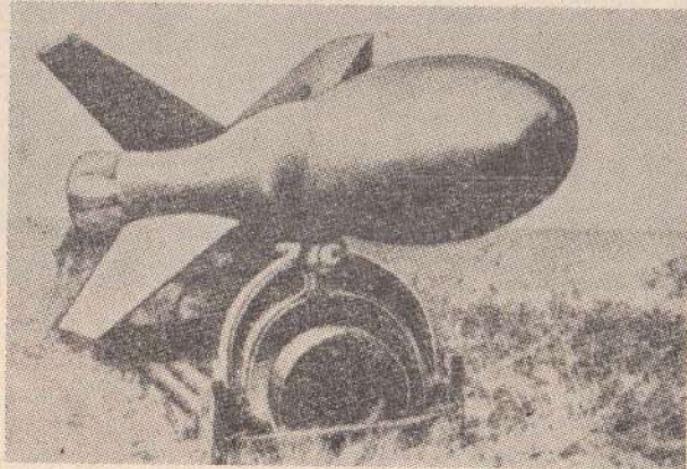
Projektili se lansiraju sa specijalnih lansirnih rampi jednostavne konstrukcije.

U današnje vreme vrše se ispitivanja radi postavljanja „SS-11“ na helikoptere. Četiri projektila vešaju se ispod specijalnih površina na helikopteru, po dva sa svake strane (sl. 8.9).



Sl. 8.9. PTVP „SS-11“ na helikopteru

Teški PTRVP „SS-12“, postavljen na lansirnu rampu za gađanje zemaljskih ciljeva, prikazan je na sl. 8.10.



Sl. 8.10. PTVP „SS-12“ na lansirnoj rampi

Engleski laki PTRVP „vidžilent“ nalazi se u fazi ispitivanja, ima najveću daljinu gadaњa 1.370 m i najmanju 230 m; brzina leta 137—152 m/sek.

U letu se upravlja projektilom žičanim kablovima pomoću ručnog nišana.

Jedan pešak prenosi projektil u kontejneru. On ga i lansira i upravlja njime u toku leta (8.11).



Sl. 8.11. PTRVP „vidžilent“ u položaju pred lansiranjem od strane pešaka

Sem navedenih PTRVP, u zapadnim zemljama razrađeni su i ispituju se projektili „lutin“, „rozali“, „paj“, „šipel“ i dr.

Nezavisno od konstrukcije i namene, PTRVP imaju niz zajedničkih svojstava.

1. PTRVP obično se sastoji od bojne glave sa kumulativnim parčadno-fugasnim punjenjem i upaljačem, tela sa motorom, pribora upravljanja i krstasto raspoređenih površina za stabilizovanje.

Glavni motor kod većine PTRVP je sa RMČPM, a ponekad se primenjuje i raketni motor sa PTM.

U PTRVP sa RMČPM, sem marševskog motora, primenjuje se i startni. PTRVP sa RMTPM mogu da razviju u toku leta nešto veću brzinu i da uništavaju ciljeve koji se nalaze na većim daljinama od mesta lansiranja nego PTRVP sa RMČPM.

PTRVP se upravljuju i vode na cilj žičanim kotlom ili putem radija.

2. Pri lansiranju u prvom trenutku leta brzina projektila je mala. Da projektil ne bi pao na zemlju, lansirnoj rampi se dodaje ugao

lansiranja 10—15°. Veličina ugla tada potpuno zavisi od projektila, njegovog oblika i brzine leta i određuje se eksperimentalnim putem.

3. U transportnom položaju ili pri prenošenju, projektili se učvršćuju kočnim mehanizmima. Pri postavljanju PTRVP na pokretna sredstva, lansirne rampe imaju mehanizme horizontalnog i vertikalnog usmeravanja, ali nemaju mogućnost kružnog dejstva, a okretanje se ostvaruje okretanjem tenka, odnosno automobila na koji je montirana lansirna rampa.

4. Pred samo lansiranje PTRVP proveravaju se uredaj za lansiranje i upravljanje u toku leta, predajnik komandi, kablovske veze rakete sa lansirnim uredajem, zemaljski izvor napajanja i na raketni.

5. Za osmatranje leta na PTRVP postavljaju se snažni traseri.

Treba takođe istaći da primena PTRVP na pokretnim sredstvima: tenkovima, oklopnim transporterima i samohodnim oruđima, umesto artiljerijskih oruđa koja imaju veliku težinu, naglo povećava njihovu manevarsku sposobnost, pokretljivost i prohodnost, a sam karakter ratnih operacija biva intenzivniji.

§ 8.4. RAKETE I BESPILOTNI AVIONI OPERATIVNO-TAKTIČKE NAMENE

Rakete i bespilotni avioni operativno-taktičke, kao i taktičke namene, spadaju u vrstu „zemlja-zemlja“. Oni su predviđeni za dejstvo po trupama i objektima protivnika, smešteni u operativno-taktičku dubinu i pozadinu protivnika.

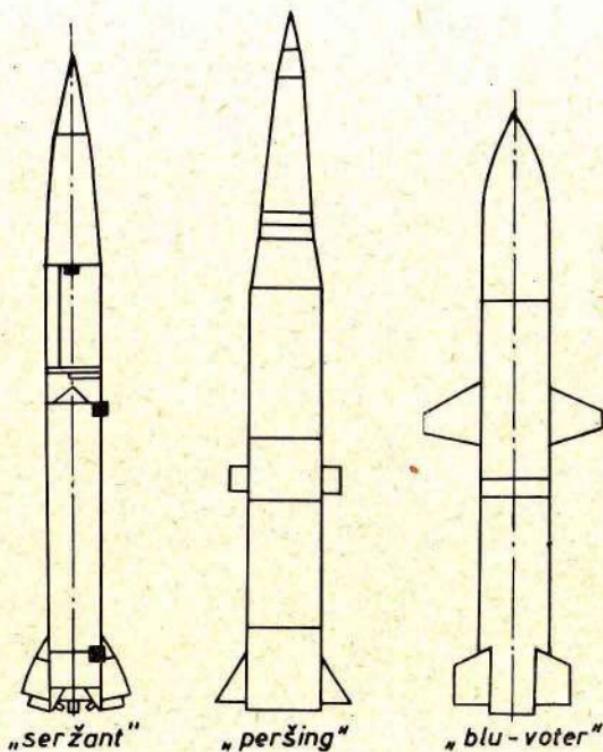
U armijama niza zemalja uvedeno je u naoružanje nekoliko vrsta raketa i bespilotnih aviona operativno-taktičke namene, sa daljinom gađanja od 100 do 800 km i više. Tako su na primer, u nizu zemalja usvojene u naoružanje rakete „korporal“, „seržant“, „peršing“, „red-stoun“, „blu outer“, bespilotni avioni „matador“, „majs“, „regulus II“ i dr*.

Osim toga razrađuju se nove rakete i bespilotni avioni date vrste umesto zastarelih.

Principijelne šeme najkarakterističnijih raketa i bespilotnih aviona ove vrste date su na sl. 8.12 i 8.13. Osnovni podaci nekih raketa i bespilotnih aviona — navedeni su u tabeli 8.3.

* Rakete „korporal“, „redstoun“ i bespilotni avion „matador“ danas se više ne proizvode, a neke se više i ne nalaze u naoružanju.

Za razliku od taktičkih raketa i bespilotni avioni — operativno-taktičke namene (sl. 8.12 i 8.13) imaju složeniju konstrukciju uslovljenu povećanim taktičko-tehničkim zahtevima koji su postavljeni pred njih, ali su u opštem pogledu međusobno slične. Rakete i bespilotni avioni imaju donekle slične osnovne delove, sklopove i uređaje koji rade na istim principima. Operativno-taktičke rakete i bespilotni avioni, usled povećanih brzina leta, imaju pogodniji aerodinamički oblik i složeniji i savršeniji sistem upravljanja koji bitno povećava tačnost gadanja određenih objekata.

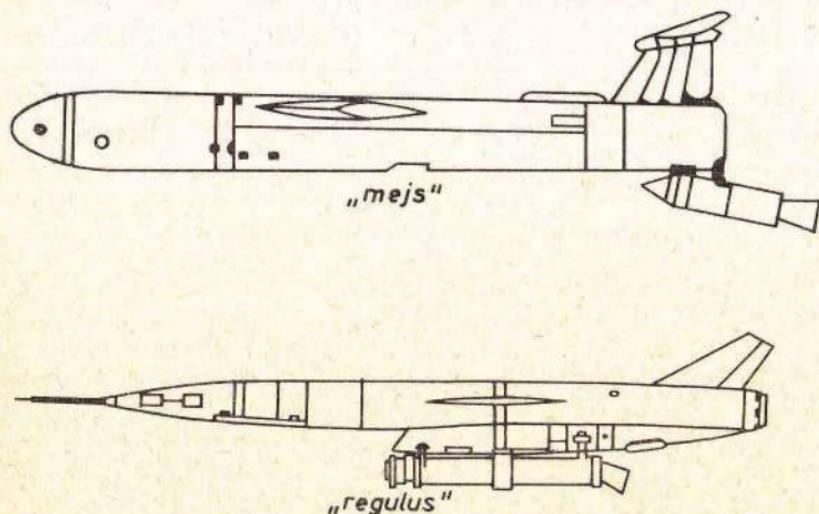


Sl. 8.12. Šema raketa operativno-taktičke namene

Razmotrićemo neke osobenosti uređaja tih raketa i bespilotnih aviona.

Raketni sistem „sardžent“ razrađen je zato da bi zamenio raketu „korporal“. Spolja podseća na tu raketu, ali je manji po težini i dimen-

zijama. Ipak, predviđa se zamena i ovog sistema raketom „S“ sa većim dometom i većim bojnim punjenjem.



Sl. 8.13. Šema bespilotnih aviona — operativno-taktičke namene

Opšti izgled rakete „sardžent“ na lansirnoj rampi prikazan je na sl. 8.14.

Osim rakete i lansirne rampe, u raketni sistem „sardžent“ ulazi niz agregata zemaljske opreme koja se koristi za pripremu i lansiranje rakete. Ovaj sistem se sastoji od devet osnovnih elemenata: rakete i kontejnera za osnovne delove, lansirne rampe, stanice vojnog remonta i provere sistema, stanice poljskog remonta i provere sistema, transportnih poluprikolica i generatora sa gasoturbinskim motorom.

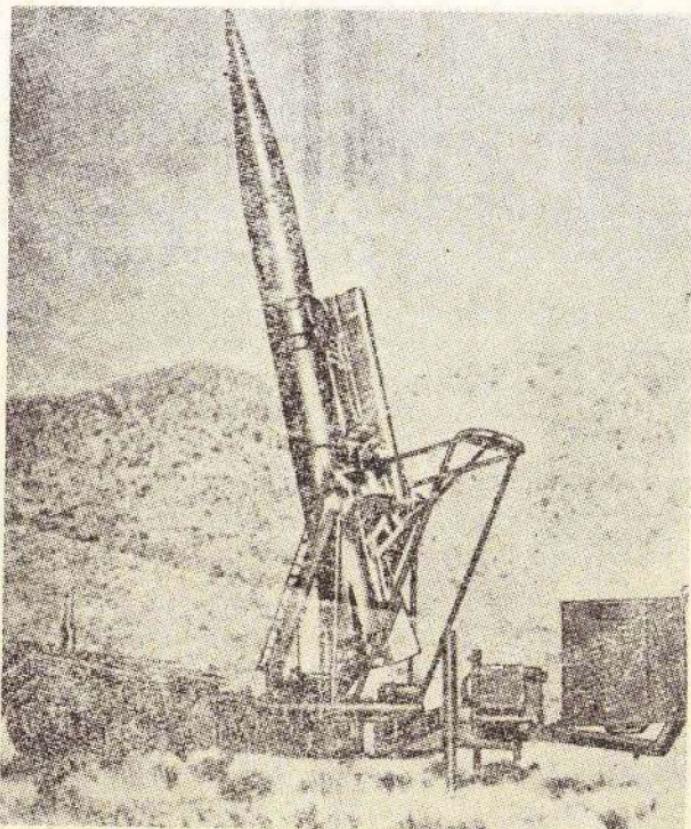
„Sardžent“ je jednostepena vođena balistička raketa koja radi sa čvrstom pogonskom materijom i sastoji se od bojne glave, odseka sistema upravljanja, odseka motora sa čvrstom pogonskom materijom i stabilizatora.

Bojna glava rakete je konusnog oblika i može da sadrži nuklearno ili punjenje sa klasičnim eksplozivnim materijama.

Odsek sistema upravljanja ima cilindrični oblik; u njega je ugrađen inercioni sistem vođenja rakete.

U odseku motora nalazi se čvrsta pogonska materija, komora sagorevanja i mlaznik. Na spoljnu površinu odseka u rejonu mlaznika

pričvršćuje se uzajamno zamenljivi trouglasti stabilizator raspoređen u obliku krsta; gasna kormila ugradena su na presek mlaznika.



Sl. 8.14. Raketa „sardžent“ na lansirnoj rampi u borbenom položaju

Kao pogonska materija motora primenjuju se livene šipke koje se sastoje od kompozitnog punjenja na bazi polisulfida i perhlorita amonijuma sa osnovom od plastične mase, ova sagoreva za 30 sek, a težina pogonskog punjenja je 2,7 t.

U letu se raketom upravlja inercijalnim sistemom koji nije osetljiv na spoljne smetnje.

Svi delovi rakete se pri transportovanju prevoze u hermetičkim kontejnerima.

Raketa se montira u lansirnoj bazi. Posle montaže raketa „sardžent“ prevodi se u borbeni položaj (sl. 8.14).

T a b e l a 8.3.

Osnovni taktičko-tehnički podaci raketa i bespilotnog aviona operativno-taktičke namene

naziv podataka	R a k e t e			Bespilotni avioni	
	„sardžent“	„peršing“	„blue outer“	„mejs“	„regulus II“
daljina gađanja, km: maksimalna ... minimalna.....	160 48	550 —	160 —	1050 —	1600—1800 —
startna težina, t.	4,5	4—5	—	7,7	12—16
težina bojne glave, t	0,75	—	—	0,9	—
vrsta ubojnog punjenja, trolilov ekvivalent punjenja, kt	klasično ili nuklearno	nuklearno 1 mln. t	klasično ili nuklearno 10	nuklearno	klasično ili nuklearno
dužina rakete, m	10,7	12,2	7,6	13,5	17,5
prečnik tela, m	0,8	1,15	0,61	1,4	1,8
raspon stabilizatora ili krila, m	1,8	—	1,96	7,0	6,0
motor	RMPČM sa potisnim kom 22,7 t	RMČPM	RMČPM	MM sa busterom	MM sa busterom
maksimalna brzina leta, m/sek ...	1500	—	650—700	280	550
sistem upravljanja	inercijalni	inercijalni	inercijalni	autonomni	autonomni inercijalni
visina putanja, km	—	—	—	13	18
u naoružanju	KoV SAD	KoV SAD	KoV Engleske	ratnog vazduhoplovstva SAD	ratne mornarice SAD

Za montažu i prevođenje rakete u borbeni položaj, posada koja se sastoji od 5 ljudi troši do 10 min. Celokupno vreme, neophodno za pripremu rakete za lansiranje, iznosi oko 30 min (raketa „korporal“ priprema se nekoliko časova za lansiranje).

Posle završetka montaže i prevođenja rakete u borbeni položaj počinje priprema za lansiranje.

Računarski uredaj kabine (stanice) lansiranja izračunava program vođenja na osnovu koordinata cilja i koordinata mesta lansiranja, sa uzimanjem u obzir meteoroloških podataka. Zatim se podaci sa računarskog uredaja uvode u inercioni sistem upravljanja raketom.

Treba istaći da su u lansirnu kabinu postavljena dva nezavisna sistema radio-elektronskih uređaja, do kojih postoji sloboden prilaz (prilaz ka sklopovima uređaja spolja i iznutra). Prisustvo dva nezavisna sistema bitno povećava sigurnost i borbenu gotovost sistema rakete „sardžent“.

Na komandu za lansiranje, sve operacije u vezi sa lansiranjem rakete ispunjavaju se automatski. Pred samim uključivanjem motora, lansirni uredaj zauzima tačan položaj na osnovu podataka uvedenih u program navođenja.

Raketa „sardžent“ lansira se pod uglom od 75° prema horizontu. Takvo lansiranje je postalo moguće zahvaljujući velikom odnosu potiska motora (22,7 t) i težine rakete (4,5 t).

Za borbenu upotrebu raketnog kompleksa „sardžent“ formiraju se baterije koje ulaze u sastav diviziona.

Raketa „sardžent“ za sada se proizvodi u serijama i prolazi kroz ispitivanja radi dorade pojedinih sklopova, uređaja i raketnog sistema u celini. Pri ispitivanjima bilo je mnogo slučajeva neuspelih lansiranja zbog nedovoljne sigurnosti elemenata sistema za upravljanje i drugih uređaja.

Raketni sistem „peršing“ ima dvostepenu raketu i motore sa čvrstom pogonskom materijom u oba stepena i sa podjednakom silom potiska.

Prvi stepen se odvaja od drugog na visini od približno 12 km. Motor prvog stepena odvaja se momentalnim smanjivanjem pritiska u komori sagorevanja. Radi ovoga su u komori sagorevanja načinjeni otvorji koji se otvaraju kada raketa postigne datu brzinu. Pri padu pritiska dolazi do raskida spojeva i odvajanja prvog stepena raketе od drugog.

Napomenućemo da čvrsta pogonska materija postojano sagoreva, kada je u komori sagorevanja dovoljno veliki pritisak; pri naglom smanjivanju pritiska sagorevanje se prekida. Ovaj efekat se i koristi za odvajanje prvog stepena od drugog.

Motor drugog stepena se isključuje pri otvaranju čepova u zidovima komore sagorevanja usled eksplozije dopunskih barutnih punjenja, kada raketa dostigne zadatu brzinu.

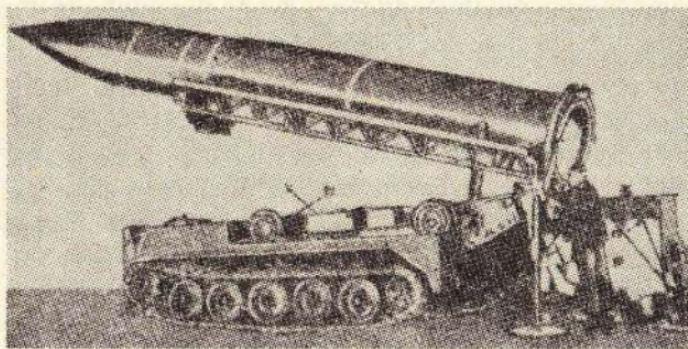
Bojna glava rakete sa sistemom upravljanja smeštena je u drugi stepen.

Raketa se u letu stabilizuje pomoću stabilizatora prvog stepena, trouglastog oblika i stabilizatora drugog stepena, pravougaonog oblika.

Nosni konus rakete, ima specijalnu oblogu. Ona se navlači radi zaštite tela rakete od visokih temperatura koje nastaju pri letu kroz atmosferu. Pri povećavanju temperature, obloga nosnog konusa postepeno se razara i spira je struja vazduha.

Za upravljanje raketom u letu u nju je ugrađen inercijalni sistem upravljanja, neosetljiv na spoljne smetnje.

Kao pogonska materija u raketni „peršing“ koristi se čvrsta pogonska materija na barutnoj osnovi, koja ima veliki specifični impuls. Raketa se lansira sa transporterom — postavljača sa četiri točka koji se postavlja na zemlju ili na gusenični tegljač tipa XM-474 (sl. 8.15).



Sl. 8.15. Raketa „peršing“ sa transporterom — postavljačem na tegljaču XM-474

Transporter — postavljač ima ram sa dve grede za podizanje rakete i lansirni sto za lansiranje učvršćen na šarkama. Lansirni sto se pred lansiranjem rakete odvaja i automatski izravnava pomoću hidrauličnih dizalica. Ram sa dve grede transporterom — postavljača podiže raketu u vertikalni položaj i utvrđuje je na obrtnom prstenu lansirnog

stola. Posle toga ram se prevodi u horizontalan položaj (na sl. 8.16, ram sa dve grede u horizontalnom položaju pokazan je u prvom planu).

Na zadati azimut raketa „peršing“ postavlja se pomoću obrtnog prstena lansirnog stola. Za prsten se pričvršćuje kablovski stub sa elektropokrećima i cevovodima sabijenog vazduha; pred lansiranje kablovski stub se, posle automatskog odvajanja spojeva, otklanja u stranu na takvo rastojanje koje obezbeđuje njegovo očuvanje pri lansiranju rakete.

Transporter-postavljač može da radi na temperaturama — 31 do +15°C.

Sve radnje na transporteru-postavljaču su automatizovane, a provrava ih operator koji se nalazi kod odvojenog komandnog stola.

Danas raketa „peršing“ prolazi kroz svestrana ispitivanja.

Raketni sistem „blu voter“ treba da zameni u engleskoj armiji glomaznu i nedovoljno pokretnu američku raketu „korporal“.

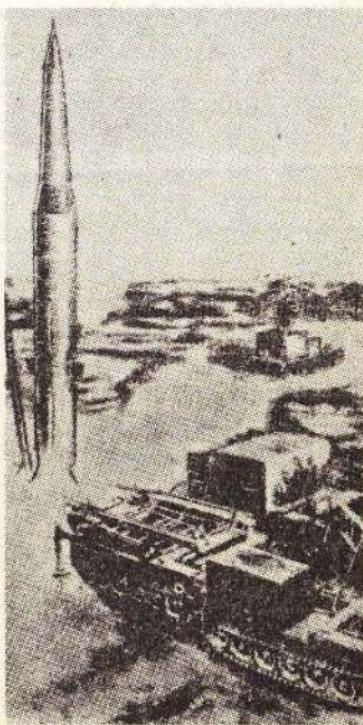
Sistem rakete „blu voter“ sastoji se od rakete, lansirne rampe, automobila sa računarskim uređajem, teodolita i niza pomoćnih elemenata.

Po spoljnem obliku ona podseća na raketu „lakros“. Ali, raketa „blu voter“ ima savršeniji sistem upravljanja — inercijalni.

Neispravnosti u sistemu upravljanja odstranjuju se zamenom blokova.

Vreme pripreme raket za gađanje je oko 15 min; uz prethodno topografsko vezivanje vatreng položaja ono može da se smanji na 10 min.

Pred lansiranje raket, računarski uređaj izračunava podatke neophodne za gađanje i zadaje program sistemu upravljanja. Pomoću teodolita, orijentisanog na ravan gađanja, izravnava se stabilizovana platforma. Posle provere električnih delova i mehaničkih sklopova,



Sl. 8.16. Raketa „peršing“ pred lansiranje i njena zemaljska oprema

odvaja se kablovska linija i automobil sa računarskim uređajem se premešta na sledeći lansirni položaj. Lansiranje se ostvaruje pomoću daljinskog komandnog uređaja.

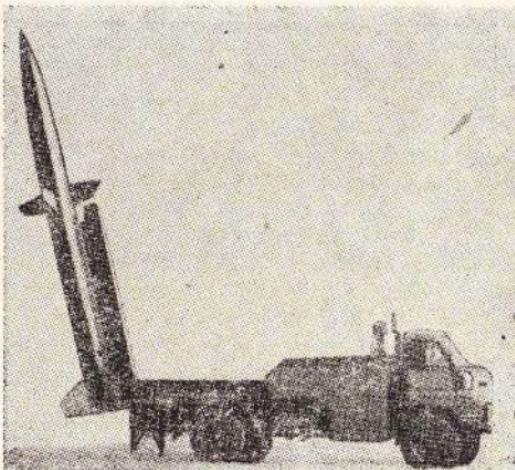
Posle lansiranja i ponovnog punjenja, pokretna lansirna rampa premešta se na novi vatreni položaj.

Bojna glava rakete je punjena klasičnim eksplozivom ili nuklearnim punjenjem sa trotilovim ekvivalentom od 10 kt. Eksplozija ubojnog punjenja može da se izvede kroz 2,5 min posle lansiranja.

Motor rakete radi sa čvrstom pogonskom materijom; to omogućava da se ona drži u stalnoj borbenoj pripravnosti.

Površine za upravljanje raketom su krila krstasto raspoređena. Stabilnost u letu raketu ostvaruje pomoću repnih površina.

Putanja leta raket „blu voter“ je na sredini između balističke i putanje bespilotnih aviona. Zahvaljujući tome raketa ima dopunsку manevarsku sposobnost u letu, što je bitno razlikuje od sličnih. Za lansiranje raket postoji lansirni uređaj na automobilu koji je veoma pokretan i prohodan (sl. 8.17).



Sl. 8.17. Raketa „blu-voter“ u položaju za lansiranje

Divizioni naoružani raketama „blu voter“, pridaju se armijama i korpusima. Raketa je predviđena za naoružanje armija NATO.

Veliki značaj u raketnom naoružanju inostranih armija pridaje se *bespilotnim avionima*.

Po spoljnjem obliku oni podsećaju na savremene lovačke avione, ali su po konstrukciji znatno jednostavniji, jer se predviđaju samo za jednokratno borbeno korišćenje. Od njih se zahteva jednostavnost konstrukcije pojedinih agregata, jednostavnost tehnologije izrade i jeftina proizvodnja. Nešto manji zahtevi postavljaju se u pogledu čvrstoće pojedinih detalja.

Putanja leta bespilotnog aviona razlikuje se od putanje vođenih raketa svih vrsta.

Bespilotni avion prelće osnovni deo svoje putanje na visini do 50 km, sa praktično konstantnom brzinom, što mu je jedan od ozbiljnih nedostataka.

Mala visina putanje bespilotnog aviona čini ga povredljivim na celoj putanji leta. Međutim, taj nedostatak se umnogome kompenzuje mogućnošću masovne primene bespilotnog aviona.

Osnovno preim秉tvo bespilotnog aviona je to što omogućavaju prebacivanje potrebnog eksplozivnog punjenja na zadatu daljinu pri srazmerno maloj potrošnji goriva. Bespilotni avioni imaju sledeće osnovne delove: bojnu glavu sa upaljačem, motor, uređaje za upravljanje, krila (stabilizatore) i startne rakete.

Motor bespilotnog aviona obezbeđuje progresivno kretanje.

Krila bespilotnog aviona zajedno sa drugim elementima planera, služe za stvaranje sile uzgona (ona kompenzuje dejstvo sile težine).

Uređaji upravljanja usmeravaju bespilotni avion ka cilju po zadatoj putanji sa uračunavanjem uslova leta.

Startne rakete omogućavaju bespilotnom avionu da samostalno dostigne neophodnu brzinu u trenutku izletanja sa lansirnog položaja.

Oni se lansiraju sa lansirnih rampi koje imaju klizače pod uglom (pod određenim uglom ka horizontu).

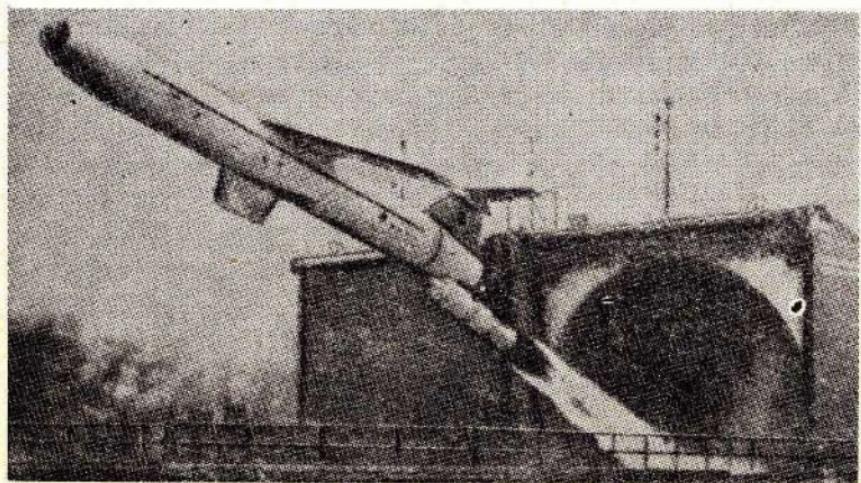
Razmotrimo neke od vođenih bespilotnih aviona.

Sistem vođenog bespilotnog aviona „mejs“ (sl. 8.18) sastoji se od bespilotnog aviona koji je, u stvari, bespilotni taktički bombarder sa visoko ugrađenim strelastim krilima, malog raspona, dizalice, lansirnog stola i uređaja za upravljanje lansiranjem.

Horizontalne repne površine, takođe imaju strelast oblik, smeštene su na gornji deo vertikalnog stabilizatora. Zahvaljujući strelastom obliku krila i horizontalnim repnim površinama bespilotni avion održava neophodnu stabilnost u letu pri zadatoj brzini kretanja.

Bespilotni avion ima jedan turboreaktivni motor. Sila potiska motora je 2,4 t; kao gorivo se koristi kerozin.

Stabilnost bespilotnog aviona u trenutku starta (lansiranja) obezbeđuje se radom startne rakete — raketnog motora sa RMČPM koji razvija silu potiska od 55 t; vreme rada startne rakete ne prelazi 2 sek.



Sl. 8.18. Trenutak lansiranja bespilotnog aviona „mejs“

Vreme pripreme bespilotnog aviona za lansiranje na lansirnom položaju iznosi 1 čas. Usvojeno je da lansirna rampa ima dve posluge sa po 9 ljudi. Ovo povećava borbenu gotovost i omogućava držanje bespilotnog aviona u stalnoj borbenoj pripravnosti.

Treba pomenuti da je bespilotni avion „mejs“ uključen u naoružanje u dve varijante: „mejs TM-76A“ i „mejs TM-76B“. Varijante se razlikuju samo po sistemima upravljanja; TM-76A ima sistem upravljanja „atran“, a TM-76B — inercijalni sistem upravljanja.

Dejstvo sistema upravljanja „atran“ na bespilotnom avionu TM-76A zasnovano je na principu podudarnosti dvaju odraza mesta: snimljenog plana mesta pre leta i onog koji se prima (snima) u letu.

Pri odstupanju od zadatog kursa sistem „atran“ izrađuje signal upravljanja autopilotu i vraća bespilotni avion na zadatu putanju. Ovaj sistem upravljanja omogućava da se izvrši let bespilotnog aviona na visinama manjim od 300 m i programiranje visine leta po zadatoj marš-ruti.

U bespilotni avion „mejs TM-76B“ ugrađuje se inercijalni sistem upravljanja koji je praktično neosetljiv na smetnje protivnika. Sistem ima žiroskopski stabilizovanu platformu.

Po tvrđenju predstavnika američkog ratnog vazduhoplovstva, inercijalni sistem zaostaje za sistemom upravljanja „atran“ u tačnosti izrade konačnih podataka, neophodnih za upravljanje bespilotnim avionom u letu.

I inercijalni i „atran“ — sistemi smeštaju se u međusobno zamjenjive nosne odseke bespilotnog aviona „mejs“, što omogućava da se bespilotni avioni tipa TM-76A lako pretvori u tip TM-76B i obratno.

Zahvaljujući tome što se zemaljskoj opremi za vođenje bespilotnog aviona znatno smanjuje količina pomoćnih uređaja, bitno se olakšava problem snadbevanja i omogućava smeštaj bespilotnog aviona „mejs“ na manje lansirne površine.

Bespilotni avioni „mejs“ upućuje se na lansirni položaj potpuno sklopljen. Pred lansiranje послугa puni bespilotni avion pogonskom materijom i sabijenim vazduhom, namešta startni motor, bojnu glavu i upaljač i zatim dolaze poslednje provere.

Na lansirnom položaju ne vrše se nikakve opravke. Neispravni bespilotni avioni vraćaju se u eskadron poljskih opravki.

U bespuću je dozvoljeno na lansirnom položaju sklapati bojnu glavu i sistem upravljanja sa telom bespilotnog aviona.

Neispravni bespilotni avioni, koji dolaze sa lansirnog položaja proveravaju se u eskadronu poljskih opravki kroz tri serije ispitivanja (provera). Za proveru bespilotnog aviona koriste se specijalni uredaji, montirani na pokretne stolove.

Pomoću prekidača operator šalje signale u spojeve koji se proveravaju i elemente uređaja bespilotnog aviona i proverava njihovu ispravnost po signalima odgovora koji dolaze na uređaje za ispitivanje.

Rad bez otkaza — to je osnovni zahtev koji se postavlja pred bespilotne avione.

Posle završetka provere pojedinih delova spaja se bespilotni avion, zatim dolaze opšta provera i prethodne probe. Ako provera pokaže potpunu ispravnost svih spojeva, bespilotni avion se ponovo vraća u jedinicu na lansirni položaj.

Za vreme pripreme posluge glavna pažnja se obraća na razradu lansiranja kako u običnim uslovima, tako i na znak uzbune (vrše se predlansirne provere i imitira lansiranje). Sem toga, svakih šest meseci u jedinicama se održavaju pismeni i usmeni ispiti posluge.

Sistem vođenog bespilotnog aviona „regulus II“ sastoji se od bespilotnog aviona koji je u stvari bespilotni bombarder sa postavljenim strelastim krilima, lansirnih uređaja, postavljenih na brod ili podmor-

nicu, sistema upravljanja i uređaja za upravljanje lansiranjem. Bespilotni avion ima mlazni motor koji razvija silu potiska od 6,8 t; kao gorivo koristi se kerozin.

Rad startne rakete sa RMČPM obezbeđuje izlazak bespilotnog aviona na putanju. Startna raketa razvija silu pritiska od 52 t, a vreme rada joj je do 4 sek; kao gorivo koristi se čvrsta kompozitna pogonska materija.

Bespilotnim avionom se upravlja autonomnim inercijalnim sistemom upravljanja.

On se lansira pod uglom sa kratkih klizača.

Sa podmornica se lansira kada je na površini vode.

Sem toga, bespilotni avion „regulus II“ može da se lansira sa zemaljske lansirne rampe.

Namerava se primena bespilotnog aviona „regulus II“ u naoružanju strategijskog bombardera B-52, tj. u svojstvu rakete vrste „vazduh-zemlja“.

Uporedo sa razmotrenim bespilotnim avionima u armijama zapadnih zemalja postoji još niz drugih vrsta. Međutim, one nisu od bitnog interesa jer su umnogome slične sa onim koje smo naveli.

§ 8.5. RAKETE STRATEGIJSKE NAMENE

Strategijske balističke vođene rakete ulaze u vrstu „zemlja-zemlja“. Po nameni se dele na rakete velikog dometa ili međukontinentalne balističke rakete (MBR), i rakete srednjeg dometa. Poslednjih godina u nizu zemalja radi se na stvaranju raketa malih dimenzija strategijske namene.

Sve ove rakete predviđaju se za nanošenje udara po ciljevima, razmeštenim na kontinentu protivnika.

U broj primljenih u naoružanje, ili onih koje su još u stadijumu dorade nalaze se:

— rakete velikog dometa (ili MBR): „atlas“ — do 16 000 km, „titан II“ — 16 000 km, „minitmen“ — 10 000 km, „snark“ — 10 000 km, (bespilotni avion);

— rakete srednjeg dometa: „tor“ — 2.800—3.500 km, „jupiter“ — 3.000—3.500 km, „polaris“ — 2.000—2.200 km, „blu strik“ — 4.500 km i dr.

Rasmotrićemo ukratko osobenosti konstrukcije strategijskih raket velike i srednje daljine dejstva.

Strategijske rakete velikog dometa

Principijelne šeme nekih od tih raketa prikazane su na sl. 8.19.

Osnovni taktičko-tehnički podaci strategijskih raketa velikog dometa navedeni su u tabeli 8.4.

Strategijske rakete velikog dometa međusobno liče spolja kako po obliku tako i po konstrukciji, tj. sve su višestepene. Konstrukcija osnovnih delova, spojeva i pojedinih uredaja uslovljena je onim zahtevima koji se pred njih postavljuju.

Raketa „atlas“ — vođena međukontinentalna balistička raka, sastoji se od dva stepena sa RMTPM. U prvi stepen spadaju dva busteria sa potiskom od po 75 t. Ovi motori izvode raketu na zadatu putanju. Vreme rada motora je oko 145 sek.

Posle izvođenja raketne na putanju ovi busteri se odvajaju (odbacuju), a odbacuje se i oplata repnog dela raketne.

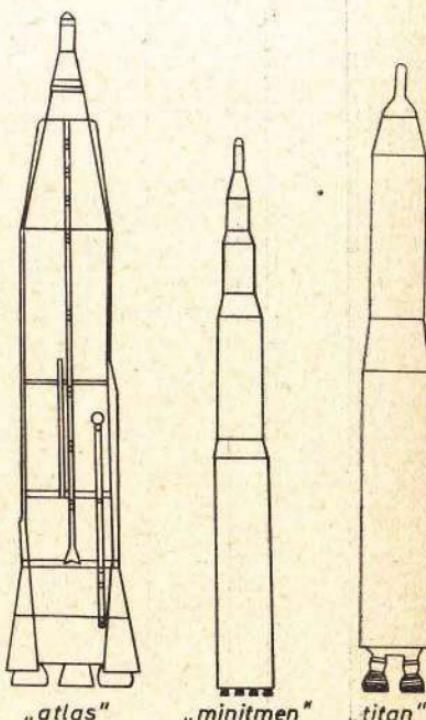
U drugi stepen spada motor sa potiskom od 27 t koji daje bojnoj glavi raketne zadatu brzinu leta. Vreme rada motora iznosi oko 300 sek.

Dva upravljačka motora, smeštena normalno na marševski motor, održavaju raketu u letu na zadatoj putanji posle završetka rada marševskog motora.

Svi motori raketne montirani su na kardanske zglobove.

U bojnu glavu — nosni konus Mk3 ili Mk4 — smešta se nuklearno punjenje, čiji je tretiolov ekvivalent (u poslednjim modelima raketne) doveden do 4 Mt. Nosni konusi obe varijante imaju obloge za zaštitu od topote.

Danas se razrađuje vođeni prednji deo raketne, sposoban da skrene od balističke putanje, i samim tim da otežava PRO njegovo presretanje.



Sl. 8.19. Šema raketa strategijske namene velikog dometa

Tabela 8.4.

naziv podataka	,atlas E“	,minitmen	,titan II“
dajina gađanja, km	10 000	10 000	16 000
startna težina, t	118	32	113,5
težina bojne glave, t	—	0,4	—
tip ubojnog punjenja, trotilov ekvivalent punjenja Mt t			
dužina rakete, m	nuklearno, 4	nuklearno, 2, 3, 5	nuklearno, do 10
prečnik tela, m	25	16,7	27,6
raspon horizontalnog stabilizatora ili krila, m	3	2, 1, 6	3
vrista motora:			
I stepen sa potiskom, t	4,9 po opstrujivaču	—	—
II stepen sa potiskom, t	RMTPM	RMCPM	RMTPM
III stepen sa potiskom, t	dva po 75	na sva tri stepena	jedan — 182
maksimalna brzina leta, km/sek	27	dva upravljačka po 140 — 550 kg	jedan — 45
sistem upravljanja	7,2	7,1	7,2
nalazi se u naoružanju ..	inercijalni	Inercijalni	inercijalni
start rakete	SAD	ratnog vazduhoplovstva SAD	ratnog vazduhoplovstva SAD
	sa površine zemlje	iz šahta	iz šahta

U raketni se koriste noseći rezervoari koji se sastoje od zavarenih sekacija čija debljina zidova ne prelazi 1 mm. Visina odseka rezervoara dostiže 18,2 m, a najveći prečnik je 3 m. Zapremina rezervoara oksidatora je oko 50.000 l, a rezervoara goriva — 30.000 l. Da bi rezervoari imali čvrstoću neophodnu pri transportu i čuvanju raket, u njima se stalno održava pritisak uvećan oko $0,7 \text{ kg/cm}^2$.

Namerava se da se u raketni primeni inercijalni sistem upravljanja, imun na smetnje protivnika. Uređaje u raketni napaja turbgenerator naizmenične struje koji radi sa osnovnim komponentama pogonske materije.

S obe strane tela raketne postavljena je bočna aerodinamička obloga, u čiji se prednji deo smešta elektronska oprema. Sistem upravljanja montiran je u srednje odseke pod bočnom aerodinamičkom oblogom.

Komore sagorevanja busteru prekrivaju se repnim delovima bočnih obloga.

Svi motori rade sa gorivom RP-1 i tečnim kiseonikom.

Gorivo RP-1 zahvaljujući malom sadržaju aromatičnih ugljovodona, ima veliku sagorljivost. Temperatura smrzavanja goriva je -40°C , a temperatura paljenja $+43^\circ\text{C}$.

Rezerva pogonske materije iznosi 80 t (30 t goriva i 50 t oksidatora).

Gorivo se uvodi u komoru sagorevanja turbopumpnim agregatom, a prethodno prolazi između spoljnog i unutrašnjeg zida komore. Svaki motor ima svoj turbopumpni agregat.

Za stavljanje turbopumpi u pokret koristi se pogonska materija osnovnih motora. Potrošnju goriva regulišu servomotori.

Pogonska materija se dovodi u komore sagorevanja kroz elastični spoj pod velikim pritiskom.

U pogledu propinjanja i skretanja na aktivnom delu, raketom se u letu upravlja okretanjem komora sagorevanja motora, a u pogledu bočnog nagiba — okretanjem upravljačkih motora u suprotne strane. Oni se otklanjavaju u dve ravni: u granicama 160° po ugлу skretanja i 120° po ugлу propinjanja.

Sem upravljanja raketom po bočnom nagibu, upravljački motori obezbeđuju tačno regulisanje momenta odvajanja osnovnih motora i zadatu brzinu leta.

Na taj način se raketom u letu na aktivnom delu putanje upravlja pomeranjem komora sagorevanja motora. Na pasivnom delu putanje raketni se ispravlja i stabilizuje.

Lansiranje raketni je vertikalno. Svi motori stavlju se u pokret na zemlji.

Prvo se stavljuju u pokret upravljački motori, zatim prekidač automatski stavlja u pokret dva motora prvog, a onda i drugog stepena.

Posle odgovarajućeg zaleta i odvajanja motora prvog stepena dolazi do daljeg povećanja brzine rakete do zadate vrednosti pomoću motora drugog stepena. Aktivni deo leta traje oko 6 minuta.

Kada upravljački motori i motor drugog stepena dovede određene brzine i pravac vektora brzine do predračunskih, telo rakete se, pomoću RMČPM, odvaja od nosnog konusa i razara pomoću posebnog punjenja. Parčad koja se pri tom stvaraju otežavaju radarskim stanicama da pronađu nosni konus. Odvojeni nosni konus leti po balističkoj putanji. Brzina i ugao ulaska nosnog konusa u atmosferu zavise od daljine leta.

Ubojno punjenje eksplodira pomoću upaljača podešenog za eksploziju u vazduhu ili na zemlji. Signal za eksploziju daje sistem navođenja. Za poslednje dve godine više puta su vršene probe tačnosti i daljine gađanja raketa „atlas“. Pri tome su se u procesu ispitivanja u konstrukciju rakete za sve vreme unosile izmene, usmerene na poboljšanje taktičko-tehničkih karakteristika.

Pri gađanju na daljinu od 8.000 km izvršeno je 14 lansiranja. Dobijeno odstupanje rakete od cilja nije tada prelazilo 3,2 km. Vojni stručnjaci smatraju da takva tačnost gađanja obezbeđuje potpuno uništenje cilja i primenom tačnijih sistema navođenja otpada neophodnost razrade još većih raketa i bojnih glava sa termonuklearnim punjenjem.

Vršena su takođe ispitivanja rakete „atlas“ sa poboljšanim nosnim konusom Mk3. Raketa je preletela 14.500 km, ali se na 30 sek pre pada zapalio nosni konus.

Namerava se da se daljina rakete „atlas“ poveća do 16.000 km.

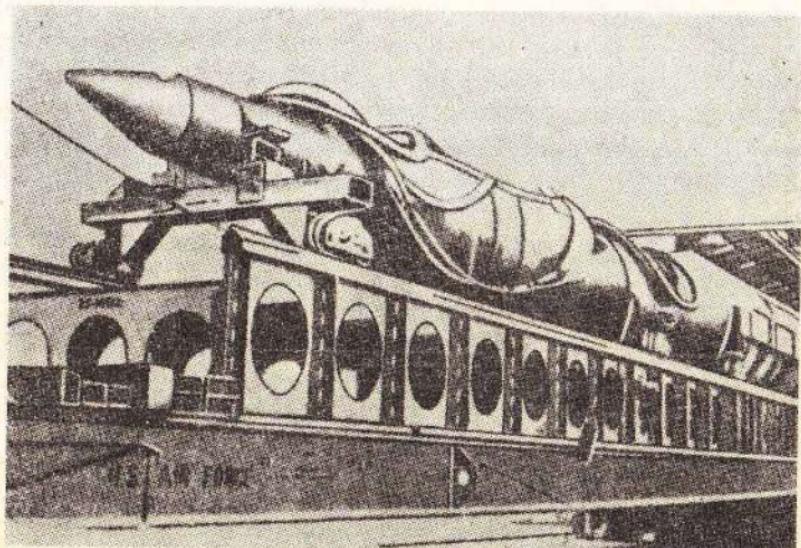
U nedostatke ove rakete spada njena glomaznost zbog velikih dimenzija, što je čini nepogodnom u borbenoj primeni.

Raketa „minitmen“ (sl. 8.20) je vodena trostepena međukontinentalna balistička raketa. Nalazi se u stadijumu dorade i ispitivanja. Sa dometom gotovo kao i kod raketa „atlas“ i „titân“, ona ima manje razmere, jednostavnija je za eksplotaciju, znatno je lakša i jeftinija u proizvodnji.

Raketa se sastoji od tri stepena sa motorima koji rade sa mešanom čvrstom kompozitnom materijom i nosnog konusa koji štiti od toploće.

Prvi stepen je cilindričan. Kao pogonska materija prvog stepena primenjuje se šipka izrađena od čvrstog kompozitnog pogonskog punjenja koje se sastoji od sopolimera polibutadijena i akrilne kiseline sa dodacima aluminijuma (gorivo) i perhlorata amonijuma (oksidator).

Šipka pogonskog punjenja izrađuje se livenjem; dužina šipke je 7,6 m, a prečnik 1,5 m. Oblik pogonskog punjenja i raspored po debljini svoda slojeva pogonske materije sa raznim brzinama gorenja uzeti su tako da se obezbedi ravnomerno i potpuno sagorevanje punjenja u komori.



Sl. 8.20. Opšti izgled rakete „minitmen“ na železničkoj platformi

Prvi stepen, kao i dva druga, završava se sa četiri obrtna mlaznika. Pomoću tih mlaznika upravlja se raketom na putanji.

Kretanje dva mlaznika gore-dole obezbeđuje upravljanje po elevaciji, u jednu stranu — upravljanje po kursu, a u različite strane — upravljanje po bočnom nagibu.

Svaki se mlaznik skreće posebnim hidropokretačem.

Prvi stepen se odvaja od rakete praktično trenutno usled naglog snižavanja pritiska u komori pri razaranju čepova, koji zatvaraju otvore u prednjem čeonom delu komore.

Drugi stepen rakete, kao i prvi, ima cilindričan oblik, ali manjeg prečnika.

Pogonska materija drugog stepena je takođe livena šipka od čvrste kompozitne pogonske materije, izradena na bazi poliuretana sa dodacima aluminijuma. Mehanizam za odvajanje drugog stepena rakete od trećeg analogan je mehanizmu za odvajanje prvog stepena.

Treći stepen rakete takođe je cilindričan. Njegovo telo se izrađuje spiralnim namotavanjem na okvir trake širine 2,5 cm. Ona se sastoji od „spiralaja“ (staklenog vlakna natopljenog epoksidnom smolom). Iznutra se zidovi tela pokrivaju materijom sličnom kaučuku i ispunjuvačem od aluminijum-oksida.

Takov prekrivač štiti telo u poslednjem trenutku (u toku poslednjih 0,3—0,5 sek) od dejstva visokih temperatura, kada sagoreva ostatak pogonske materije koja je priljubljena uz same zidove komore.

Pogonska materija trećeg stepena je nitroceluloza i nitroglycerin sa primesom aluminijumskog praha i perhlorata amonijuma.

Telo izrađeno od „spiralaja“ 10 puta je jeftinije nego od titana, a sem toga, ima veću granicu čvrstoće.

Treći stepen, kao i drugi i prvi, ima četiri obrtna mlaznika. Okretanje mlaznika omogućava da se raketni obezbede neophodna postojanost i stabilnost u letu.

Prednjem delu trećeg stepena prisajedinjuje se nosni konus Mk5 (ili Mk3), koji nosi ubojno nuklearno punjenje od 2 do 3,5 Mt. Konus Mk5 ima toplotno-zaštitni postepeno sagorivi prekrivač koji štiti ubojno nuklearno punjenje od dejstva visokih temperatura. Nosni konus sa ubojnim punjenjem odvaja se od trećeg stepena pomoću eksplozivnih zavrtnjeva. Po spoljnem izgledu konus Mk5 liči na Mk3, ali je malo zatupljen.

Na raketni „minitman“ primenjuje se inercijalni sistem upravljanja. Računarski uređaj u raketni koristi se kako za obradu podataka za vreme leta, tako i za predlansirnu proveru raketne. Izvor napajanja sistema upravljanja su srebrno-cinčani akumulatori, koji se automatski uključuju.

Kao što je rečeno, obrtni mlaznici svakog stepena su izvršni organi upravljanja i stabilizacije raketne u letu.

Inercijalni sistem upravljanja obezbeđuje raketni neophodnu tačnost navođenja, sigurnost u radu, dug rok čuvanja i srazmerno jeftinu izradu. Sistem upravljanja može da izdaje informaciju za proračun mesta gde se raketa u tom momentu nalazi i brzinu njenog leta. On je autonoman, ne podleže organizovanim smetnjama i ne demaskira se. U sistemu upravljanja koristi se trostepena žirostabilizovana platforma sa tri davača brzine koji su montirani na zajednički ram. U borbi raketni „minitmen“ može da se koristi u tri varijante:

- kao međukontinentalna sa gađanjem na 10.000 km, ako se koriste sva tri stepena;
- kao raketa srednjeg dometa sa gađanjem na 2.800 km, ako se koriste treći i drugi stepen;

— kao operativno-taktička pri gađanju na 800—1.000 km, ako se koristi samo treći stepen rakete.

Ali, takva univerzalnost komplikuje konstrukciju rakete, što povećava cenu proizvodnje.

Zahvaljujući primeni čvrste kompozitne pogonske materije, raketa „minitmen“ može dugo da bude u opremljenom stanju i pripremljena za lansiranje u toku jednog ili nekoliko minuta. Sve radnje u vezi sa pripremom rakete za lansiranje su mehanizovane.

Raketa „titân“ je vođena dvostepena međukontinentalna balistička raketa velikog dometa. Po taktičko-tehničkim karakteristikama, razmerama i težinskim podacima bliska je raketama „atlas“ i zato nema potrebe da se na njoj duže zadržavamo.

Strategijske rakete srednjeg dometa

Principijelne šeme nekih od tih raketa prikazane su na sl. 8.21.

Osnovni taktičko-tehnički podaci strategijskih raketa srednje daljine dejstva dati su u tabeli 8.5.

Razmotrićemo osobenosti uređaja tih raketa.

Osnovni taktičko-tehnički podaci balističkih raketa strategijske namene srednje daljine dejstva

Tabela 8.5.

naziv podataka	„polaris“	„tor“
daljina gađanja, km	2200	2500-3500
startna težina, t	12,7	50
težina bojne glave, t	0,45	0,9
vrsta ubojnog punjenja trolom ekvivalent punjenja, mln. t	nuklearno, 0,5; 1	nuklearno, 1-1,5; 4
dužina rakete, m	8,5	19,8
prečnik tela, m	1,37	2,4
lansiranje	sa podmornice, vertikalno RMČPM	sa otvorene pozicije, vertikalno Tri RMTPM: jedan marševski — 68 dva po 75
tip motora		
I stepen sa potiskom, t	45	
II stepen sa potiskom, t	9	
maksimalna brzina leta, km/sek	4,5	4,0
sistem upravljanja	inerцијални	inerцијални
nalazi se u naoružanju	ratna mornarica SAD	ratno vazduhoplovstvo SAD i Velike Britanije

Raketa „polaris“ je dvostepena vođena raketa srednjeg dometa; predviđena je za naoružavanje podmornica i brodova.

U stranoj štampi se govori da se raketa „polaris“ razrađuje u tri varijante: sa dometima 2.200, 2.800 i 4.600 km.

Telo raket je nosećeg tipa. U nosnom delu se nalazi nuklearno punjenje koje je od visokih temperatura u letu zaštićeno otopivim optikačima.

Pritisak u komori motora prvog stepena iznosi oko 70 kg/cm^2 , a u komori drugog stepena 35 kg/cm^2 . Komore sagorevanja motora imaju po četiri mlaznika sa gasnim kormilima. Mlaznici drugog stepena su od plastične mase sa umecima od vatrostalnog materijala u kritičnom proseku.

Ovo smanjuje težinu mlaznika za 30% u poređenju sa čeličnim.

Čvrsta pogonska materija oba motora je kompozitna i sastojaće se od poliuretana sa dodacima aluminijuma i perhlorata amonijuma (specifični impuls 245—250 sek/kg). Punjjenja se odvijaju neposredno u komorama sagorevanja.

Raketom se u letu upravlja preko mlaznika najpre prvog stepena, a zatim (posle odvajanja prvog stepena) drugog. Mlaznici su spojeni pomoću šarnirske veze i ugrađeni u komoru sagorevanja posredstvom gipkog spoja. Takav spoj obezbeđuje stvaranje momenta upravljanja okretanjem mlaznika.

Motor drugog stepena ima reversere potiska koji obezbeđuju njegovo isključivanje kada rakaeta dostigne zadatu brzinu. Reverseri su mlaznici usmereni na suprotnu stranu u odnosu na osnovne mlaznike i na taj način prilikom rada smanjuju potisak motora. Motor prekida rad 50 sek posle otvaranja reversivnih mlaznika. Reverseri regulišu konačnu brzinu raket u granicama do 10 m/sek.

Sl. 8.21. Šema raket strategijske namene srednjeg dometa

Raketom se u letu upravlja pomoću autonomnog inercijalnog sistema koji se nalazi u njoj.

Razrađuju se raket „polaris A-2 i polaris A-3“ sa dometima 2.800, odnosno 4.600 km. Ovi dometi dobiće se dodavanjem pogonske ma-

terije u motor prvog stepena, smanjivanjem težine rakete primenom plastičnih masa i povećavanjem specifičnog impulsa pogonske materije.

Smatra se da glavno naoružanje atomske podmornice klase „etan alen“ sa 6.900 bruto registarskih tona, treba da budu rakete „polaris“. Prepostavlja se da će na svakoj podmornici biti po 16 raketa. Istim raketama biće naoružane atomske podmornice tipa „lafajet“ sa istisnućem vode do 7.000 t.

Raketama „polaris“ koristiće se ne samo ratna mornarica već i ratno vazduhoplovstvo SAD za gadanje iz baza koje se ne nalaze van granica SAD.

Izučava se, takođe, pitanje lansiranja raketa sa železničkih platformi, samohodnih zemaljskih uređaja i rečnih brodova.

Raketa „tor“ je jednostepena vođena balistička raketa srednjeg dometa sa motorom koji radi sa tačnom pogonskom materijom.

Veći deo tela rakete zauzimaju rezervoari pogonske materije. U donjem delu tela nalaze se marševski motor i dva upravljačka motora. Nad rezervoarima goriva smešteni su uređaji za navođenje i žirostabilizovana platforma, zatim ide bojna glava sa nosnim konusom. Nosni konus ima pokrivač zaštite od toplove da bi se sprečilo pregrevanje pri ulasku u gусте slojeve atmosfere sa nadzvučnim brzinama.

Sistem upravljanja se nalazi u gornjem delu raketa i zahvaljujući tome udaljen je od izvora vibracija motora.

Uređaji sistema upravljanja vezani su sa organizma za upravljanje pomoću kabla položenog duž rakete.

Rezervoar sa gorivom smešten je nad rezervoarom sa oksidatorom. Ukupna dužina odseka pogonske materije je oko 12,5 m. Rezervoari rakete su noseći.

Donji deo tela rakete je cilindričan, a gornji konusan.

U donjem delu se nalaze energetski uređaji, četiri loptasta rezervoara sa komprimiranim azotom, rezervoari pogonske materije upravljačkih motora, gasogenerator, turbopumpna grupa i deo marševskog motora. Telo rakete se završava čvrstim dnom sa otvorom za komoru sagorevanja marševskog motora. Na tom istom dnu postoji i šest otvora, a četiri pod centrirajućim svornjacima startnog stola. Svornjaci istovremeno služe i kao oslonci, koji pričvršćuju raketu za lansirni sto. Svaki oslonac može da izdrži opterećenje do 1/6 celokupne težine rakete (sa uračunanjem bočnog vetra).

U poslednje modele raketa ugrađen je RMTPM koji razvija potisak od 75 t. Motor je ugrađen na kardanski zglob. Gornji deo mu je nepokretan, montiran u skelet od (čeličnih) cevi, kroz koje se

prenosi naprezanje od motora na telo rakete. U gornjem delu se nalaze gasgenerator, turbopumpni agregat i pomoći elementi.

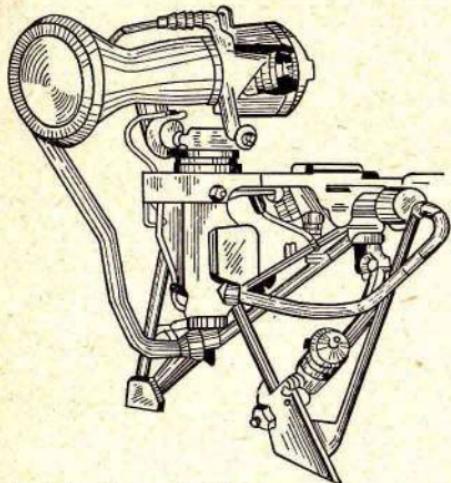
Pogonska materija je laka ugljovodonična frakcija RP-1, sa malim sadržajem aromatičkih ugljovodonika, čija je tačka ključanja 193—274°C.

Pogonsku materiju u motor uvodi turbopumpna grupa. Turbinu pokreće gasni mlaz iz gasgeneratorskog reaktora i razvija snagu od 2.500 KS.

Pogonska materija se dovodi u turbopumpnu grupu slobodnim tokom pod malim dopunskim pritiskom, koji se u rezervoarima stvara pomoću sabijenog azota. Azot dolazi u rezervoare preko redukcionog ventila iz balona visokog pritiska, smeštenih u donji deo tela rakete. Gasgeneratorski uredaj radi sa osnovnom pogonskom materijom raketnog motora. Izduv iz turbopumpe ostvaruje se kroz mlaznik koji je smešten pored komore sagorevanja.

Komora sagorevanja je cilindrična i završava se otvorom. Taj otvor prelazi u mlaznik koji se širi. Prečnik izlaznog otvora mlaznika iznosi oko 1 m. Unutrašnja površina mlaznika malo je ugnuta. Pogonska materija gori, uglavnom, u cilindričnom delu komore. Uzimajući u obzir visoku temperaturu i znatan unutrašnji pritisak, za izradu komore upotrebljava se legura nikla otporna na toplotu.

Komora sagorevanja se izrađuje od niklenih cevi prečnika 11 mm raspoređenih po dužini. U poprečnom preseku cevi imaju pravougaoni oblik, a površina preseka im se manja od najveće na kraju cevi kod mlaznika — do najmanje kod otvora.



Sl. 8.22. Upravljački motor rakete „tor“

Komora sagorevanja se hlađi cirkulacijom goriva kroz niklene cevi od kojih se ona i sastoji.

Zahvaljujući skretanju pokretne komore sagorevanja obezbeđuje se gruba stabilizacija rakete samo na početnom delu leta. Tačnu stabilizaciju na većem delu putanje, tj. u odnosu na osu obrtanja i izvođenja rakete na datu putanju pri dатoj brzini, ostvaruju dva mala upravljačka motora (sl. 8.22).

Upravljački motori su smešteni s obe strane mlaznika glavnog motora i pričvršćuju se za cevasti ram ispod obloge koja zatvara osnovu leta.

Kao i marševski motor, upravljački su učvršćeni na kardanske zglove. Za obezbeđivanje stabilizacije rakete po uglu bočnog nagiba komore sagorevanja upravljačkih motora mogu da se okreću u granicama 120° , a za stabilizaciju po uglu propinjanja do 60° .

Upravljački motori uključuju se pri lansiranju pre paljenja glavnog motora.

Sistem upravljanja rakete „tor“ je inercijalni sa radiokorekcijom. Ovaj sistem ima inercijalnu stabilizovanu platformu koja ima tri stepena slobode. Elementi stabilizacije smešteni su u telo kardanskog zgloba.

Sklop sistema vođenja uključuje tri kardanska zgloba sa tri lebdeća žiroskopa, i tri integrirajuća akcelerometra (po jedan integrator za daljinu, kurs i propinjanje).

Na tri kardanska prstena stavljeni su pribori za određivanje obrtnog momenta, računarski uređaj, selsini i potenciometri.

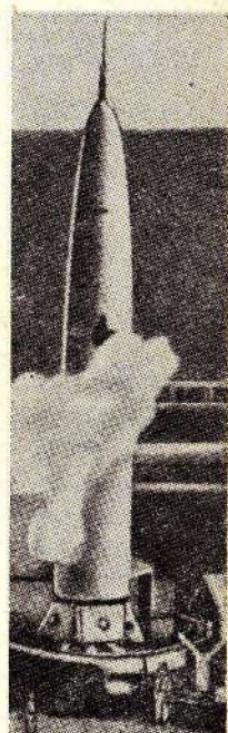
Podaci žiroskopa i akcelerometra prenose se u računarski uređaj preko vodova. Računarski uređaj je zatvoren u čvrsto pričvršćenu kutiju u kojoj se nalazi s njim vezan pomoćni elektronski uređaj. Uredaj sistema upravljanja smešta se u nosni deo rakete.

Namerava se da se kao rezervna varijanta u raketni koristi sistem vodenja radarskog tipa. U tom sistemu će se primenjivati zemaljska radarska stanica, elektronski uređaj i računarske mašine.

Za primenu rakete „tor“ za lansiranje potrebno je 15 minuta.

Proces lansiranja je automatizovan i može praktično da se zaustavi u bilo kom momentu pre odvajanja rakete od lansirnog stola. Lansiranje rakete „tor“ prikazano je na sl. 8.23.

Bojnim raketama „tor“ naoružano je ratno vazduhoplovstvo V. Britanije. Svaka vojna baza ima po pet eskadrila, a svaka od njih ima u naoružanju po tri rakete. One mogu da se lansiraju istovremeno. Lansirni položaji u svim bazama su otvorenog tipa.



Sl. 8.23. Lansiranje rakete „tor“ sa lansirne rampe

O razradama strategijskih raketa malih dimenzija

Od 1960. godine u SAD počeli su radovi na stvaranju strategijskih raketa malih dimenzija.

Razmotreno je dvadesetak projekata raketa pod nazivom „midžetmen“. Šest projekata od svih podnetih, biće uzeto u razradu.

Po taktičko-tehničkom zadatku raketa „midžetmen“ treba da ima dužinu 9 m i težinu 11 t. Ukupna težina lansirnog sistema (sa raketom) ne sme da prelazi 23 t. Radi postizanja proračunskog dometa 13.000 km — namerava se da se raketa razradi po trostepenoj šemi. Kao pogonske materije u raketni treba da budu čvrste komponente pogonske materije, koje obezbeđuju specifični impuls od 300 kg sek/kg.

Radi se, takođe, na stvaranju rakete manjih dimenzija sa RMTPM koji radi sa stabilnim komponentama pogonske materije. Ovaj motor treba da obezbedi domet jednak dometu međukontinentalnih raketa.

Proučava se, takođe projekat trostepene rakete manjih dimenzija „mijurok“ sa RMČPM. Ona treba da bude za 24% lakša od raket „minitmen“ i za 37% kraća od nje. Pogonska materija za raketu treba da bude takva, da se obezbedi potpuno sagorevanje punjenja. Uprošćava se sistem paljenja punjenja u drugom i trećem stepenu rakete.

Po izjavama inostranih vojnih stručnjaka, raketu manjih dimenzija velikog dometa biće raketne treće generacije koje treba da uđu u naoružanje u periodu 1965—1975. godine.

§ 8.6. VODENE RAKETE SISTEMA PVO I PRO

Vođene rakete sistema PVO i PRO, kao što je već rečeno, ulaze u vrstu „zemlja-vazduh“.

Napomenemo da PVO treba da obezbedi odbranu od sredstava napada iz vazduha: avijacije, balističkih raketa i bespilotnih aviona vrste „zemlja-zemlja“ i vođenih raketa vrste „vazduh-zemlja“. Ove zadatke, po pravilu, rešavaju vođene rakete „zemlja-vazduh“.

Zadatak PRO sastoji se u tome da organizuje odbranu od balističkih raketa i bespilotnih aviona srednjeg i daljnog dejstva. Ova odbrana treba da uništava balističke rakete pri njihovom lansiranju ili na aktivnom delu putanje. Ako se to ne može uraditi, teži se uništavanju rakete na srednjem delu putanje. Uništavanje vazdušnih ciljeva (balističkih raketa i bespilotnih aviona) sredstvima PRO posle njihovog ponovnog ulaska u atmosferu, iznad cilja, nije poželjno. Zato se u nizu zapadnih zemalja radi na stvaranju takve PRO koja bi osigurala uniš-

tenje protivničkog raketnog oružja pre prestanka rada motora ili pre odvajanja bojne glave od pogonskog stepena rakete.

Vrše se istraživanja da se stvori nov sistem PRO po projektu „defender“ („zaštitnik“), predviđen za borbu protiv strategijskih raket velikog dometa i veštačkih zemljanih satelita. U kompleksu „najk-ajaks“ koriste se sve tehničke novine razrađene po projektu „defender“. Na primer, raka „sprint“ namenjena za zaštitu vojnih objekata (podzemnih baza, balističkih raket, komandnih mesta viših štabova i državnih organa), proračunata je za presretanje cilja na visinama 30—50 km. Sistem „mauler“ koji se razrađuje namenjen je za uništavanje aviona, bespilotnih aviona i nevođenih raket tipa „litl džon“ i „onist džon“. Ceo sistem „mauler“ sa 12 raket montira se na transporter; raka se navodi na cilj pomoću radarskog sistema samonavodenja.

Radi se na stvaranju sistema PRO „fabmids“ za zaštitu trupa kopnene vojske od raket operativno-taktičke namene a takođe se razrađuju projekti „tajfun“, i „midas“ i dr. Pomoću sistema „midas“ odbrana će biti upozoravana o naletu raket u beležavanjem infracrvenog zračenja strategijskih raket u momentu njihovog lansiranja sa velikih udaljenosti.

Danas se u nizu zemalja razrađuje i ispituje nekoliko varijanti konstrukcija raket za opremanje sistema PVO i PRO. Šeme nekih raket prikazane su na sl. 8.24.

Osnovni taktičko-tehnički podaci tih raket dati su u tabeli 8.6.

Sve rakte imaju buster koji omogućava brzo dostizanje neophodne brzine pri lansiranju, da bi se što pre susrele sa ciljem. Sem toga, sve rakte, zahvaljujući velikim brzinama leta imaju najpogodniji oblik, u balističkom pogledu. Visinski domet omogućava im da gadaju sve protivničke avione koji lete u gušćim slojevima atmosfere.

Najveća kosa daljina leta raka koja se menja u granicama 120, 360 i 800 km, omogućava vođenje borbe sa letećim bojnim glavama raket na bezopasnom odstojanju od branjenog objekta.

Obično se PAR ne lansiraju vertikalno, već pod nekim uglom, da ne bi buster (posle odvajanja) pao na lansirni položaj.

U sistem vođenih raket „zemlja-vazduh“ ulaze: raka, lansirne rampe, uređaj za vođenje rakte, sredstva veze i drugi agregati. Razmotrićemo osobenosti konstrukcije tih raket.

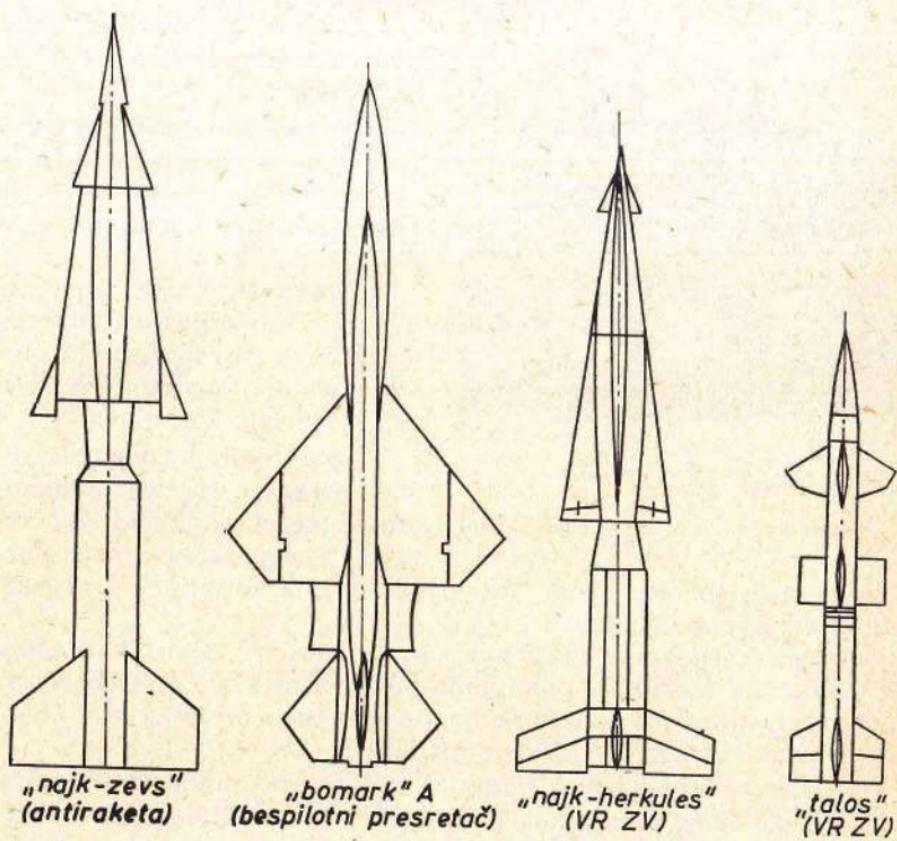
Antiraketa „najk-zevs“ ima tri dela: buster, marševski motor i bojnu glavu.

Tabela 8.6.

Osnovni taktičko-tehnički podaci antiraketa PAR i bespilotnih preverata

naziv podataka	,najk-zevs“	,najk-herkules“	,stalos“	,houk“	,,bomark V“
najveća kosa daljina gađanja, km	iznad 360	oko 120	oko 120	40	800
domet po visini (borbeni), km	iznad 30	iznad 30	iznad 27	0,003 – 18	30
startna težina (sa busterom), t	18,16	2,26	3,18	0,58 (bez buster)	7,26
najveća brzina leta m. sek M _a > 4	M _a > 3,35	M _a = 2,5	M _a > 2	M _a = 3,8	
bojna glava	nuklearna ili termonuklearna	nuklearna	klasična ili nuklearna	nuklearna	
sistem vođenja	radarski	radarski	po snopu i radarski	poluaktivni i radarski	radarski radio-komandni
tip motora	RMČPM	RMČPM	RMČPM + NaM	RMČPM	RMČPM + NaM
dužina raket:					
bez busterom, m	12,5	8,1	–	5,04	–
sa busterom, m	19,8	–	8,15	–	14,7
prečnik:					
rakete, m	–	0,8	0,76	0,35	0,88
busterom	1,5	–	–	–	–
raspon krila, m	–	2,3	2,84	1,22	–
nalazi se u naoružanju	KoV SAD	KoV SAD	ratne mornarice SAD	KoV i vomorske pešadije	ratnog vazduh. SAD i Kanade
tip rakete	antiraketa	PAR	PAR	PAR	bespilotni pre-sretač

Buster (prvi deo) je prilično jednostavne konstrukcije, pogonska materija je čvrsta, a mlaznik je od plastične mase (spoljni izgled dat je na sl. 8.25).



Sl. 8.24. Šema raketa koje se nalaze u sistemu PVO i PRO

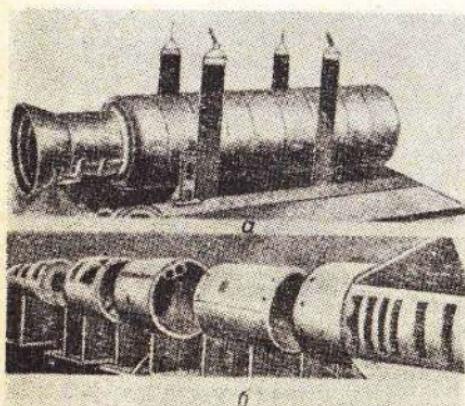
Stabilizator buster-a sastoji se od krstasto raspoređenih površina i vrši samo funkciju stabilizacije; u aktivnom upravljanju rakete stabilizator ne učestvuje. Izrađen je od legure aluminijuma sa toplotno-izolacionom oplatom.

Buster radi 5 sek. i razvija potisak (u poslednjim modelima) do 250 t.

Marševski motor (drugi deo) izrađuje se u obliku sekcija.

Trouglaste, krstasto raspoređene površine, stabilizuju raketu u letu.

Bojni (treći) deo u konstrukcijom pogledu je sličan drugom delu i sastoje se od četiri sekcije. U nosnom delu nalaze se aerodinamička kormila koja upravljuju letom rakete u atmosferi. Van atmosfere upravlja se pomoću mlaznika smeštenih u aerodinamička kormila.



Sl. 8.25. Osnovni delovi antirakete „najk-zevs“:

a — buster (I deo); b — marš motor i bojna glava (II i III deo)

Dalje je smešten hidraulični sistem upravljanja kormilima i, najzad, bojno atomsko punjenje*.

Raketa „najk-zevs“ lansira se sa stacionarnih lansirnih uređaja. Svi radovi na lansirnim položajima su mehanizovani. Namerava se da se rakete smeste u podzemne hodnike — jame prečnika oko 4,6 m. Sve ovo zahteva prilično složene uređaje.

Rakete se upravljaju i vode na cilj pomoću radarskih stanica. Principijelna šema presretanja balističkih raketa daljinjeg dejstva prikazana je na sl. 8.26.

Suština tog presretanja sastoji se u sledećem.

1. Prema podacima ROS „BMEWS“ ili po komandi centra za upravljanje PVO baterija raketa „najk-zevs“ dovodi se u borbenu spremnost i njene ROS počinju da rade.

2. Radar za pronalaženje sa daljinom dejstva do 1.600 km, pronalazi cilj u zadatom sektoru. Za ovo traženje troši se do 20 sek. Radar za pronalaženje daje podatke o cilju svakih 6 sek. Prema tome, za 20

U osnovi trećeg stepena nalaze se sistemi vođenja i izvori napajanja.

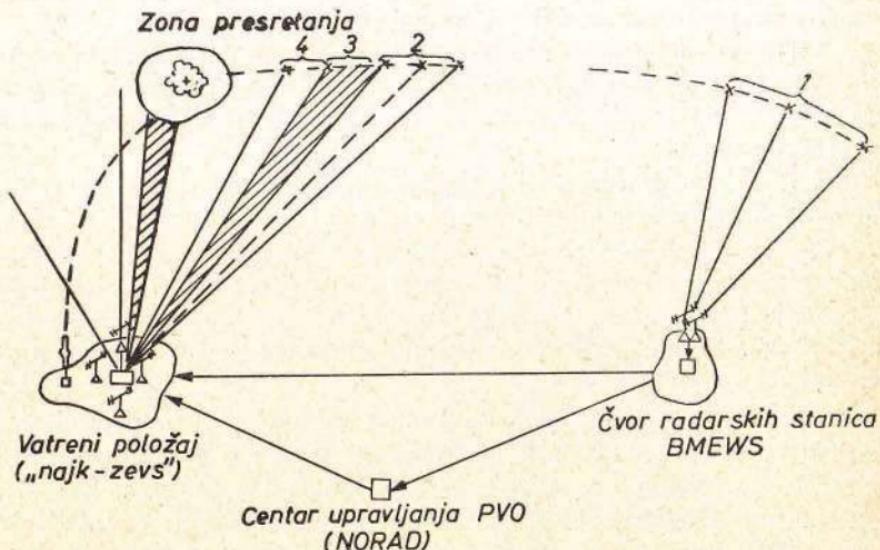
Sa spoljne strane leta montirani su opstruživači u koje su postavljene antene za vezu sa zemaljskim sistemom upravljanja.

Ispred sistema vođenja nalazi se hidraulični energetski agregat (sa gasgeneratorom čvrste pogonske materije) sistema za upravljanje kormilima.

Iznad hidrauličnog energetskog agregata smešten je motor trećeg stepena koji radi sa čvrstom pogonskom materijom.

* Za transport i radi pogodnosti u borbenoj upotrebi dtugi i treći stepen rakete se posle montaže prekrivaju spolja toplotno-izolacionim slojem.

sek mogu se napraviti dva do tri obeležavanja radi određivanja položaja cilja. Ova obeležavanja radara za osmatranje automatski se prenose u elektronsko-računarsku mašinu, a zatim na radar za identifikovanje.



Sl. 8.26. Principijelna šema presretanja balističke rakete daljnog dejstva:

1 — otkrivanje rakete radarskom stanicom BME WS; 2 — otkrivanje rakete radarskom stanicom sistema „najk-zevs“; 3 — identifikovanje rakete; 4 — određivanje putanje ubojnom delu rakete

3. Po obeleženim podacima elektronsko-računarska mašina daje podatke o konačnom delu putanje rakete — cilja koji se automatski uvode u računarski uređaj radara za navodenje. Ovaj uređaj izračunava zonu presretanja, određuje neophodan broj raketa „najk-zevs“ za uništenje cilja, zatim uključuje automatski sistem pripreme tih raketa za lansiranje i radar za praćenje cilja.

4. Radar za identifikovanje cilja, prema podacima radara za osmatranje, izdvaja bojnu glavu rakete koja leti među lažnim ciljevima. Elektronska računarska mašina upoređuje putanju pronađenog cilja sa etalonskim putanjama i bira stvarni cilj.

5. Identifikovanje ciljeva u sistemu „najk-zevs“ zasnovano je na upoređivanju karakteristika eho-signala sa poznatim karakteristikama različitih objekata, uvedenih u blok pamćenja elektronske računarske mašine. Na osnovu poređenja po metodi isključivanja lažnih informacija, izdvajaju se podaci stvarnog cilja.

Za identifikovanje cilja troši se do 30 sek; za to vreme elektronska računarska mašina može da izvrši do 100 hiljada operacija.

Sa radara za identifikovanje podaci se prenose u elektronsku računarsku mašinu osmatranja koja daje tačne podatke putanji bojne glave rakete, za što je potrebno još 10—12 sek. Za to vreme radar za osmatranje može da zabeleži još dva puta položaj rakete.

Tačni podaci o putanji bojne glave dolaze u računarski uređaj radara za vođenje koji još jednom daje tačne podatke ranije izvršenih proračunavanja. Zatim, računarski uređaj automatski uključuje radar za praćenja cilja.

6. Radar za praćenje cilja automatski „zahvata“ cilj i neprekidno određuje njegove koordinate.

Podaci radara za praćenje uvode se u računarski uređaj za vođenje koji izračunava vreme leta, putanju bojne glave rakete, tačku njenog aktiviranja i u izračunatom trenutku izdaje signal za lansiranje rakete „najk-zevs“. Prema ovoj komandi pali se motor prvog stepena (ubrzač) rakete „najk-zevs“.

Posle lansiranja rakete „najk-zevs“ u računarskom uređaju sistema vođenja uporeduju se koordinate bojne glave rakete sa izrađenim programom leta rakete.

Na osnovu ocene odstupanja rade se komande za upravljanje letom rakete „najk-zevs“ do momenta njenog izvođenja u zadati rejon presretanja cilja.

U momentu izlaska rakete u rejon presretanja računarski uređaj za vođenje daje signal za eksploziju nuklearnog punjenja.

Praksa je pokazala da je za pripremu rakete „najk-zevs“ za lansiranje, paljenje i izlazak u rejon presretanja potrebno do 100 sek.

Na taj način je za izvršenje čitavog kompleksa operacija za presretanje i uništavanje bojne glave rakete koja ima brzinu do 8 km/sek, sistemu „najk-zevs“ potrebno 2 min i 40 sek. Za to vreme bojna glava rakete preći će odstojanje od 1.300 km.

Bojna glava rakete se presreće i uništava na završnom delu putanje na visini 40—80, pa čak i 100 km.

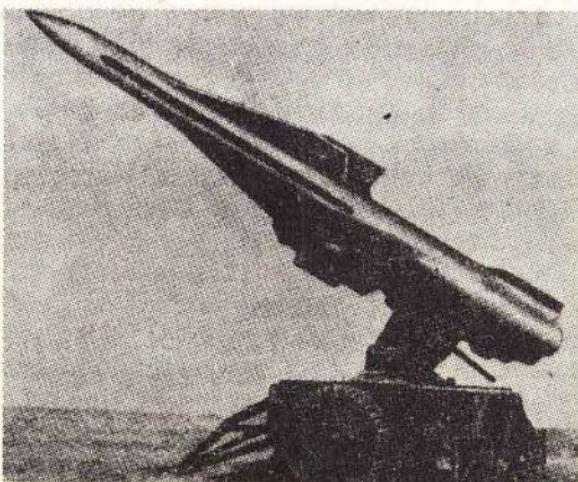
Napomenućemo da se druge rakete upravljaju i vode praktično po ovakvoj istoj šemi.

Planira se da se raketa „najk-zevs“ usvoji u naoružanje za teritorijalni PRO sistem.

Vođena raketa „zemlja-vazduh“ „houk“ namenjena je za borbu sa bespilotnim avionima koji nisko lete i taktičkim raketama.

Raketa se sastoji od bojne glave, tela sa krstasto raspoređenim repnim površinama i bustera sa stabilizatorom.

Raketa se lansira sa lake lansirne rampe koju prevozi automobil (sl. 8.27). Ta rampa dozvoljava gađanje u pokretu, zbog čega će se



Sl. 8.27. Lansiranje rakete „houk“ sa lansirne rampe

čitav raketni sistem primeniti za zaštitu trupa u pokretnim oblicima borbe.

Pri lansiranju prvo stupa u rad buster koji omogućava da raketa postigne nadzvučnu brzinu. Na sledećem delu putanje raketa leti pod dejstvom sile potiska koju razvija marševski motor.

Istovremeno sa uređaja mogu da budu lansirane tri rakete sa izvesnim intervalom (sl. 8.28).

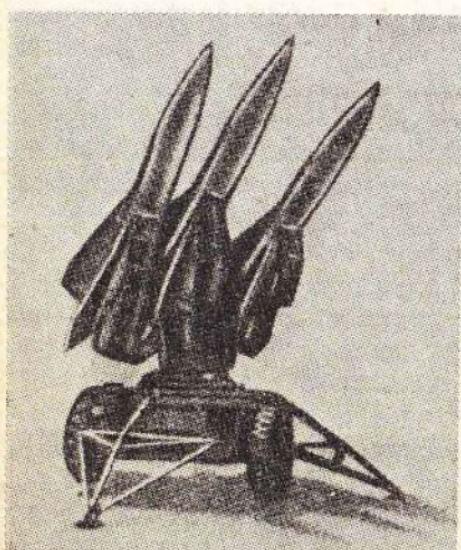
Ugao nagiba rampe može da se menja od 0° do 80° .

Raketa se po azimutu i elevaciji navodi automatski pomoću dva energetska pokretača kojima se upravlja sa stanice za upravljanje.

Pri silasku sa lansirne rampe raketa se izvodi nešto iznad cilja koji se gađa.

Posle određivanja daljine uključuje se glava samonavođenja i po komandama sa uređaja u raketni dolazi do njenog približavanja cilju.

Na lansirnom položaju rakete se pokrivaju navlakama koje se pune vazduhom. Pri tome je dozvoljeno lansiranje rakete bez skidanja navlake.



Sl. 8.28. Raketa „houk“ na lansirnoj rampi

Danas se radi na usavršavanju rakete „houk“ kako bi se primenila kao antiraketa za presretanje taktičkih raketa.

Nova varijanta sistema PRO zove se „super houk“. U tom sistemu se koristi specijalna radarska stanica daljnog otkrivanja i brze elektronske računarske mašine za pokazivanje cilja u upravljanje presretanjem. Raketa je namenjena za borbu protiv raketa operativno-taktičke namene.

U zaključku treba reći da još nisu stvorenii efikasni PRO sistemi, a prema tome i sredstva odbrane od međukontinentalnih balističkih raketa ostaju malo efikasna.

§ 8.7. RAKETNO ORUŽJE VAZDUŠNE BORBE

Raketno oružje vazdušne borbe, ili vazduhoplovno raketno oružje, deli se po nameni na:

- raketno oružje vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“;
- raketno oružje vrste „vazduh-zemlja“.

Raketno oružje vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“

Raketama vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“ naoružani su tzv. lovci-presretači za dejstvo po svakom vremenu. Ovi avioni su opremljeni priborima koji omogućavaju traženje protivnika u vazduhu i vođenje borbe s njim noću i u složenim meteorološkim uslovima van vidljivosti cilja.

Rakete vrste „vazduh-vazduh“, u početku nevodene, a zatim vođene, potpuno su istisle streljačko oružje i avionske topove.

Osnovni taktičko-tehnički podaci o raketama vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“ dati su u tabeli 8.7.

Preim秉stvo raketnog oružja vazdušne borbe sastoje se u tome što ima jača bojna punjenja nego avionski topovi. Sem toga, rakete, naročito vodene, poseduju dobru tačnost navođenja, što povećava verovatnoću uništavanja vazdušnih ciljeva protivnika.

Nevodene rakete vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“ obično se sastoje od bojne glave sa upaljačem, tela sa RMČPM i krstasto rasporedenog stabilizatora koji se pričvršćuje na repni deo tela.

Bojna glava je fugasna ili parčadna, a u nekim raketama nuklearna. Fugasno dejstvo punjenja zasnovano je na uništenju cilja vazdušnim talasom, a parčadno — na mehaničkom uništenju najvažnijih elemenata gađanog cilja pomoću parčadi.

Nevodenim raketama gađa se sa aviona pomoću radarskog nišana. Zahvaljujući njemu pilot može da gađa cilj nezavisno od uslova vidljivosti. U celini, nevodenе rakete su dovoljno moćno i efikasno oružje vazdušne borbe.

Tako, na primer, raka „majti maus“ kalibra 70 mm, težine 8,5 kg i dužine 1,2 m, lansira se na cilj sa daljine od 2 km i više. Radi sigurnog uništavanja cilja primenjuje se plotunska vatra od 12 raket.

Na avion lovac smešta se u specijalni kontejner iz koga se lansiraju raket. Na svaki avion se postavljaju ukupno 24 raket.

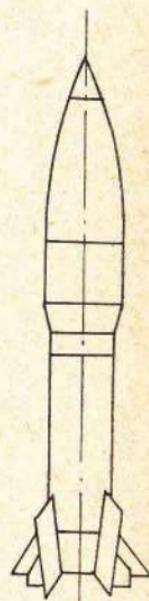
Avion se navodi na cilj pomoću zemaljskih radarskih stanica, a izlazi na polazni položaj za napad i nišanje pomoću svog radarskog nišana.

U nevodenoj raket „džini“ (sl. 8.29) bojna glava je nuklearna; trotilov ekvivalent punjenja dostiže 2 Kt. Cilj se uništava na daljini do 2,4 km. Težina raket je 450 kg, dužina 2,4 m prečnik 0,37 m, raspon krila 0,6 m; motor je sa čvrstom pogonskom materijom.

Međutim, nevodenе rakete vrste „vazduh-vazduh“ imaju bitan nedostatak — nemoguće je korigovati njihov položaj u prostoru u periodu približavanja cilju.

Ovaj nedostatak nevodenih raket uslovio je pojavu vođenih koje imaju veliku tačnost gađanja.

Vodene rakete vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“ razlikuju se međusobno po težini, raz-



Sl. 8.29. Šema nevodenе rakete „džini“

Tabela 8.7

Osnovni taktičko-tehnici podaci raketa vazdušne borbe vrste „vazduh-vazduh“

naziv podataka	n e v o d e n e		v o d j e n e			
tip rakete	,maju maus“	,džini“	,folkon“	,sajdvinder“	,sparau III“	,fajerstrick“
jednostepena	jednostepena	jednostepena	jednostepena krilata	jednostepena krilata	jednostepena krilata	jednostepena krilata
startna težina, kg	8,5	450	50	76	173	136
bojna glava	klasična	nuklearna	klasična ili nuklearna	parčadno-fugasna	parčadno-fugasna	klasična
težina bojne glave, kg	1,6	—	—	22	—	—
daljina leta, kg	2	2,4	8	5,5	10–12	8
brzina leta, km/sek	0,8	—	0,6	0,6	0,8	0,7
plafon aviona-nosača, km	18	18	18	21	15	—
dužina rakete, m	1,2	2,4	2	3	3,6	3
prečnik rakete, m	0,07	2,37	0,16	0,11	0,22	0,20

raspon krila, m	0,35	0,6	0,5	0,7	1,0	—
sistem upravlja- nja	nema; niša- njenje radar- skim nisanom aviona	nema; niša- njenje avion- skim sistem- om upravlja- nja vatrom	po radarskom snopu, infra- crveni sistem samonavode- nja	infracrveni si- stem samona- vodenja	po radarskom snopu, polu- aktivni sistem samonavode- nja	infracrveni si- stem samona- vodenja
u kakovom se sta- nju nađazi	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju
motor	RMČPM	RMČPM	RMČPM	RMČPM	RMČPM	RMČPM
način lansiranja	sa aviona no- sača plotuni- ma po 12 ko- mada	sa aviona no- sača	sa aviona no- sača	sa aviona no- sača	sa aviona no- sača	sa aviona no- sača

merama, aerodinamičkoj šemi, tipu motora, sistemu upravljanja itd.

Vodene rakete imaju aerodinamički izduženi oblik, sa krilima smeštenim na telo radi stvaranja dela sile uzgona i sa kormilima upravljanja koja okreću raketu oko centra težišta.

Telo rakete, po pravilu, deli se na sekcije, u kojima se nalaze motor sa čvrstom pogonskom materijom, sistem upravljanja i bojno punjenje sa nekontaktnim upaljačem.

Pribori sistema upravljanja obezbeđuju dovoljno tačno vođenje rakete na cilj, mada se greške nišanjenja i manevrisanja aviona protivnika pri tome ne isključuju potpuno.

Raketa se vodi na cilj pomoću sistema samonavođenja, kada se rakaeta približava cilju bez uređaja na samom avionu koji je lansirao raketu.

Sem sistema samonavođenja, primenjuju se i drugi koji se smeštaju kako na avione, tako i na same rakete.

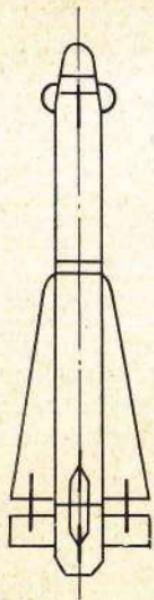
Raketa „folkon“ je tipični model vođene rakete vazdušne borbe kojom su naoružani avioni-presretači za dejstvo po svakom vremenu. Ova rakaeta može da se lansira na vazdušni cilj sa daljine do 8 km; duga je 2 m, prečnik tela joj je 0,16 m, težina 50 kg i raspon krila 0,5 m. Mala težina i dimenzija čine raketu „folkon“ dovoljno pogodnom za borbenu primenu. Razrađeno je nekoliko varijanti te raket (sl. 8.30) koje se razlikuju samo po glavama samonavođenja (toplote, radarske).

Da bi sigurno uništili vazdušne ciljeve, avioni-presretači za dejstvo po svakom vremenu naoružavaju se sa nekoliko varijanti raket „folkon“ sa različitim glavama samonavođenja.

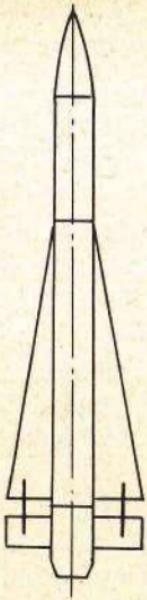
Raketa „sparou III“ ima kombinovan sistem navođenja. U prvom trenutku letom rakaete se upravlja pomoću avionskog uređaja; rakaeta se dalje približava cilju pomoću radarske glave samonavođenja. Raketom „sparou III“ cilj se uništava sa daljine 10—12 km. Raketa je teška 173 kg, dužina joj je 3,6 m, prečnik 0,22 m, a raspon krila 1 m (sl. 8.31). Zbog srazmerno velike težine i dimenzija nepogodna je za primenu u borbi.

Na raketama vrste „vazduh-vazduh“ koristi se raketni motor sa čvrstom pogonskom materijom.

Raketa se sa aviona lansira sa specijalno opremljenih lansirnih uređaja sa nepokretno pričvršćenim usmerivačima raznih konstrukcija.



Sl. 8.30. Šema vodene rakete „tolkon“ sa raznim glavama samonavodenja



Sl. 8.31. Šema vodene rakete „sparou III“

Raketno oružje vrste „vazduh-zemlja“

Za podršku trupa kopnene vojske i uništavanje sporopokretnih i nepokretnih ciljeva protivnika, lovci-bombarderi su naoružani nevođenim i vođenim raketama vrste „vazduh-zemlja“. Ti ciljevi se obično gađaju sa malih visina i pri velikoj brzini leta.

Dosta velika tačnost gađanja raketama ove vrste omogućava da se lovci-bombarderi primenjuju u malim grupama i pojedinačno.

U inostranim armijama usvojeno je u naoružanje nekoliko tipova raket vrste „vazduh-zemlja“; taktičko-tehnički podaci nekih od njih navedeni su u tabeli 8.8.

Nevođena raka „zuni“ namenjena je za naoružavanje lovaca i lovaca-bombardera. Ona može da uništava zemaljske (na vodi) ciljeve na daljinu do 9 km. Raketa je teška 50 kg, duga 2,7 m, a prečnik joj je

0,127 m (sl. 8.32). Bojna glava je parčadno-fugasna, motor je sa ČPM, telo cilindrično, a stabilizator se otvara posle lansiranja rakete pod dejstvom reaktivnog strujanja.

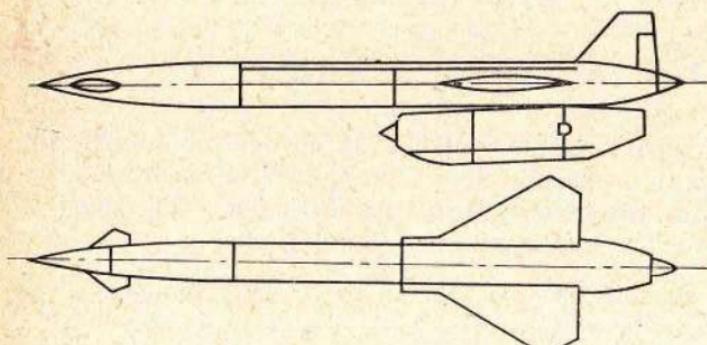
Lansirni uređaji vešaju se ispod krila aviona. Svaki nosač je proračunat za po četiri rakete; posle lansiranja raketa nosači se odbacuju.

Vodenica raketa „bulpap“ može da uništava zemaljske ciljeve na daljinama 5—9 km. Raketa je teška oko 260 kg, dužina joj je 3 m, prečnik 0,3 m, raspon krila 1 m, a motor je sa ČPM. Raketa se navodi na cilj pomoću radarskog sistema.

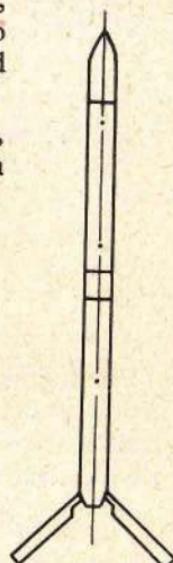
Upravljanje preko dugmeta radio-elektronskim uređajem za vodenje, omogućava pilotu da daje komande „gore“ — „dole“ i „ulevo“ — „udesno“ u odnosu na liniju nišanjenja cilja. Cilj se prati pomoću optičkog nišana.

Takve rakete, kao što su „raskal“ i „haund dog“, imaju znatno veću daljinu dejstva od pomenutih. To omogućava da se cilj uništava na većoj udaljenosti od objekata koji se brane protivvazdušnim raketama.

Rakete imaju veliku težinu i nuklearno punjenje, te zato sigurno uništavaju zemaljske ciljeve na daljinama do 800 km.



Sl. 8.32. Šema nevodene rakete „zuni“



Sl. 8.33. Šema vodene rakete „haund dog“

Raketom „raskal“ naoružan je bombarder B-47, a raketom „haund dog“ — strategijski bombarder B-52 koji ima dolet do 16.000 km.

T a b e l a 8.

Osnovni takučko-tehnički podaci raketa vrste „vazduh — zemlja“

naziv podataka	nevodene	„bulpap“	„haund dog“	„raskalk“	„skajbolt“	vodene
tip rakete	„žuni“	jednostepena	avionska krilata	avionska krilata	dvostepena avionska	
startna težina, g	50	260	4500	6000	—	
bojna glava	parčadno — fугасне	klasično	nuklearno	nuklearno	nuklearno	
daljina leta, km	9	5—9	800	160	1600 — 2400	
brzina leta, km/sek	0,9	0,62	0,5	0,5	2,0	
plafon aviona — nosoča, km	15	—	—	30	10,5 — 13,7	
dužina raket, m	2,7	3	13	10	7,5	
prečnik raket, m	0,127	0,3	0,7	1,2	—	
raspon krila, m	0,5	1	3	4	—	
sistem upstavljanja	nema	radio-komandni	inercijalni	autonomni inercijalni ili radio-komandni sa avionom	pomoću dopunskega radijskog motora	
motor	RMTPM	RMČPM	MM	RMČPM	čvrste pogonske materije	
način lansiranja	sa aviona po 4 komada	sa aviona	sa bombardera B-52	sa bombardera B-52	sa bombardera B-52	
u kakvom se stanju nalazi	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	u naoružanju	razrađuje se

Obe rakete su izrađene po avionskoj šemi, što uprošćava njihovo podešavanje na avionima. Šema vodene rakete „haund dog“ data je na slici 8.33. Raketa se izvodi na cilj pomoću inercijalnog sistema navođenja. Računarski uredaj u avionu izračunava kurs i visinu leta. Podaci proračuna se uvode u uredaj u raketi.

Određeno interesovanje izaziva balistička raketa „skajbolt“ vrste „vazduh-zemlja“ koja se razraduje. Njome će se naoružavati bombarderi B-52. Raketa će moći da uništava ciljeve nuklearnim punjenjima sa udaljenosti 1.600—2.400 km od pozicije aviona-nosača.

Prepostavlja se da će se raketa lansirati sa aviona u letu pri brzini 960 km/h i na visini 10,5—13,7 km. Let lansirane rakete odvijaće se brzinom od 2 km/sek. po balističkoj putanji na visini od 320 do 480 km.

Raketa je dvostepena. Na prvom stepenu su nepokretno pričvršćeni stabilizatori; na drugom (marševskom) nalaze se aerodinamička kormila, rasporedena po šemi „patka“ i služe za izvođenje rakete na putanju vođenja u granicama atmosfere.

U bezvazdušnom prostoru upravljaće se pomoćnim motorima drugog stepena.

Bombarder B-52 biće naoružan sa dve rakete. Da bi se obezbedila ravnoteža aviona namerava se da se rakete lansiraju istovremeno. Motori prvog stepena uključivaće se odmah posle odvajanja rakete od aviona. Po komandi sa aviona raketa će izaći na balističku putanju. U rejonu cilja ona će ulaziti u atmosferu pod uglom od oko 40° . Bojna glava je zaštićena od otapanja konusom od vatrostalnog materijala.

Vodenica raketa te vrste „AS-30“ nalazi se u naoružanju ratnog vazduhoplovstva Francuske. Jurišni avioni i lovci, naoružani raketama „AS-30“, namenjeni su za dejstva protivzemaljskih i pomorskih ciljeva, udaljenih do 13 km. Raketa ima startnu težinu 500 kg, težinu bojne glave 250 kg, dužinu 3,8 m, prečnik 0,35 m i raspon krila 1,0 m. Navodi se do cilja pomoću radio-komandnog sistema.

Iz navedenih podataka se vidi da su rakete vrste „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“ u stranim armijama široko rasprostranjene i da se njihovom usavršavanju posvećuje velika pažnja.

G l a v a IX

ZEMALJSKA OPREMA RAKETNIH SISTEMA RAZNE NAMENE

§ 9.1. OSOBENOSTI IZRADE ZEMALJSKE OPREME

Zemaljska oprema raketnih sistema, usvojenih u naoružanje niza zapadnih zemalja, sastoji se od velikog broja objekata, agregata i uređaja, izrađenih na osnovu najnovijih dostignuća nauke i tehnike. Raketni sistemi imaju transportne mašine i tegljače, sredstva punjenja komponentama pogonske materije, stanice za navođenje, instrumente za predlansirnu proveru i lansiranje i, na kraju, lansirne uređaje.

Pred sve aggregate zemaljske opreme postavljaju se zahtevi koji proističu iz karaktera borbene primene. Pri tome, sem specijalnih zahteva, postavljenih pred aggregate zemaljske opreme, njihova transportna sredstva (automobili i tegljači) moraju da obezbede:

- veliku brzinu kretanja i prohodnost; mogućnost kretanja po bilo kakvim putevima i van komunikacija;
- veliku ravnomernost kretanja; radi toga nosači transportnih automobila i tegljača moraju da poseduju dovoljnu rezervu potencijalne energije koja isključuje grube udare pri kretanju po neravnim putevima;
- optimalnu nosivost, tj. nosivost automobila i tegljača mora da odgovara težini opreme koja se prevozi; pri tome koeficijent korišćenja težine treba da bude veći od jedinice*;
- neophodnu specifičnu snagu (N_{sp}) u određenim granicama

$$-N_{sp} = \frac{N_{max}}{G} \left(\frac{KS}{t} \right),$$

gde je N_{max} — maksimalna vrednost snage motora motorno-pokretne osnove, KS ;

* Koeficijentom korišćenja težine naziva se odnos težine opreme agregata i težine motorsko-pokretne osnove.

- G* — celokupna težina agregata, *t*;
— brz prelazak iz marševskog položaja u borbeni i obrnuto;
— nezavisnost okretanja prednjeg trapa u odnosu na zadnji (za točkaše);
— potrebnu uzdužnu gipkost vozila;
— visoku efikasnost kočenja.

U specijalne zahteve koji se traže od zemaljske opreme spadaju:

- a) sredstva transporta i pretovara:
— sigurno pričvršćivanje raketa pri prevoženju na automobilima i tegljačima, isključujući bilo kakva pomeranja;
— brzo i udobno izvođenje radova pri utovaru i istovaru;
— rad sistema kočenja i kvačila bez otkaza;
— pogodno spajanje odseka rakete na položaju;
- b) oprema za punjenje i pomoćna oprema:
— postojanje u transportnim sredstvima zapremine koja bi obezbedila punjenje rakete komponentama pogonske materije;
— mogućnost punjenja rakete u predviđenim uslovima;
— bezbednost rada u pogledu pojave požara na položaju;
— mogućnost čuvanja komponenata pogonske materije u zapreminama automobila za punjenje;
- c) lansirni rampa-uredaji:
— rad svih mehanizama uređaja bez otkaza pri pripremi rakete za lansiranje;
— jednostavnost eksploatacije i održavanja;
— sigurno lansiranje raketa u zahtevanom trenutku;
— postojanje uređaja za slučaj prinudnog lansiranja i pored izvesnih tehničkih otkaza;
- d) stanica za navođenje:
— tačnost vođenja rakete na cilj;
— udobnost proveravanja stanice za vođenje pre njene primene pod bilo kakvim okolnostima.

Samo ako ispunjava sve ove zahteve, kao i one postavljene pred raketom (v. gl. I), raketni sistem može se smatrati pogodnim za lansiranje raketa na određeni cilj.

Danas se raketni sistemi dele na pokretne, polupokretne (polustacionarne) i stacionarne.

Pokretni i polupokretni raketni sistemi upotrebljavaju se za rešavanje taktičkih, operativno-taktičkih i drugih zadataka koji proističu iz borbene situacije. Stacionarni raketni sistemi koriste se za uništavanje ciljeva protivnika koji se nalaze na velikom udaljenju od mesta lansiranja.

Na taj način, u svim oblicima raketnih sistema, transportna sredstva igraju veliku ulogu i zato njihov izbor treba da bude naročito pažljivo i potpuno obrazložen.

§ 9.2. IZBOR TRANSPORTNIH SREDSTAVA ZA AGREGATE ZEMALJSKE OPREME

Po pravilu, motorne — pokretne osnove i tegljači za transport agregata zemaljske opreme ili se specijalno razraduju ili se biraju između onih koje proizvodi industrija.

Pokretne osnove za aggregate zemaljske opreme i tegljači za raketne vozove biraju se po jednačinama sile otpora kretanju:

$$F_{rv} = \underbrace{(f_t Q_t + f_r Q_r)}_{\substack{\text{otpor} \\ \text{inerције}}} \cos \alpha + \underbrace{(Q_t + Q_r)}_{\substack{\text{otпор} \\ \text{пута}}} \sin \alpha + \underbrace{\left(\frac{Q_t}{g} \beta_t + \frac{Q_r}{g} \beta_r \right) j}_{\substack{\text{sila} \\ \text{inerције}}},$$

gde je F_{rv} — ukupna sila otpora kretanju raketnog voza;

Q_t i Q_r — težina tegljača i rakete;

β_t i β_r — koeficijenti rotirajućih masa tegljača i prikolice;

α — ugao uspona (spuštanja) puta;

f_t i f_r — koeficijenti otpora inercije tegljača i prikolica;

j — ubrzanje koje nastaje pri pokretanju raketnog voza sa mesta.

Zatim se određuje maksimalna sila tegljača po motoru, polazeći od izraza:

$$P_m^{\max} = \frac{M_m i_c^I \eta_c}{r_k},$$

gde je M_m — moment koji razvija motor;

i_c^I — ukupni prenosni broj transmisije na prvom prenosniku;

η_c — koeficijent korisnog dejstva prenosa energije;

r_k — poluprečnik vodećeg točka.

Ako proračuni pokažu da je

$$P_m^{\max} \geq F_{rv},$$

smatra se da su motorne pokretne osnove ili tegljač po vučnim svojstvima pogodni za aggregate zemaljske opreme i raketnih vozova koji se razrađuju.

Zatim se proverava tegljač (motorno-pokretna baza) u pogledu spajanja sa tlom, pri čemu rukovodeću ulogu ima odnos.

$$P_m^{\max} \geq F_{rv} < P_{st} = Q_t \varphi \cos \alpha,$$

gde je P_{st} — sila tegljača (motorno-pokretne baze) posle spajanja sa tlom;

φ — koeficijent spajanja.

Dalje, pri izboru sredstava transportovanja (tegljača i prikolice) uzima se u obzir sposobnost tih sredstava da se kreću po okukama na putu i okreću na ograničenim površinama. Naročito je to važno imati u vidu pri kretanju po neravnom zemljištu. Veliki značaj imaju i bočne sile (od sila inercije) pri zaokretanju koje mogu da izazovu zanošenje ili preturanje transportnih sredstava zajedno sa teretom.

Guseničar — tegljač se okreće na račun različitih brzina kretanja gusenica; okreće se na stranu one gusenice koja ima manju brzinu. Radijus okretanja određuje se radijusom luka koji opisuje tegljač u odnosu na centar okretanja.

Pri izboru tegljača veliki značaj se pridaje ravnomernosti hoda transportnih sredstava. Pod tim se podrazumeva ravnomerno, bez oštih kolebanja i potresa kretanje tegljača i prikolice po neravninama puta, tj. kretanje koje obezbeđuje od oštećenja rakete, aggregate provere uredaje za lansiranje i drugu opremu.

Poznato je da, pri kretanju, telo tegljača vrši tri osnovna oblika kolebanja: vertikalna, kada se telo pomera sa promenom znaka u vertikalnoj ravni, uzdužna ugaona kolebanja tela od „krme ka nosu“ i obratno (galopiranje), poprečna kolebanja oko uzdužne ose. Svi ti oblici kolebanja koji teku istovremeno, nadovezuju se jedni na druge, čineći složen proces kolebanja tegljača. Složenost ovog procesa zavisi uglavnom od karaktera neravnina puta po kome se kreće.

Radi održavanja neophodne ravnomernosti kretanja, u tegljačima se primenjuju amortizeri koji obezbeđuju elastičnu vezu pokretnih delova (točkova, valjaka) sa ramom (telom).

Najzad, pri izboru transportnih sredstava za prevoženje raketnih sistema ocenjuju se prednosti i nedostaci guseničnih tegljača i onih sa točkovima kao i prikolica. Pri tome se uzima u obzir:

— koeficijent korišćenja težine koji predstavlja odnos težine tereta koji se prevozi i težine tegljača; teži se da se dobije najveća vrednost tog koeficijenta, bliska ili jednaka jedinici;

— sposobnost manevriranja tegljača i onoga sa prikolicom ili poluprikolicom;

— srednja brzina kretanja, ravnomernost kretanja, prolaznost i okretnost;

— dugotrajnost, tj. interval između dva remonta;

— rezerva kretanja u pogledu pogonske materije, ekonomičnost, tj. potrošnja pogonske materije na kilometar predenog puta maštine;

— dejstvo transportnih sredstava na kolovoz i dr.

Prednost se daje onim transportnim sredstvima koja najviše odgovaraju postavljenim uslovima.

§ 9.3. OSNOVI UREDAJA ZEMALJSKE OPREME RAKETNIH SISTEMA RAZLIČITE NAMENE

Uredaj i sastav zemaljske opreme zavise, pre svega, od konstruktivnog rešenja raketnog sistema u celini, kao i od načina pripreme raketa za lansiranje i mesta lansiranja.

Iz analize niza raketnih sistema stranih armija vidi se da njihova zemaljska oprema može da se podeli na:

- transportnu i utovarnu — istovarnu;
- opremu za punjenje;
- opremu za proveru lansiranja i kontrolno ispitnu;
- uređaji za vođenje;
- elektroenergetsku i pomoćnu (sredstva veze i radio-upravljanja i dr.);
- skloništa i skladišta (inžinjerijske objekte);
- lansirne uredaje.

Sredstva za transportovanje objekta raketnog sistema uključuju ili specijalne automobile na točkovima ili gusenične. Sem toga, raketni sistemi mogu da se prevoze i svakim drugim oblikom transporta, kao železničkim, vazdušnim i vodenim. Pri tome se rakete ili njihovi delovi

prevoze u specijalnim hermetičkim kontejnerima koji se mogu sklapati i rasklapati.

Automobili za punjenje i oprema raketnog sistema određuju se, uglavnom, vrstom raketnog motora. Tako se za punjenje raketa RMTPM primenjuju automobili sa zapreminama i pumpama za transport i prepumpavanje komponenata pogonske materije u raketu, a za punjenje RMČPM koriste se automobili i tegljači, prilagođeni prevozu raketnog motora u specijalnom kontejneru.

Oprema za proveru i ispitivanje primenjuje se za predlansirne provere na tehničkim i lansirnim položajima, kao i za samo lansiranje raketa. Obično se sva oprema za proveru i ispitivanje smešta na jedan automobil.

Teži se potpunoj automatizaciji pripreme raketa za lansiranje razradom specijalnih instrumenata za ispitivanje.

Pomoću stanice za vođenje raketa se navodi na cilj sa potrebnom tačnošću. U sastavu tih stanica, u nekim raketnim sistemima, su uobičajeni panoramski pokazivači, libele, elektroorijentiri i drugi pomoći predmeti.

Elektroenergetska oprema neophodna je za napajanje energijom svih agregata zemaljske opreme, kao i za punjenje akumulatorskih baterija u raketni. Ona uključuje elektrocentrale, pretvarače i akumulatorske baterije.

Skloništa i skladišta (inžinjerijski objekti) određeni su za čuvanje i opsluživanje raketnog sistema. Pri tome se primenjuju laka i teška skloništa. U lakinim se čuvaju rakete i oprema samo od atmosferskih (klimatskih) promena; teška skloništa su predviđena za zaštitu raketnih sistema od termonuklearnog dejstva; grade se od armiranog betona. Koriste se takođe skloništa skeletnog tipa koja se sastoje od podupirača, krovnih konstrukcija i uzdužnih spona.

Lansirni uredaji služe za neposredno lansiranje raketa i bespilotnih aviona. Njihova konstrukcija je uslovljena namenom raketnih sistema.

Za lansiranje balističkih raketa primenjuju se lansirne rampe sa kojih se rakete lansiraju vertikalno ili pod uglom. Bespilotni avioni lansiraju se sa rampi sa nultim ili kratkim usmerivačima. Vodene rakete „zemlja-vazduh“ lansiraju se sa lansirne rampe pod uglom ili vertikalno. Avionski lansirni uredaji imaju nekoliko usmerivača cevastog šinskog tipa, obuhvatnih ili visećih uredaja.

Razmotrićemo podrobnije neke osobenosti konstrukcije lansirnih uredaja osnovnih vrsta raketa.

Lansirni uredaji raketa taktičke namene i PTRVP

Lansirni uredaji raketa taktičke namene obično se montiraju na automobile visokih svojstava za savlađivanje teško prohodnog zemljишta i velike pokretljivosti ili na specijalne prikolice sa točkovima, sa jednim ili nekoliko usmerivača, predviđenih za lansiranje rakete. Ti usmerivači mogu da budu u obliku cevi spojenih u jedan blok, ili nekoliko usmerivača — kao šine ili letve. Usmerivanje raketa na cilj sa potrebnom tačnošću obezbeđuje se pomoću blokova.

Lansirni uredaji sa usmerivačima šinskog tipa bili su veoma rasprostranjeni u sovjetskoj armiji u toku drugog svetskog rata u tzv. „kačušama“ (sl. 9.1). Lansirni uredaji sa cevastim usmerivačima montiraju se na tenkove, oklopne transportere, na specijalne prikolice ili automobile. Rakete se sa tih uredaja lansiraju rafalima ili plotunima pomoću specijalnih komandnih uredaja.

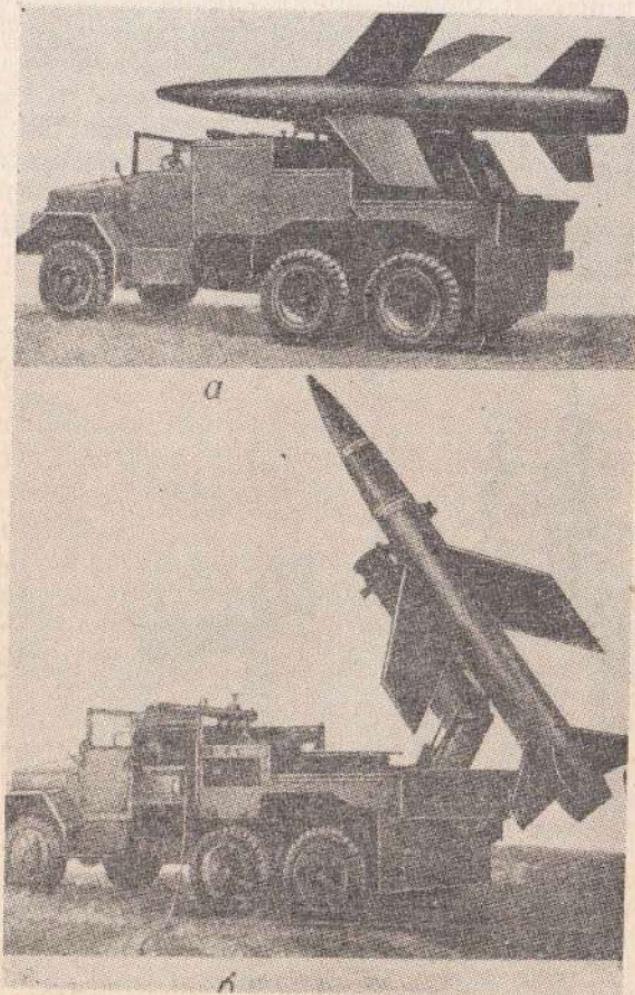


Sl. 9.1. Plotun sovjetskih „kačuša“

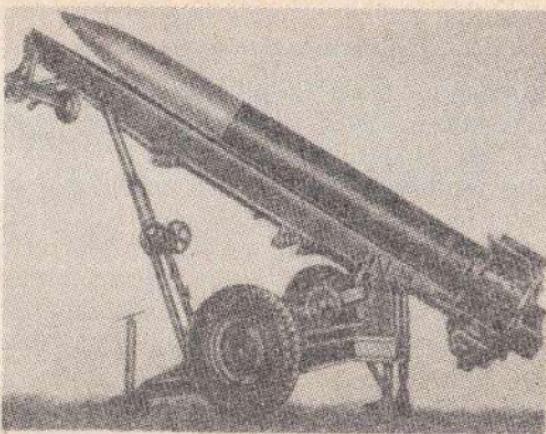
Takve taktičke rakete, kao što su „onist džon“, „litl džon“, „lakros“ i dr. smeštaju se za transport i lansiranje na automobile i specijalne prikolice sa točkovima, sa jednim usmerivačem i mehanizmima za podizanje i okretanje (sl. 8.5, 8.6, 9.3). Svi ovi sistemi imaju prilično veliku pokretljivost i manevarsку sposobnost.

Lansirni uredaji za PTRVP izrađuju se kao krajnje prosti i laki. Za lansiranje projektila sa zemlje koriste se transportni kontejneri —

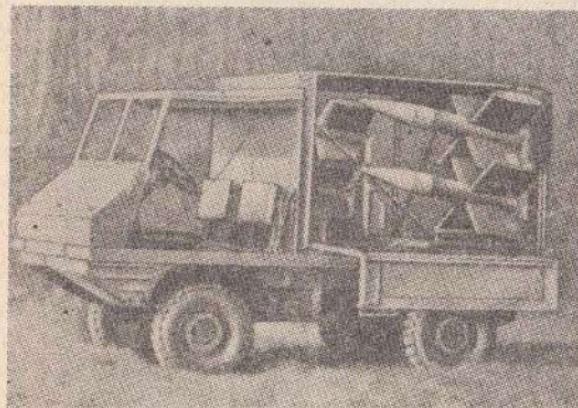
ambalaže ili lansirne rampe od cevi (sl. 8.8—8.11). PTRVP se lansiraju sa automobila iz specijalnih uređaja, prikazanih na sl. 9.4.



Sl. 9.2. Lansirna rampa rakete „lakros“:
a — u marševskom položaju; b — pred lansiranjem



Sl. 9.3. Lansirna rampa rakete „litil džon“



a



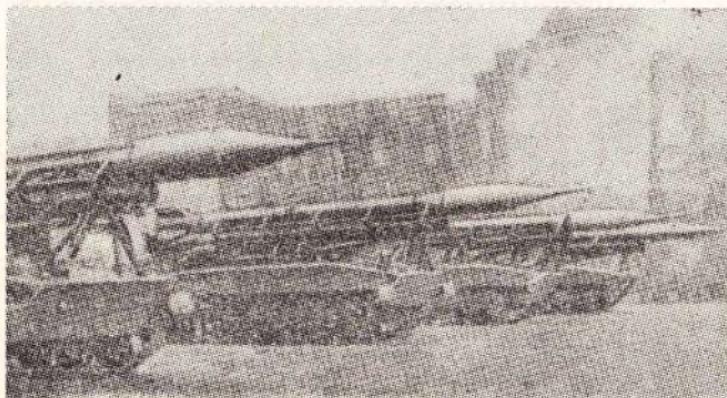
b

Sl. 9.4. PTVP „moskito“ na automobilu:

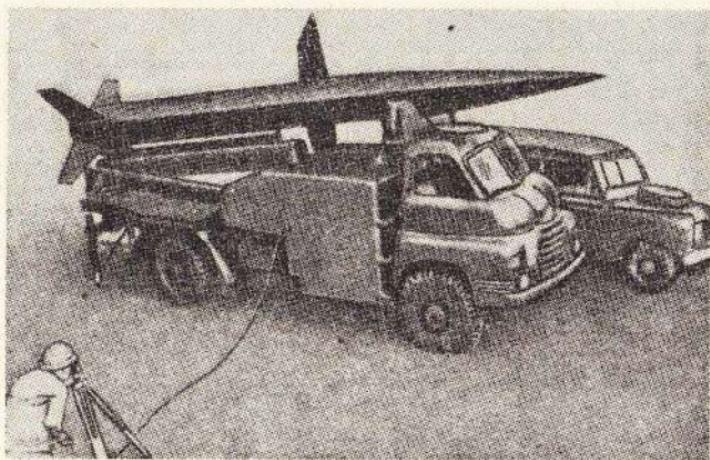
a — projektili na samohodnom uredaju; b — kontejner za transport projektila

Lansirni uredaji raketa i bespilotnih aviona operativno-taktičke namene

Lansirni uredaji raketa i bespilotnih aviona operativno-taktičke namene, kao i taktičke rakete, postavljaju se na guseničke tegljače ili automobile velike pokretljivosti i visokih svojstava za savladivanje teško prohodnog zemljišta. Na primer, sovjetske operativno-taktičke rakete se smeštaju na tegljače — guseničare (sl. 9.5). Ovo im omogućava da se uspešno kreću u raznim uslovima — po putevima i van komunikacija. Rakete „blu voter“ se smeštaju na automobile radi veće pokretljivosti (sl. 9.6). Međutim, to bitno smanjuje njihove manevarske mogućnosti pri nedostatku dobrih puteva.

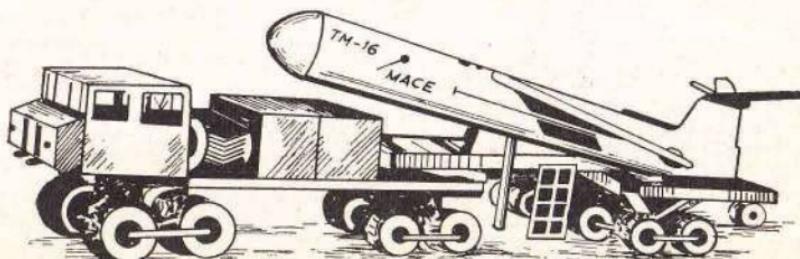


Sl. 9.5. Sovjetske operativno-taktičke rakete na Crvenom trgu



Sl. 9.6. Raketa „bluvoter“ sa lansirnom rampom na automobilu

Za prevoz bespilotnog aviona i raka primenjuju se dvoosovinske ili troosovinske prikolice specijalne konstrukcije. Na sl. 9.7. prikazan je bespilotni avion „mejs“ smešten na specijalnu poluprikolicu, spojenu sa automobilom povećane sposobnosti za savladavanje teško prohodnog zemljišta. Pri transportu sklopljenih raka ili u delovima primenjuju se hermetički kontejneri lage konstrukcije.



Sl. 9.7. Transportovanje bespilotnog aviona „mejs“ na automobilu sa prikolicom

Brzina kretanja veze sa raketom ili bespilotnim avionom ograničava se: vrstom transporta, konstrukcijom rakete i stanjem puta.

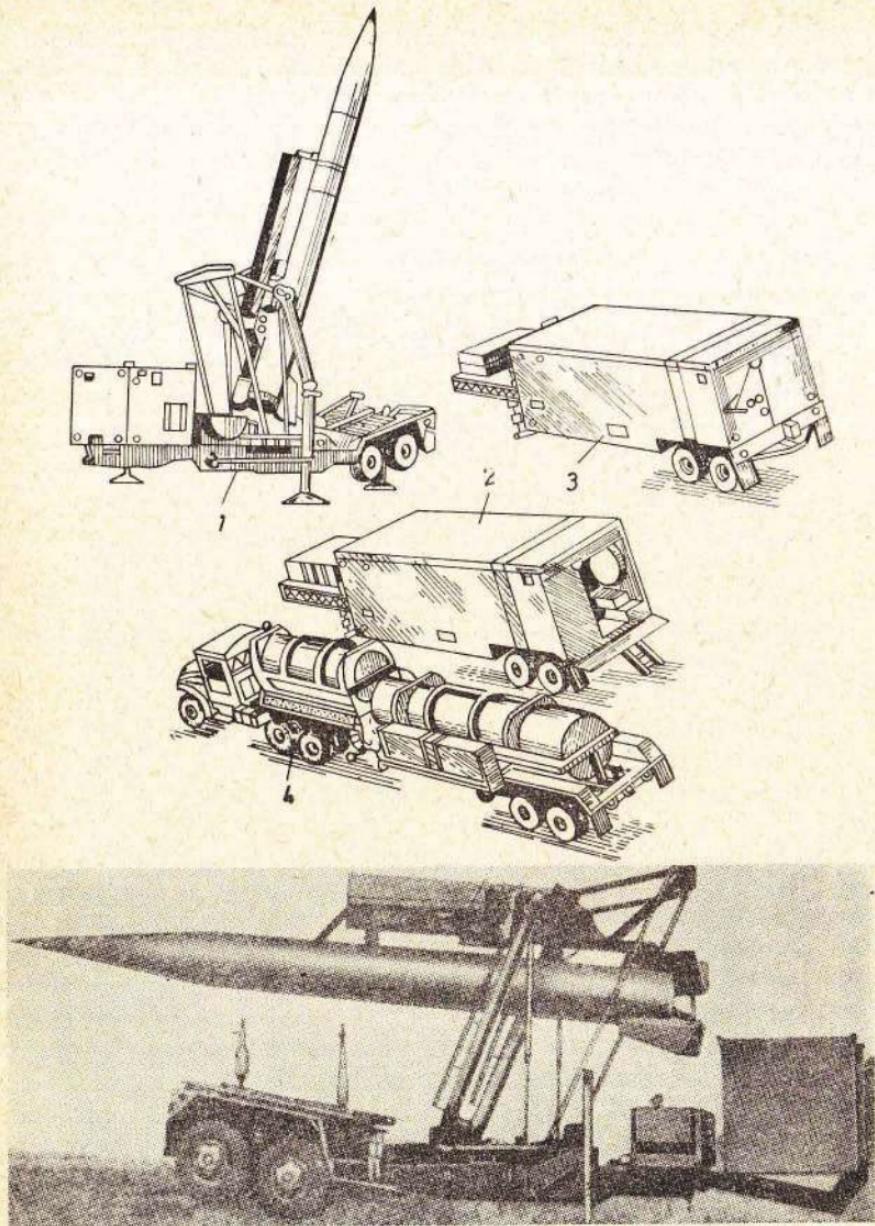
Pošto se dopreme na lansirni položaj rakete se sklapaju i pripremaju za lansiranje.

Raketni sistem „sardžent“ prikazan je na sl. 9.8. U gornjem delu crteža su transportna i sredstva za lansiranje, a u donjem opšti izgled lansirnog uređaja sa raketom. Kontejneri koji se primenjuju za čuvanje i transport rakete su hermetični; u njih se stavljači vlage i sunđerasta plastična masa koja prima udarna opterećenja.

Oprema za podizanje, koja se koristi na tehničkom i lansirnom položaju nekih operativno-taktičkih raka, uključuje dizalicu sa gredom promenljive nosivosti, ili na nogarima sa stalnom nosivošću. Sem toga, za utovar i istovar primenjuje se univerzalni utovarivači prikazani na sl. 9.9. Takav utovarivač može u slučaju potrebe da vuče prikolicu sa montiranom raketom na lansirni položaj.

U nekim raketnim sistemima postavljačko — lansirna oprema montira se na jedan automobil. To omogućava da se rakete pripreme za lansiranje u skraćenom roku.

U opremu za punjenje operativno-taktičkih raka ulaze sredstva transporta komponenata pogonske materije i sredstva za dobijanje i punjenje komprimiranim vazduhom. Sva ova sredstva obično se montiraju na automobile ili prikolice sa točkovima.

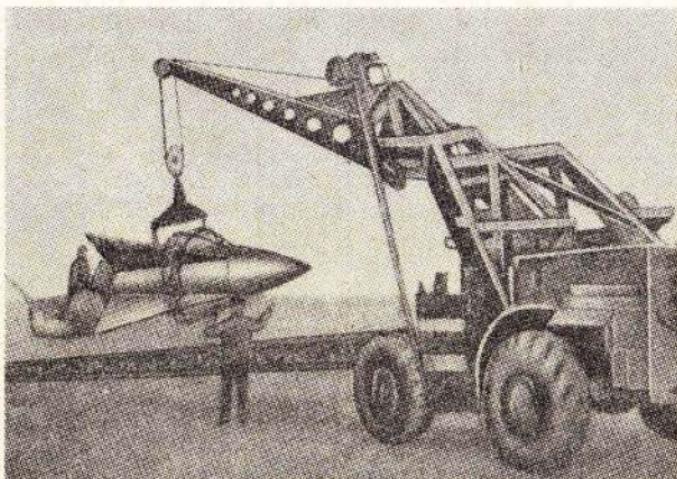


Sl. 9.8. Raketni sistem „sardžent“:

a — sredstva transporta i lansiranja raket; 1 — lansirna rampa; 2 — remontno-kontrolna stanica;
3 — divizijska remontno-kontrolna stanica; 4 — tegljač i poluprikolica za transport rakete;

b — opšti izgled lansirne rampe sa raketom

Elektroenergetska oprema raketnih sistema obezbeđuje napajanje naizmeničnom ili jednosmernom strujom pribora opreme za proveru lansiranja, mašina za proveru i omogućava punjenje akumulatorskih baterija u raketni.



Sl. 9.9. Univerzalna utovarna dizalica

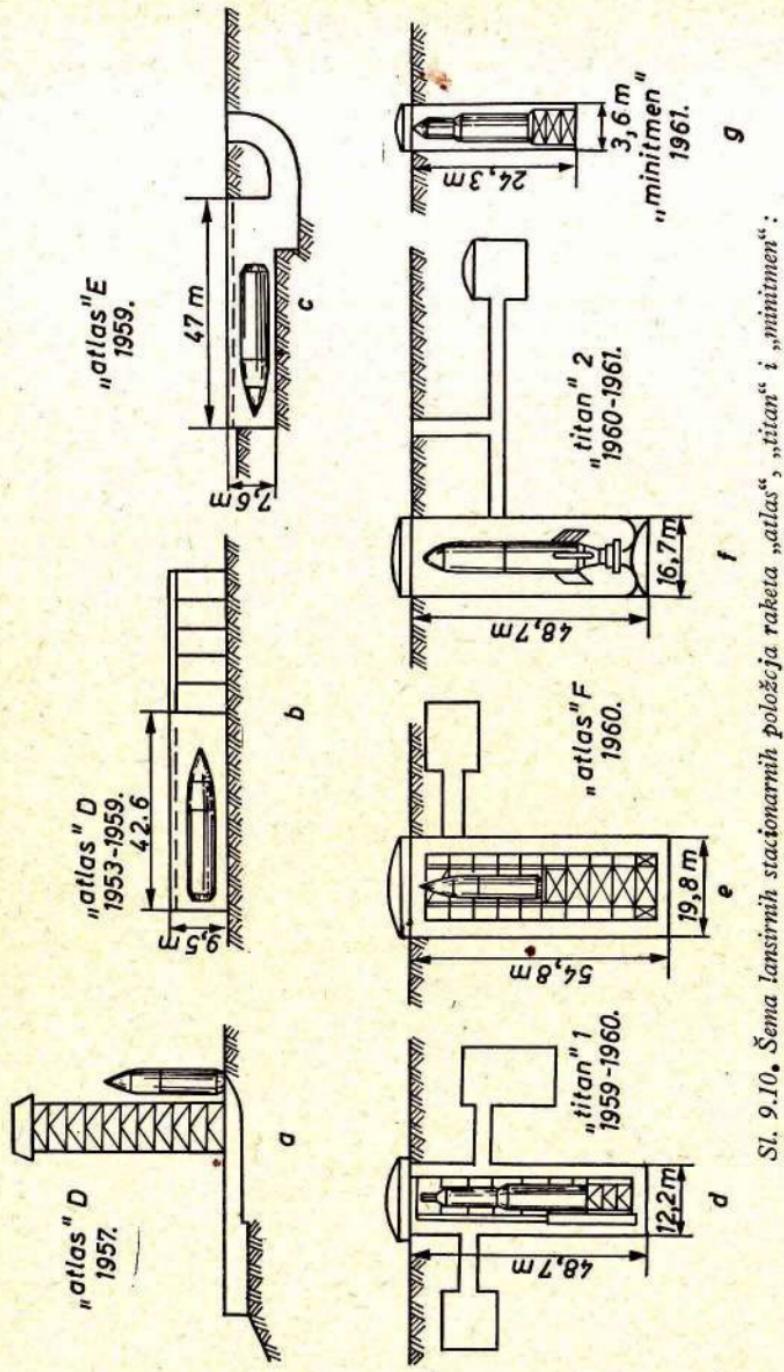
Najzad, u sastav nekih raketnih sistema ulazi pomoćna oprema koja se sastoji od automobila sa rezervnim alatom i priborom (RAP), maštine za zagrevanje vazduha, protivpožarnog automobila i dr.

Lansirni uređaji strategijskih raketa velikih i srednjih dometa dejstva

Većina raketa strategijske namene lansira se sa stacionarnih položaja površinskog, polupodzemnog i podzemnog tipa.

Različite šeme lansirnih položaja raketa „atlas“ D, E, F; „titан“ 1,2 i „minitmen“ date su na sl. 9.10.

Za rakete „atlas“ izrađuju se sva tri tipa lansirnih položaja: površinski, polupodzemni i podzemni. Na površinskim položajima raketa „atlas“ D postavlja se u vertikalni položaj na otvorenom lansirnom uređaju pomoću portalne dizalice koja se pred lansiranjem sklanja ustranu. U tom slučaju raketa ostaje dugo otkrivena, nezaštićena od vетра, kiše, snega i drugih atmosferskih promena. Zato, da bi se rakete zaštiti od dejstva atmosferskih pojava, na lansirnim položajima primenjuju se hangari sa pokretnim krovom (sl. 9.10).



Sl. 9.10. Šema lansirnih stacionarnih položaja raketa raket „atlas“, „titan“ i „minitmen“:

a, b — polupodzemnog tipa; c — otvorenog tipa; d, e, f, g — podzemnog tipa

U takvom hangaru raka stoji horizontalno; pogonska materija se puni na lansirnom uređaju, kada je u vertikalnom položaju.

Rezultat daljeg usavršavanja raket „atlas“ uglavnom primenom autonomnog inercijalnog sistema upravljanja je raka „atlas“ E, kod koje se promenila i zemaljska oprema (sl. 9.10). Novoj raki nije potrebno upravljanje sa zemlje posle lansiranja i zato otpada potreba za antenskim uređajima. Zahvaljujući tome stvoreni su uslovi za zaštitu raket od nuklearnog udara primenom polupodzemnih položaja. Na takvim položajima postoji hangar za lansiranje i opsluživanje raket i prostorija za smeštaj sredstava za punjenje raket pogonskom materijom. U blizini se nalaze podzemne prostorije za kontrolu raket, lansiranje, primenu, opremu i elektroenergetske agregate. Prostorije su međusobno spojene tunelima.

Neophodnost sigurne zaštite raket od nuklearne eksplozije zahtevala je dalje usavršavanje lansirnog sistema raket „atlas“. Ta raka „atlas F“ razlikuje se od ranije izrađenih, uglavnom po lansirnom sistemu. Za ovu raketu bili su primenjeni podzemni, betonski lansirni položaji tipa vertikalnih hodnika (šahta). U hodnicima ona stoji u vertikalnom položaju na dizalici (lansirnom stolu) koji je opremljen amortizujućim uređajem. Pred lansiranje, teški poklopac hodnika se otvara i raka se podiže na površinu zemlje. Takvi lansirni položaji manje su povredivi u poređenju sa ranije razmotrenim. Na ovaj način i zemaljska oprema je postala još složenija u pogledu građenja položaja.

Raka „titan 1“ ima približno isti tip lansirnog položaja. Sav sistem ove raket sa svim pomoćnim službama razmešten je pod zemljom.

Međutim, sva četiri razmotrena sistema raket imaju sledeće zajedničke nedostatke: raket se čuvaju nenapunjene, pune se pred samo lansiranje, a potom sledi podizanje na površinu. Na sve ove radove troši se znatno vreme, a to povećava ukupno vreme dovođenja raket u borbenu gotovost. Sem toga, raket, podignute na površinu, postaju nezaštićene i povredive.

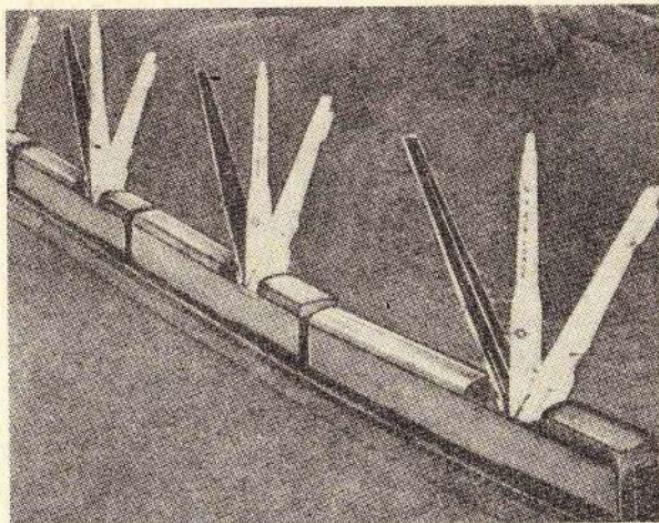
U raketama „titan 2“ i „minitmen“ primenjene su pogonske materije koje su pri čuvanju stabilne, što dozvoljava da se raket drže na položajima napunjene i da se lansiraju neposredno sa lansirnih rampi i ne podižu se na površinu zemlje (sl. 9.10, e, ž). Stabilna pogonska materija pri čuvanju, autonomni sistem upravljanja i mogućnost lansiranja raket iz hodnika, veoma su izmenili konstrukciju lansirne opreme u poređenju sa prethodnim tipovima. Ali, lansirna oprema raket „titan 2“ donekle je slična opremi raket „atlas F“. Ona se sastoji od lansirne jame sa centrom upravljanja lansiranjem, pokrivača protiv

udarnog talasa, ulaznog zaklona i spojnih tunela. Raketa se smešta u čeličnu cev, oko koje su raspoređeni elektroenergetska i pomoćna oprema, sistem klimatizacije vazduha, prostorije za kontrolnu opremu, kao i sistem dovoda pogonske materije.

Raketa „minitmen“ koja radi sa čvrstom pogonskom materijom sa autonomnim sistemom upravljanja, principijelno se razlikuje od raketa „atlas“ i „tit“an“. Korišćenje čvrste pogonske materije dozvolilo je da se iz raketnog sistema „minitmen“ isključi niz uredaja neophodnih za raketu sa tečnom pogonskom materijom. Rakete se lansiraju neposredno ispod površine zemlje. Hodnik (šaht iz koga se lansira) izrađen je od čelične cevi sa kosturom koji je zaliven betonom, i kapsule od armiranog betona, smeštene na njegovo dno. Prostorije za opsluživanje spojene su sa hodnikom tunelima koje zatvaraju veoma čvrsta vrata. Svi objekti su zasuti zemljom do nivoa okoline.

Delovi raketa „minitmen“ doturaju se na lansirne položaje tegljačima — točkašima sa transportnim prikolicama, u specijalnim kontejnerima.

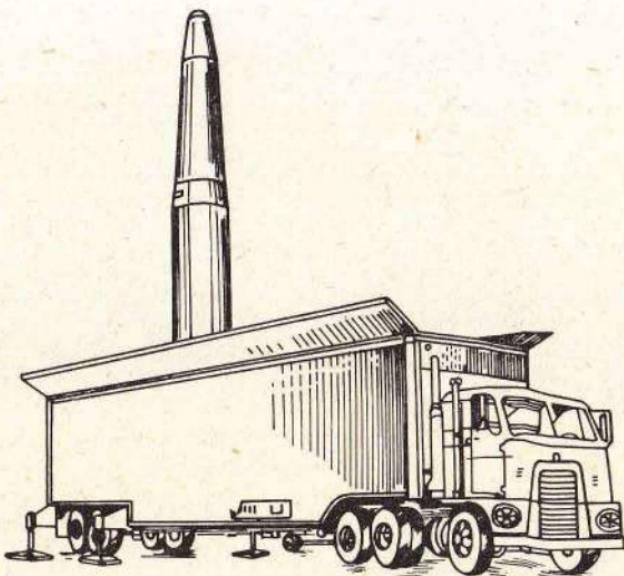
Da bi se povećala nepovredivost lansirnih položaja rakete „minitmen“ razrađeni su projekti za njihovo postavljanje na specijalne železničke platforme (sl. 9.11). Za zaštitu platformi od udarnih optere-



Sl. 9.11. Rakete „minitmen“ u položaju za lansiranje sa železničke platforme (projekt)

ćenja pri lansiranju raketa primenjuju se hidraulični amortizeri. Železnička kompozicija sa raketama „minitmen“, koja se sastoji od 3 do 5 raketa, periodično se premešta s mesta na mesto. Dužina marš-rute takvog voza može da se menja od 1.400 do 2.400 km. Pri tome se lansira i kontrolna oprema nalaze u istom vagonu.

Prema saopštenjima strane štampe, sada se za rakete „minitmen“ radi na stvaranju pokretnog lansirnog uređaja na točkovima koji je prikazan na sl. 9.12. Takvi uređaji mogu da povećaju nepovredivost raketnog sistema zahvaljujući češćoj promeni lansirnih položaja.



Sl. 9.12. Raketa „minitmen“ na pokretnoj lansirnoj rampi u položaju za lansiranje (projekat)

Lansirni uređaji vodenih raketa vrste „zemlja-vazduh“

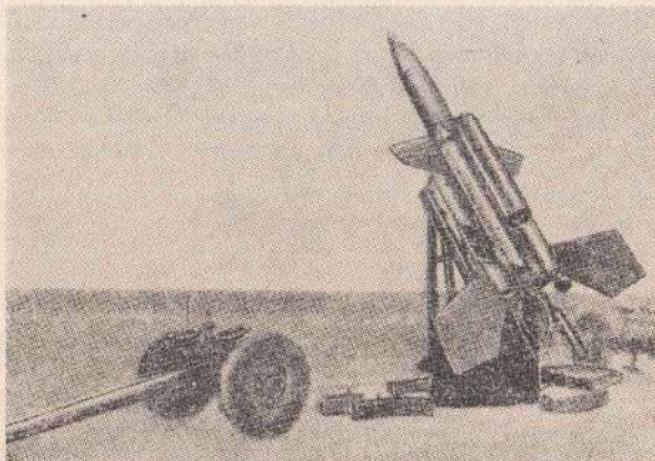
Postoje tri vrste lansirnih uređaja za vođenje rakete „zemlja-vazduh“: pokretni, polustacionarni i stacionarni. Rakete se sa tih uređaja lansiraju iz kosog ili vertikalnog položaja.

Raketa se koso lansira sa usmerivača u obliku rešetki, ramova, šina i lafeta koji obezbeđuju neophodno okretanje po azimutu i elevaciji. Na svakoj lansirnoj rampi postoji jedan ili više usmerivača

od „nulte“ dužine do nekoliko metara, što povećava brzinu gađanja raketnog sistema.

Za vertikalno lansiranje raketa primenjuju se lansirne rampe iste kao i za lansiranje strategijskih raketa srednje i velike daljine gađanja.

Izgled lansirne rampe određuje se, pre svega, namenom rakete. Tako, na primer, ako se ona nalazi u naoružanju jedinica PVO, primenjuju se pokretne lansirne rampe. Takve rampe imaju rakete „houk“ (sl. 8.28) i „bladhaund“, prikazana na sl. 9.13. Ako su vođene rakete



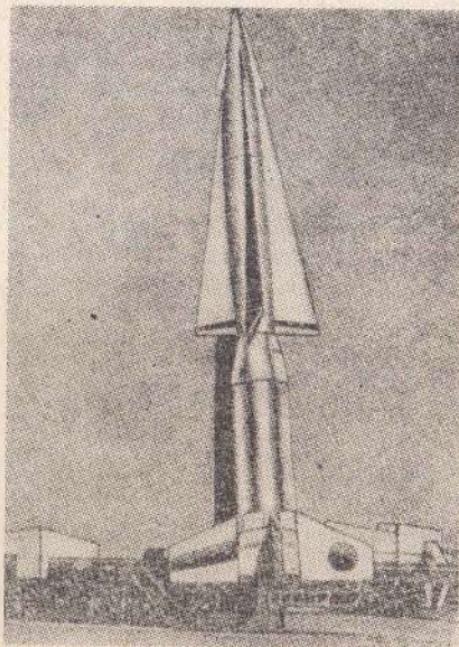
Sl. 9.13. Raketa „bladhaund“ na pokrenutoj lansirnoj rampi u borbenom položaju

„zemlja-vazduh“ predviđene za odbranu određenog dela teritorije ili postavljene na brodove, koriste se stacionarni lansirni uređaji sa odgovarajućom lansirnom opremom stacionarnog tipa koja omogućava da se za kratko vreme raketni sistem automatski doveđe u borbenu gotovost. Takvi uređaji primenjuju se za rakete „zemlja-vazduh“ „najk“ koje su prikazane na sl. 9.14.

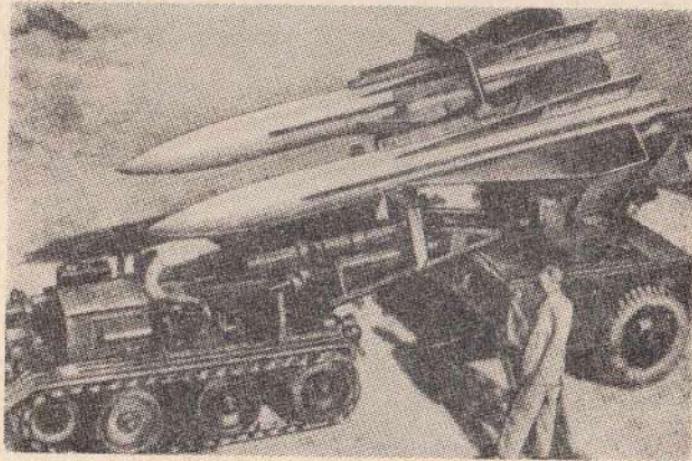
Polustacionarni lansirni uređaji rasklapaju se po aggregatima i mogu da se prevoze sa jednog stranog položaja na drugi pomoću opšte dostupnih transportnih sredstava. Takve lansirne uređaje imaju rakete „najk ajaks“.

Rakete se vode na cilj nezavisno od oblika lansirnog uređaja pomoću klizača koji se orijentisu po azimutu i elevaciji. Sve radnje u vezi sa vodenjem raketa na cilj vrše se automatski. Neke rakete prvih modela lansirane su pod stalnim uglom elevacije. Na primer,

„najk herkules“ lansira se pod uglom elevacije od 85° , a raketa „bladhaund“ pod uglom od 45° .



Sl. 9.14. Raketa „najk-herkules“ na lansirnoj rampi



Sl. 9.15. Postavljanje na lansirnu rampu raketa „houk“

Za transportovanje i punjenje raketa primenjuju se automobili — cisterne i specijalne platforme. Momenat punjenja pokretnog lansirnog uređaja rakete „houk“ sa tri rakete sa automobila za transport i punjenje prikazan je na sl. 9.15.

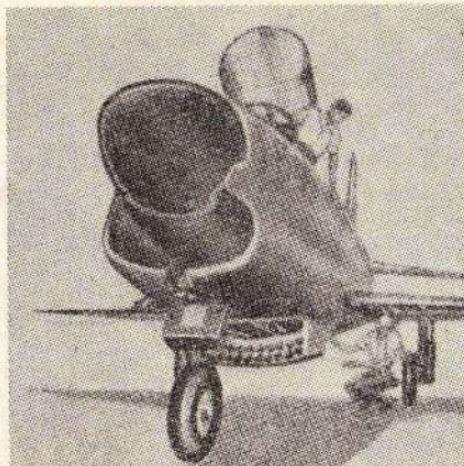
U sastav pomoćne zemaljske opreme raketnog sistema PVO ulaze automobili sa instrumentima za proveru elemenata rakete, montažni uređaji, uredaji za punjenje komponentama pogonske materije, elektro-energetski uredaji i stanice za vođenje.

Lansirni uredaji raketa vrste „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“

Lansirni uredaji raketa vrste „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“ postavljaju se na lovce i lovce-bombardere svih tipova i nepokretni su. Oni su jednostavnii i sastoje se od nekoliko klizača šinskog ili cevastog tipa ili od specijalnih visećih nepokretnih ili isturajućih pokretnih (podižućih) uređaja. Obično, pokretni lansirni uredaji omogućavaju lansiranje raketa u različitim pravcima u odnosu na let aviona; primenjuju se za lansiranje raketa vrste „vazduh-vazduh“.

Lansirni uredaji smještaju se pod trup aviona ili pod krila na specijalne držače.

Opšti izgled lansirnog uređaja za nevođene rakete prikazan je na slici 9.16. Pred gađanje uredaj se istura iz aviona pomoću specijalnog pokretača, rakete se lansiraju pomoću elektropripale.

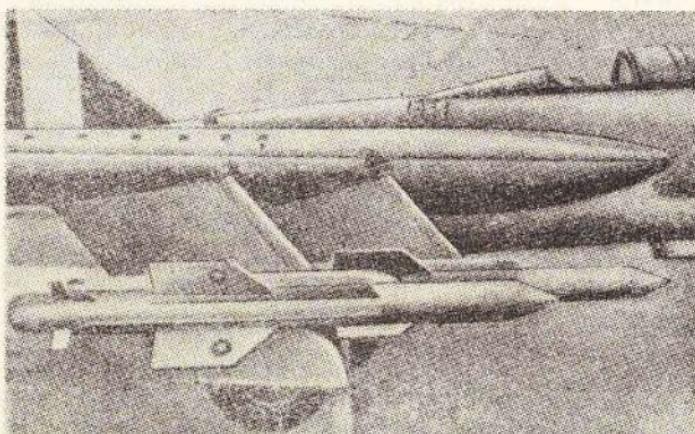


Sl. 9.16. Pokretna lansirna rampa za nevođene rakete

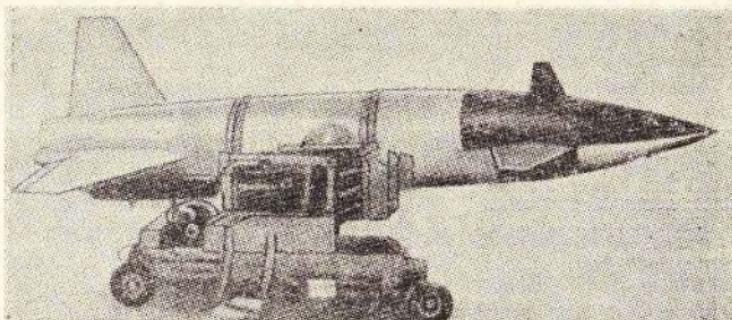
Vodene rakete se, po pravilu, postavljaju na spoljne lansirne uređaje jednostavne konstrukcije koji imaju utvrđivače i lansirnu automatiku. U tom slučaju rakete se vešaju ispred oba krila aviona simetrično (sl. 9.17). Spoljni mehanizmi lansirnog uredaja pokrivaju se aerodinamičkom oblogom, što smanjuje njihov čeoni otpor.

Veće vodenе rakete, kao „skajbolt“ (vrste „vazduh-zemlja“) postavljaju se na bombardere daljnog dejstva. Na svaki bombarder se podvešaju po dve rakete, na nepokretnim nosačima i bez klizača koji samo drže raketu. One se sa aviona opaljuju istovremeno. Posle odvajanja raket od aviona aktivira se motor. Letom rakete se upravlja komandovanjem sa aviona.

Transport teških vodenih raket vrste „vazduh-zemlja“ do aviona vrši se transportno-snabdevačkim vozilom, prikazanim na sl. 9.18.



Sl. 9.17. Lansirna rampa za vodene rakete „fajerstrik“



Sl. 9.18. Raketa „paskal“ na kolicima za transport i punjenje

Glava X

ISPITIVANJE RAKETA I RAKETNIH SISTEMA

§ 10.1. NEOPHODNOST ISPITIVANJA RAKETA I RAKETNIH SISTEMA

Neophodnost ispitivanja raketa i raketnih sistema diktiraju zahtevi za rad bez otkaza kako pojedinih detalja, agregata, instrumenata i sistema, tako i raketa i raketnog sistema u celini. Zato se za svaku novu raketu i njenu zemaljsku opremu, kao i za serijsku proizvodnju, stavlja specijalni program ispitivanja sa uračunavanjem realnih uslova borbene primene, na primer, u arktičkim i tropskim temperaturama ili na peskovitom tlu.

Sem toga, u tim uslovima ispituje se osetljivost rakete i njenog sistema na vibracije, rezonansu, udare i ubrzanja, kao i na hemijska dejstva i zračenja.

U stranoj štampi više puta se isticalo da su u borbenoj primeni niza raketa i zemaljske opreme primećeni česti otkazi u radu, tj. pri lansiranju, usled nenormalnog ponašanja ovog ili onog sklopa ili uređaja u raketni i zemaljske opreme.

Da bi se izbegle nenormalne pojave, pre uvođenja raketa i zemaljske opreme u operativne jedinice vrše se dosta složena i raznovrsna ispitivanja, i to:

- tehnološka ili kontrolna ispitivanja;
- laboratorijska ili ispitivanja na ispitnim stolovima;
- ispitivanja u gađanju ili letu.

Neophodnost vršenja ovih ispitivanja može da se potvrdi sledećim faktorima. Da bi se otkrio nenormalan rad raketnih motora, u SAD je izvršen veliki broj ispitivanja (više od 600). Analiza je omogućila da se utvrdi sledeće:

1. Zbog mehaničkih povreda (uboja, ulubljenja, nabora napuklina) zabeleženo je 65% otkaza rada motora. Tu spadaju:

- otkazi koji nastaju pri postavljanju ili uklanjanju neispravnih delova ili sklopova i pri korišćenju cevovoda u svojstvu nožnih oslonaca — 13%;
- otkazi usled oštećenja delova instrumenata pri montaži narušavanja tehnološkog procesa montaže — 26%;
- otkazi koji se javljaju usled narušavanja pravila utovara motora — 21%;
- otkazi usled nepravilnog spajanja kablova i oštećenja zavojnih žlebova — loza — 5%.

2. Usled jakog ili slabog zatezanja navrtki u sistemu cevovoda motora zabeleženo je 25% otkaza.

3. Usled zapušavanja cevovoda motora (pesak, blato itd.) bilo je 10% otkaza.

Navedeni podaci pokazuju da je do većeg dela otkaza došlo greškom tehničke posluge (pri pripremi za lansiranje, proveri i transportu motora). Samo je neznatan broj otkaza nastao usled nepravilnog zatezanja navrtki. Slične neispravnosti obično nastaju usled teškog pristupa do mesta gde se navrtke nalaze. Na primer, slabo pritezanje tih navrtki izaziva narušavanje hermetičnosti pneumosistema motora, usled čega se lansiranje raketom odgađa sve dok se potpuno ne odstrane otkrivene neispravnosti.

Da bi se obezbedio motor od nečistoće, teži se uspostavljanju brižljive kontrole kvaliteta montaže motora još u procesu proizvodnje; zbog toga se primenjuju najsavršeniji načini čišćenja detalja i montaže motora.

Za smanjivanje broja povreda u sistemima raketnih motora koje nastaju greškom posade, projektantskim i eksploracionim organizacijama preporučuje se primena sledećih preventivnih mera:

- pri projektovanju raket teži se uprošćavanju njihove konstrukcije;
- poboljšavati uslove pristupa do elemenata motora radi pogodnog posmatranja i regulisanja;
- postaviti pred operatora i celu poslugu potpuno određene i jasne zahteve u pogledu tehničkog opsluživanja motora i raket u celini.

Ispunjavanje ovih preporuka omogućice da se bitno snizi procenat otkaza u radu motora pri njihovom puštanju u rad.

§ 10.2. NAČINI ISPITIVANJA RAKETA I RAKETNIH SISTEMA

Da bi se obezbedio siguran rad raketa i njihovih sistema pri lansiranju, u nizu stranih zemalja razrađen je sistem ispitivanja uzimajući

u obzir određene uslove. Ovaj sistem predviđa ispitivanje objekta pre razaranja i ispitivanja objekta dok se ne razori.



Sl. 10.1. Raketa „redstoun“ prekrivena ledenim slojem nakon ispitivanja veoma hladnom kišom. Vrše se merenja naprezanja na kormilima rakete

Ispitivanju bez razaranja obično se prilazi da bi se odredile maksimalno dozvoljene deformacije.

Ispitivanje do razaranja vrši se do stanja kada objekat postane nepogodan za dalje korišćenje.

Oprema koja se pri ispitivanju primenjuje, takođe postaje nepogodna za dalji rad.

Ispitivanja bez razaranja i do razaranja objekta mogu se vršiti pri tehnološkim ispitivanjima na probnim stolovima i u letu. Razmotrićemo sadržaj i metodiku tih ispitivanja.

Primerna metodika ispitivanja bez razaranja

U periodu obrade, objekat ispituje firma — liferant, na specijalnim stolovima u laboratorijama i na poligonima. Ispitivanja se sastoje iz sledećeg.

1. *Ispitivanja pri visokim, srednjim i niskim temperaturama, zatim na topotni udar i ispitivanje dužine čuvanja* vrše se u specijalnim klimatskim komorama sa prethodno razrađenim topotnim režimom.

Visoke temperature u komori nešto su veće od mogućnih koje nastaju pri letu rakete. Pri ispitivanju se određuje stepen hlađenja objekta pri relativnoj vlažnosti do 10%. Objekat se drži u komori u

toku vremena koje je dva puta duže od vremena trajanja leta rakete. Tokom ispitivanja i posle njih objekat mora da radi normalno.

Srednje i niske temperature u komori počinju od najniže. Objekt ispitivanja drži se u komori na jednoj od tih temperatura 50 časova; posle toga proverava se gotovost objekta za let sa prethodnim pregledom i ispitivanjem u radu pri normalnoj temperaturi (sobnoj).

Ispitivanje se vrši kako pri srednjoj tako i pri niskoj temperaturi.

Ispitivanja pri niskim temperaturama, tj. pri temperaturama smrzavanja, vrše se „prskanjem rashlađenom vodom“. Raketa se prska vodom kroz brizgaljke uz obduvavanja hladnim vazduhom. Pri tome se na površini rakete obrazuje ledeni pokrivač koji zatvara otvore mlaznika i elemente sistema upravljanja. Takvim ispitivanjima podvrgava se na primer, raketa „redstoun“ (sl. 10.1 i 10.2).



Sl. 10.2. Telerakete „redstoun“ posle ispitivanja veoma hladnom kišom. Proverava se mogućnost prilaza instrumentima raketee

Posle ispitivanja „rashlađenom kišom“ ponekad se vrše ispitivanja sa veštačkim snegom na dejstvo snežnih oluja. Ovim se obično završavaju klimatska ispitivanja.

Ispitivanje na topotni udar počinje od najniže temperature koja se utvrđuje kod uskladištanja. Dalje se objekat ispitivanja zagreva u komori do radne temperature tokom vremena, koje je jednako polovini vremena neophodnog za izlaženje rakete na zadati režim. U tim uslovima objekat se drži onoliko vremena koliko je potrebno za let raket.

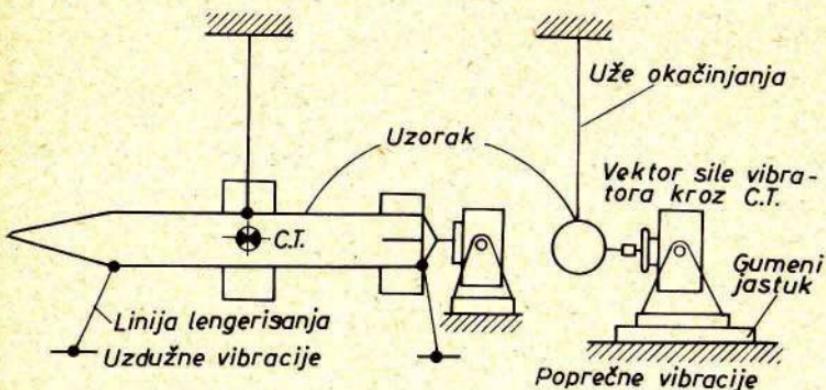
Pri tome objekat ispitivanja mora da radi normalno kako za vreme ispitivanja tako i posle njih.

Ispitivanje uskladištanjem vrši se u klimatskim komorama. Za vreme ispitivanja temperatura se menja ciklično od -54 do $+71^{\circ}\text{C}$. Broj ciklusa nije manji od 12, a svaki ciklus traje po dve nedelje (svega 24 nedelje). Po završetku ispitivanja objekat se pregleda i proverava u radu.

2. *Ispitivanja na izdržljivost* objekta vrše se zato da se odredi sigurnost rada elektronske i mehaničke opreme. To počinje od nulte nadmorske visine i ide do visine od 18 do 30 km. Pri tome se uzima u obzir da se na svakih 5,5 km visine pritiska smanjuje gotovo dva puta. Zato se ispitivanja vrše na celom dijapazonu visina. U tom procesu ispitivanja i posle njega objekat mora normalno da radi.

3. *Ispitivanja na vibraciju* su najvažnija od svih projektnih, prijemnih i ispitivanja na probnim stolovima, zbog složenosti stvaranja uslova vibracija rakete, analognih u uslovima njenog leta.

Pri ispitivanju na vibraciju raketa se veša pomoću amortizacionih užadi ili se postavlja na uloške od meke gume, raspoređene u centru težišta rakete (sl. 10.3). Posle odgovarajuće obrade, rezultati vibracijskih



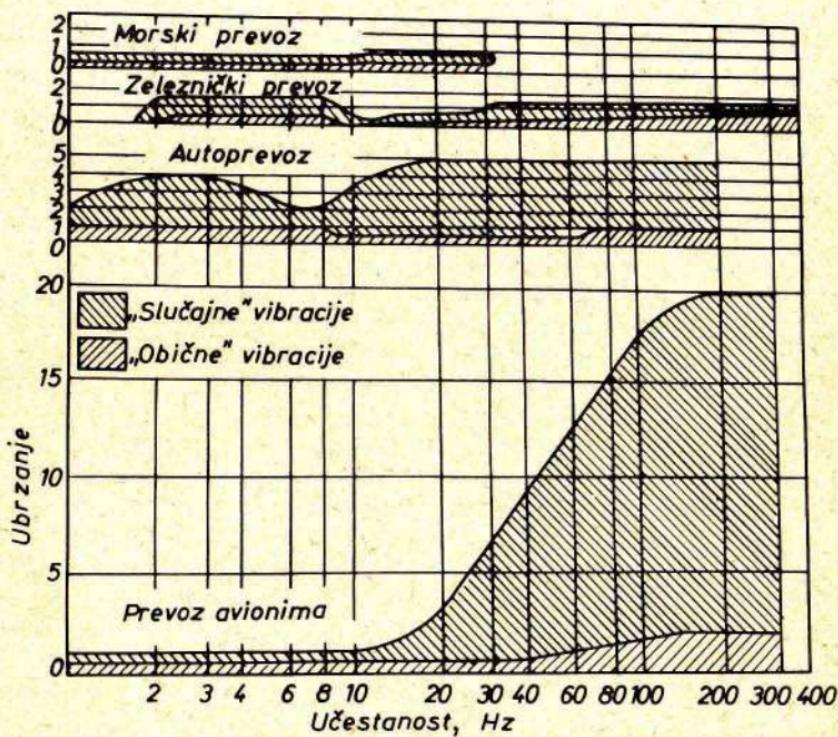
Sl. 10.3. Ispitivanja raketa na vibracije

ispitivanja koriste se pri analizi aeroelastičnosti rakete. Ova ispitivanja omogućavaju da se odredi rok trajanja delova, sklopova ili sistema pri zadatim ubrzanjima i frekvencijama vibracija.

Vibracije raketa koje nastaju pri transportu takođe utiču na njihovu sigurnost. Tako, pri prevozu automobilima po neravnim putevima raketa prima znatne udare koji izazivaju kolebanja sa preopterećenjem tela rakete i do 9 g. Pojedini udari dostižu 20 g pri frekvenciji do 30 Hz. Zato prevoz raketa automobilima na velike daljine, po neravnim putevima, nije poželjan.

Karakter promena vibracija pri različitim oblicima prevoza raketa prikazan je na sl. 10.4. Iz dijagrama na slici se vidi da je pri utvrđivanju eksploracijskog režima neophodno uzeti u obzir način transporta rakete, pri kojem bi konstrukcija trpela najmanje vibracije.

Pri prevozu železnicom, naročito u teretnim vagonima, na rakete deluju česti i znatni udari. Zato je poželjno prevoziti ih u vagonima



Sl. 10.4. Karakter promene vibracija pri različitim načinima prevoza raketa

putničkog tipa sa amortizerima, gde se ublažavaju uzdužni i vertikalni udari između vagona i tereta.

Prevoz na brodovima ne dovodi do bitnog oštećenja raketa i zato je potpuno dozvoljen.

Najpoželjnijim se smatra prevoz raketa avionima.

Ispitivanje agregata zemaljske opreme na vibraciju izvodi se po utvrđenim normama i metodama.

4. *Ispitivanja na udar* (potres) i *stalno opterećenje* praktikuju se kako na raketni u sklopljenom obliku tako i na pojedinim njenim delovima i sklopovima.

Pri ispitivanjima na udar registruju se veličina i trajanje udara, karakter njegovog rasta i opadanja, pravac i broj udara i prate se promene nastale usled tih udara u objektu ispitivanja.

Ispitivanja se odvijaju bilo na specijalno razrađenim mašinama bilo na standardnim podizačima malja i klatećim uređajima.

Raketa u sklopljenom obliku se ispituje silama koje stalno deluju u smeru ose motora sa prekoračenjem najvećeg opterećenja za 15% koje deluje u prvom periodu rada motora (ne kraće od 0,03 sek).

Pojedini delovi i sklopovi rakete ispituju se silama koje stalno deluju u smeru sile potiska pri opterećenju 2 puta većem od najvećeg potiska.

Sem nabrojanih, u praksi se dosta često vrše ispitivanja na dejstvo buster-a sa stalnom silom potiska, ispitivanja na centrifugi i dr. Neophodnost takvih ispitivanja proističe iz uslova obrade rakete.

Primerna metodika ispitivanja do razaranja

Ispitivanje objekta do razaranja ostvaruje se po širokom i raznolikom programu čiji je cilj da razjasni uticaj okolnih uslova, a vrši se u klimatskim komorama. Osnovni načini ispitivanja su sledeći.

1. *Ispitivanja na vlažnost*. Uticaj vlažnosti proverava se u hermetičnoj komori sa promenom temperature u toku 2 časa, počev od normalne pa do $+71 \pm 3^{\circ}\text{C}$ pri relativnoj vlažnosti $95 \pm 5\%$. Zatim se 6 časova u komori održava temperatura od 71°C pri istoj vlažnosti. U toku sledećih 6 časova temperatura se smanjuje do $4,5^{\circ}\text{C}$; pri tome se relativna vlažnost ne reguliše i nastaje kondenzacija vlage.

Dalje se u toku 2 časa temperatura povećava do okolne.

Posle 22—24 časa od početka ispitivanja pregleda se ispitivani uzorak.

Ceo ciklus ispitivanja ponavlja se do 10 puta u toku 10 dana.

Uticaj vlažnosti na rad svih motora i sklopova sa uključenim kolima napajanja i signalizacije proverava se za vreme svih ispitivanja.

Ispitivanja na uticaj vlažnosti pri dugom čuvanju u raznim klimatskim uslovima odvijaju se u širokom dijapazonu promena okolnih uslova. Tako, na primer, ispitivanja na čuvanje odvijaju se:

— u tropskim uslovima pri temperaturi od +29 do +35°C i relativnoj vlažnosti 70—95%; ispitivanje traje od 18 do 90 dana;

— na brodovima pri temperaturi od +21 do +27°C i relativnoj vlažnosti 70—95%; ispitivanje traje od 1 do 6 meseci;

— u podzemnim skladištima pri temperaturi od 15,5 do 21°C i relativnoj vlažnosti od 60—85%; ispitivanje traje od 2 meseca do 1 godine;

— u arktičkim uslovima pri temperaturi od 18 do 4,5°C i relativnoj vlažnosti od 20—50%; ispitivanje traje od 1 do 5 godina.

Broj ponovnih ciklusa ispitivanja koje objekat podnosi, koleba se od 2 do 10, a to traje od nekoliko dana do nekoliko godina.

Uticaj kiše se ispituje u komori pri potpunom kvašenju objekta na temperaturi od 25°C. Temperatura vode koja se raspršuje u vidu kapljica je 10—21°C. Kvašenje objekta traje 2 časa i posle toga se on pregleda i proverava u radu.

Otpor objekta na koroziju pod dejstvom vlage proverava se metodom prskanja u komori u toku jednog časa vodom, koja sadrži težinski 2,7% natrijum-hlorida, 0,6% magnezijum-hlorida, 0,1% kalcijum-hlorida i 0,07% kalijum-hlorida. Prska se četiri puta; razmak između prskanja je 7 dana i za to vreme objekat se drži na temperaturi od 29°C i u relativnoj vlažnosti 70%. U toku čitavog perioda ispitivanja objekat se pregleda i proverava u radu.

Otpornost objekta na plesan pod delovanjem vlage proverava se u komori na temperaturi od 30°C i u relativnoj vlažnosti od 95%. Posle ispitivanja objekat se proverava u radu.

2. *Uticaj peska i prašine* proverava se u komori sa gustinom peska i prašine od 3,5 do 17,5 gr/m³ na relativnoj vlažnosti 30% i temperaturi $25 \pm 3^\circ\text{C}$. Vreme ispitivanja je 6 časova, a brzina kretanja vazduha kroz komoru 0,5—1,5 m/sek. Na kraju šestog časa temperatura se povećava do $71 \pm 3^\circ\text{C}$ i ostaje takva u toku sledećih 6 časova. Zatim se objekat vadi iz komore, pregleda i proverava u radu.

3. *Dejstvo sunčevih zraka* na objekat proverava se u komori u kojoj se održava zračna energija intenzivnosti $1070\text{--}1500 \text{ W/m}^2$. ($920\text{--}130 \text{ kcal/m}^2 \text{ čas}$). Po završetku ispitivanja objekat se proverava u radu.

Ako pri jednom od navedenih oblika ispitivanja objekat bude radio nepravilno, nepogodan je za borbenu primenu i prema tome potrebna je njegova dalja konstruktivna dorada.

§ 10.3. ISPITIVANJE RAKETNIH MOTORA

Pre ispitivanja raketa u sklopljenom obliku ispituju se raketni motori. Ta ispitivanja se obično dele na:

- ispitivanje obrade tehnologije proizvodnje serijskih motora;
- ispitivanje dorađenih, modernizovanih serijskih motora;
- istraživačko ispitivanje u pogledu razrade novih konstrukcija raketnih motora.

Ispitivanja obrade tehnologije proizvodnje serijskih raketnih motora predviđaju kontrolu delova koji ulaze u motore. Pri tome se provjeravaju: veličina razmere, materijal od koga su izrađeni, čvrstoća, kvalitet termičke obrade, hermetičnost zavojnih spojeva itd. Posebna pažnja posvećuje se ispitivanjima čvrstoće i hermetičnosti spojeva.

Čvrstoća delova i sklopova motora proverava se povećanim pritiscima u poređenju sa radnim. Opterećenja stvaraju tečnost ili vazduh koji se pod pritiskom uvodi u rezervoare, cevovode, komoru sagorevanja, rashladnu košuljicu i druge šupljine. Narušavanje hermetičnosti određuje se kako po brzini pada pritiska u mestima koja se ispituju, tako i po isticanju tečnosti ili „istiskivanju“ vazduha kroz spojeve. To se ustanavljava pomoću specijalnih pribora.

Posle ispitivanja delova motora na čvrstoću i hermetičnost ispituju se sastavljeni sklopovi i sistem motora, na primer, pumpe, reduktori, ventilni i drugi agregati. Komore motora ispituju se progorevanjem na specijalnim ispitnim stolovima pri režimima koji odgovaraju radnim.

Ova ispitivanja su završena posle svih međuispitivanja, vezanih sa obradom pojedinih delova i sklopova motora. Ako se pri progorevanju otkriju ovi ili oni nedostaci, ponovo dolazi do ispitivanja progorevanjem dok se nedostaci ne otklone.

Potpuno sklopljen motor podvrgava se, pre svega, tzv. hladnom ispitivanju, a da pri tom pogonska materija ne gori u komori. Tada se proverava pravilnost sklapanja i ravnomernost dovoda komponenata

pogonske materije kroz brizgaljke glave komore, na primer, pri ispitivanju raketnih motora koji rade sa tečnom pogonskom materijom.

Kao tečnost pri ispitivanju koristi se voda sa antikorozijskim podacima.

Pomoću ispitivanja može se ustanoviti potrošnja komponenata pogonske materije i pritisak za stvarne uslove rada raketnog motora.

Posle hladnih ispitivanja, sklopljeni motor se ispituje progorevanjem na specijalnom ispitnom stolu. Karakteristike dobijene pri tom ispitivanju upoređuju se sa proračunskim i proverava da li odgovaraju tehničkim zahtevima. Pri progorevanju određuju se: potisak motora, potrošnja komponenata pogonske materije, pritisak u komori sagorevanja, pritisak komponenata pogonske materije u raznim tačkama cevovoda, parametri turbopumpnog agregata i istiskujućeg sistema dovoda.

Treba napomenuti da su ispitivanja obrade tehnologije proizvodnje serijskih motora istovremeno i konačna.

Ako stepen sigurnosti raketnih motora zadovoljava tehničke zahteve, ispitivanja na progorevanje idu po izboru, na primer, jedan od pet ili više motora.

Ispitivanja doradenih modernizovanih serijskih motora sastoje se od hladnog i vatreng dela. Pri tome se ispituju svi nedostaci i nedovršenost, određuje se način njihovog odstranjivanja i ustanovljavaju sve interesantne karakteristike i sigurnost rada motora u celini.

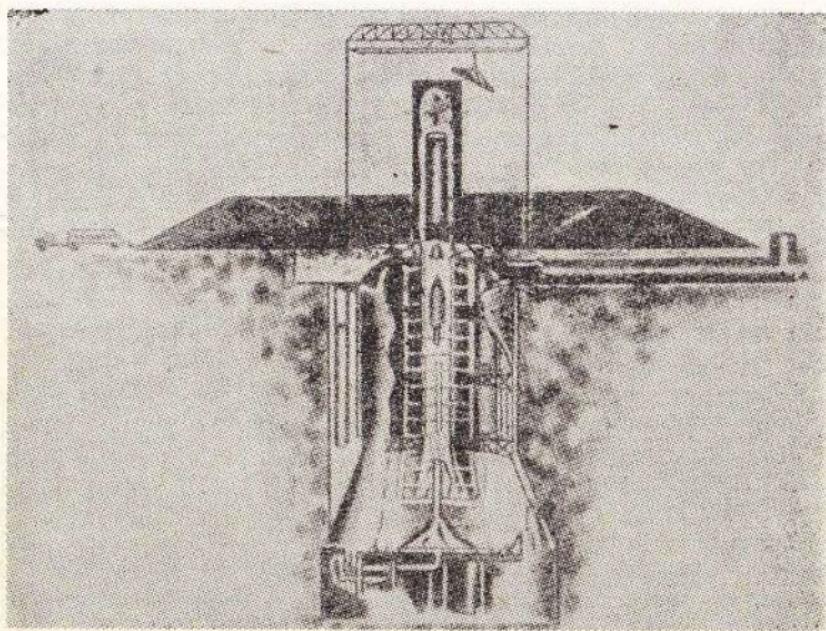
Ispitivanje radi eksperimentalne razrade novih konstrukcija raketnih motora sprovodi se da bi se obradili novi delovi sklopovi, sistemi i motori u celini sa takvim parametrima, kao što su temperature u mestima — najvećeg zagrevanja, promene brzine kretanja gasova i tečnosti, promene naprezanja i deformacija, i niz drugih.

Osnovni istraživački radovi vrše se na specijalnim vatrenim mestima — probnim stolovima, koji mogu imati tri oblika: horizontalni, pod uglom i vertikalni.

Probni stolovi su dosta složeni inžinjerijski objekti velikih razmara. Na slici 10.5 predstavljen je probni sto koji je vazduhoplovstvo SAD izgradilo za ispitivanja RMTPM i RMČPM sa potiskom od 200 t. Projektom se predviđaju ispitivanja u uslovima koji odgovaraju visini od 30 km. Namerava se da se kasnije taj probni sto podesi za ispitivanje raketnih motora sa potiskom do 680 t.

Radi merenja neophodnih parametara probni stolovi se opremaju davačima i specijalnim priborima za registrovanje. Podaci tih instrumenata i davača zapisuju se pomoću oscilografa i drugih pribora za

registrovanje*. Sekundna potrošnja komponenata pogonske materije meri se zapreminom potrošene pogonske materije, radi čega se posmatra brzina snižavanja nivoa tečnosti u tariranom rezervoaru.



Sl. 10.5. Probna stanica za ispitivanje raketnog motora potiska do 200 t

Da bi se svi pribori za registrovanje i pultovi smestili blizu probnog stola stvaraju se posebne izolovane prostorije iz kojih se takođe može posmatrati motor za vreme vatrenih ispitivanja.

U savremenim probnim stolovima program ispitivanja sa određivanjem neophodnih parametara, zadaje se i ispunjava automatski.

Radi bezbednosti, vatreni probni stolovi postavljaju se daleko od naseljenih mesta. Bezbednost ljudi koji rade na probnim stolovima postiže se građenjem sigurnih skloništa.

Boksovi za postavljanje motora grade se dvojako: zatvoreni sa svih strana i otvoreni, kojima se ne sme prići za vreme vatrenih ispitivanja.

* Promena sile potiska provera se dinamometrom.

§ 10.4. ISPITIVANJE RAKETA

Pri razradi novih raketa velika pažnja se posvećuje ispitivanjima njihovih modela u aerodinamičkim tunelima razne snage i na specijalnim probnim stolovima na balističkim poligonima.

Aerodinamički tunel je agregat sa brzinom vazdušnog mlaza koji se može regulisati. Mlaz struji oko modela raketne koji se ispituje. U procesu ispitivanja pomoću specijalnih pribora mere se sile i momenti koji deluju na raketu.

Primenjuju se aerodinamički tuneli neprekidnog i prekidnog dejstva, sa regulišućim i fiksiranim mlaznicima. Mlaznik i radni deo tunela mogu da budu dvomerni ili ososimetrični (okrugli), a u zavisnosti od dijapazona broja M_a — transzvučni, nadzvučni i hiperzvučni. U zavisnosti od načina ispitivanja, u tunelima može da se primenjuje hlađenje ili zagrevanje. U tunelima sa velikim brzinama nastaju sušenje i filtracija vazduha.

Za stvaranje vazdušnog mlaza u aerodinamičkom tunelu koristi se kompresorni uredaj koji pumpa vazduh u balon do visokog pritiska ili ga ispumpava iz komore do veoma niskog pritiska. Pri otvaranju odgovarajućih ventila vazduh počinje da se kreće kroz aerodinamički tunel sa izvesnim brojem M_a koji se određuje odnosno površine preseka mlaznika (grla turbine) prema površini radnog dela. Broj M_a može se takođe izmeniti zamenom mlaznika ili izmenom konture zida mlaznika.

Za vreme ispitivanja momenti koji deluju na model raketne mere se pomoću tenziometara. Podaci sa tenziometara i drugih pribora zapisuju se automatski. Pritisak se meri manometrima.

Za određivanje karakteristika i procesa koji nastaju u aerodinamičkom tunelu koristi se fotografisanje.

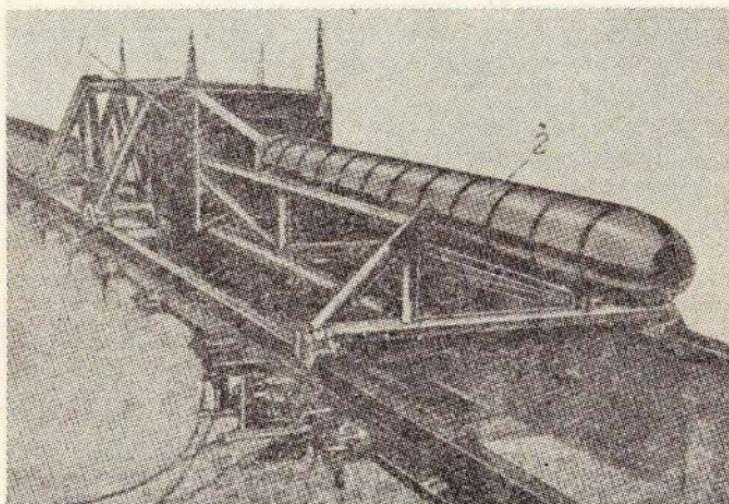
Ispitivanja modela raketne u aerodinamičkim tunelima omogućavaju da se odrede:

- karakter sile uzgona i momenata koji deluju na model;
- karakteristike stabilnosti i upravljalivosti raketne;
- karakteristike manevarske sposobnosti;
- moment bočnog nagiba i efikasnost komandnih površina bočnog upravljanja (bočnog nagiba);
- prigušivanje bočnog nagiba;
- prigušivanje uzdužnih obrtanja (uzdužno obrtanje);
- karakteristike opterećenja;

- karakteristike iskošenosti mlaza;
- čeoni otpor pri nultoj vrednosti sile uzgona i induktivni otpor;
- njihanje krila — tela i krila — repnih površina.

Određivanje navedenih karakteristika mogućno je pri ispitivanju kako modela rakete u celini, tako i pojedinih njenih elemenata, na primer, telo-krilo, telo-repne površine i telo-krilo-repne površine.

Po završetku ispitivanja modela u aerodinamičkom tunelu i ispunjavanja neophodnih proračuna na balističkom poligonu u specijalnom topu ili na raketnim kolicima (sl. 10.6) ispituju se rakete ili njihovi modeli. Pomoću specijalnog topa modelom rakete se gada kroz tunel. Da bi se očuvalo model primenjuje se specijalni projektil koji prima svoju snagu barutnog punjenja topa. Neophodni podaci pri ovim ispitivanjima dobijaju se pomoću kartonskih štitova, postavljenih na put leta modela raket. Ti štitovi omogućavaju da se prouči let modela raket po probojima, tj. da se odredi veličina odstupanja modela po vertikali i horizontali u mestima gde su postavljeni kartonski štitovi.



Sl. 10.6. Raketno pokretno postolje sa raketom postavljenom na njega:

1 — odsek sa telemetrijskim instrumentima; 2 — raketa

Sem kartona, za određivanje putanje primenjuju se i drugi metodi: optički magneti i dr.

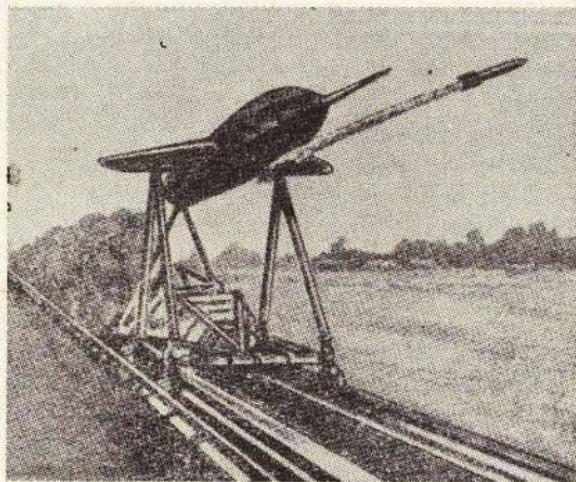
Na raketnim kolicima određuju se aerodinamičke karakteristike ne na modelima raket i bespilotnih aviona, već na uzorcima u prirodnoj

veličini. Radi ovoga na terenu se izgradije dupla šinska pruga dužine nekoliko kilometara.

Rakete ili bespilotni avioni koji se ispituju, pričvršćuju se za kolica, spojena sa specijalnim vagama. Te vage mere aerodinamičke sile i momente koji deluju na nju za vreme kretanja po šinskom putu. Brzina kolica dostiže 900 m/sek.

Raketna kolica se sa objektom ispitivanja zaustavljaju na završnom delu šinskog puta pomoću raketnih motora čija je reaktivna sila usmerena u suprotnu stranu u odnosu na pravac kretanja kolica, ili pomoću žleba ispunjenog vodom. U tom slučaju ispod kolica se montira zahvatač za vodu koji zahvata vodu iz žleba na završnom delu pruge i samim tim koči njihovo kretanje.

Neophodno je istaći da su raketna kolica dosta rasprostranjena u praksi jer omogućavaju ispitivanje objekata u uslovima bliskim realnim. Ispitivanje raketa na kolicima pri nadzvučnim brzinama prikazano je na sl. 10.7. Za dobijanje potrebne brzine koristi se reaktivni avion,



Sl. 10.7. Raketno pokretno postolje sa bespilotnim avionom sa koga se lansira raka

pričvršćen za kolica. Raketa se lansira u trenutku kada avion razvija najveću brzinu. Usled toga, raketa dobija nadzvučnu brzinu uslovljenu tehničkim uslovima.

Na taj način se na balističkom poligonu mogu odrediti normalna i bočna sila, momenti propinjanja, skretanja po pravcu, bočnog nagiba,

i karakteristike prigušivanja u odnosu na poprečnu i uzdužnu osu, obraditi sistem upravljanja i startne aparature itd.

Najzad, treba istaći da ispitivanja u aerodinamičkom tunelu i na balističkom poligonu znatno skraćuju rokove izrade novog tipa rakete, jer omogućavaju da se ranije ispolje mogući nedostaci u konstrukciji raketa ili bespilotnih aviona koji se razraduju.

Uporedo sa elementima konstrukcije rakete, naročito detaljnim i svestranim ispitivanjima u istim uslovima podvrgavaju se elementi sistema upravljanja, na primer, žiropristori, pribori daljinskog upravljanja i servouređaji kormila.

Kao što je isticano u svim slučajevima posebna pažnja se posvećuje ispitivanjima na vibraciju sa visokom frekvencijom koja se pojavljuje u telu rakete za vreme leta i zbog koje se zapaža najviše nenormalnih pojava.

Ispitivanje raketa u sklopljenom stanju predstavlja određene teškoće i veoma je skupo. Zato se pre ovakvih ispitivanja više puta proveravaju motori raketa i pojedini delovi, sklopovi, sistemi, instrumenti i raketa u celini. Provere omogućavaju da se otkrije i odstrani najveći broj neispravnosti, da se smanji verovatnoća otkaza u radu i samim tim poveća sigurnost dejstva raketa pri lansiranju.

Od samog početka razrade raketa na svim etapama projektovanja i proizvodnje, pitanjima sigurnosti elemenata posvećivana je velika pažnja. Sigurnost se sastoji u verovatnoći da se neće slomiti neki deo koji bi onemogućio uspešno lansiranje i let rakete u granicama eksploracionih uslova koje postavljaju tehnički zahtevi.

Polazeći od toga sigurnost vođene rakete u celini uključuje sledeće:

- ocenu sigurnosti mehaničkih sistema;
- ocenu sigurnosti elektronskih sistema;
- ocenu uticaja okolnih uslova i toka rada;
- plan mera preduzetih za povećavanje sigurnosti;
- ocenu sigurnosti rakete u celini.

Sigurnost mehaničkih sistema određuje se pre svega koeficijentima sigurnosti tela rakete i njenih aerodinamičkih površina koji se očituju pri ispitivanjima u aerodinamičkom tunelu i na balističkom poligonu. Probni primerak, izrađen sa određenim koeficijentima sigurnosti, mora da izdrži statička i dinamička opterećenja bez prekoračenja građišnih uslova u pogledu težine, razmara i ekonomičnosti.

Sigurnost elektronskih sistema vođenih raketa umnogome zavisi od nivoa razvoja i stanja nauke i tehnike. Stvar je u tome što u elektronske šeme ulazi mnogo standardnih delova koje konstruktor mora da bira, rukovodeći se njihovim najboljim karakteristikama. Sem toga,

za siguran rad elektronskog sistema primenjuje se dupliranje pojedinih elemenata (dupliranje kontakta, postavljanje dopunskih releja itd.).

Uticaj okolnih uslova na sigurnost rakete proverava se svestranim ispitivanjima njenih delova, o čemu je bilo reči u stavci 10.2. Tu dolaze fabrička ispitivanja prototipova pre puštanja u serijsku proizvodnju.

Povećanju sigurnosti rada rakete u celini pomažu periodični izbori za standardna ispitivanja na uticaj okolnih uslova.

Koordinacija mera za povećavanje sigurnosti određuje se pre svega, kvalitetom vodenih raketa koje proizvodi industrija. Pri tome se neophodan kvalitet raketa obezbeđuje rasporedom funkcija u pogledu provere sigurnosti između proizvodnih preduzeća. Ona ocenjuju delove koji ulaze u raketu, izučavaju rok njihovog trajanja, kontrolišu tehnologiju izrade itd.

Ocena sigurnosti rakete u celini određuje se brojem otkaza rada u toku ispitivanja.

Razrađene konstrukcije raketa obično se ispituju u početku u laboratorijskim uslovima (na specijalnim probnim stolovima), a zatim gađanjem (ispitivanjem u letu).

Laboratorijska ili ispitivanja na probnom stolu vrše se progorevanjem motora, ali ne do razaranja; ona omogućavaju proveravanje rada osnovnih agregata i sistema rakete u uslovima približnim onim pri lansiraju raketa. Za vreme tih ispitivanja pruža se mogućnost da se ocene:

- paljenje motora i rad sistema dovoda;
- podešavanje motora na zadati potisak;
- vibracije tela motora i rakete u mestima instaliranja pribora;
- rad automata za stabilizovanje i uglovi odstupanja gasnih kormila pri radu motora.

Istovremeno se pri ovim ispitivanjima razrađuje kompleks zemaljske opreme, vezan sa punjenjem raketa komponentama pogonske materije, utvrđuje se red predlansirnih ispitivanja itd.

Po završetku laboratorijskih ispitivanja u konstrukciju rakete unose se neophodne izmene koje poboljšavaju rad. Konačno izrađena raketa ide na ispitivanje gađanjem (u letu).

Ispitivanja raketa gađanjem ili u letu, u stvari su završna. Od njihovih rezultata zavisi sav sledeći rad na raketi u pogledu doradivanja i usavršavanja da bi se raketa primila ili ne u naoružanje.

Pri ispitivanjima gađanjem naročito se brižljivo proveravaju:

- proces izlaska motora na zadati režim;
- sistem dovoda pogonske materije;
- sistem upravljanja pri radu u letu;
- podudaranje balističkih karakteristika rakete sa proračunskim;

- let bojne glave posle odvajanja od motornog uređaja;
- stabilizacija rakete kada se bojna glava ne odvoji od pogonske grupe;
- temperature koje nastaju u raznim delovima tela rakete;
- opterećenja u najkarakterističnijim tačkama rakete, a osobito u bojnoj glavi kada se približava cilju.

Pri letu rakete (u procesu ispitivanja) parametri se neposredno mere pomoću sistema telemetrijske kontrole, foto-teodolita, radara i drugih uređaja.

Sistem telemetrijske kontrole sastoji se od mehaničkih i električnih davača i radio-predajnih uređaja, postavljenih u raketu i prijemno-registrirajućih pribora, u zemaljskim stanicama.

Mehanički davači, vezani sa potenciometrima, registruju napon u zavisnosti od veličine mernog parametra, a električni davači registruju deformacije i temperature merenjem promene omskog otpora, u zavisnosti od promene deformacija i temperature.

Sem toga, pomoću davača meri se niz drugih parametara.

Od davača, smeštenih u raketu, signali se pomoću radija predaju zemaljskim registrirajućim instrumentima. Radi predaje najvećeg mogućnog broja radio-signala sa rakete, u telemetrijskom sistemu je izvršena vremenska podela signala. Ova podela se ostvaruje pomoću programskog uređaja koji kratko vreme uključuje davače po ranije zadatom programu. U zemaljskoj registracionoj stanci signali se zapisuju po vremenu na traku u vidu tačaka.

Kratkotrajna predaja signala sa rakete znatno povećava količinu dobijene informacije i, sem toga, smanjuje broj radio-kanala, što uprošćava ispitivanje i lansiranje raketa.

Signali zapisani na traku telemetra dalje se obraduju.

Posle obrade rezultata, dobijenih pri ispitivanju gađanjem analiziraju se eksperimentalni podaci i upoređuju sa proračunskim. Ako se pokaže da pri letu rakete nastaju naprezanja i temperature veće ili manje od proračunskih, na osnovu tog poređenja se proračunavaju pojedini sklopovi i delovi rakete, a zatim se ako je neophodno unose konačna, precizna rešenja koja poboljšavaju njenu konstrukciju.

Iz navedenog se vidi da je uopšte govoreći nekorisno ispitivanje raketa gađanjem bez telemetrijske kontrole, jer ne daje neophodne podatke o ponašanju rakete u letu.

Za određivanje putanje leta rakete, u rejonu lansiranja i u padu na znatnom odstojanju jedan od drugog, postavljaju se kinoteodoliti koji snimaju na traku let rakete (najmanje 3 u svakom rejonu). Za vreme tih snimanja osa kinoteodolita stalno je usmerena ka raketi. Na svakom

snimljenom kadru ostaju oznake uglova po azimu i visini; svi kinoteodoliti su pri snimanju sinhronizovani po vremenu. Sem toga, let rakete može se pratiti preko radara sa kasnijom obradom dobijenih podataka.

Po podacima kinoteodolitnih snimanja i radarskih praćenja izračunava se putanja leta rakete u posmatranim delovima (početnom i krajnjem). Koristeći se ovim posmatranjima, određuje se celokupna putanja leta rakete.

Ako je vidljivost pri lansiranju rakete nedovoljna i usled toga rad kinoteodolita bude otežan, let rakete će se pratiti pomoću radarskih sredstava.

Ispitivanje gađanjem traje sve do potpune obrade svih uređaja i rakete u celini.

Najzad, u procesu tih ispitivanja i obrade raketa određuju se parametri rasturanja koji su razmotreni u prethodnim glavama.

§ 10.5. ISPITIVANJE ZEMALJSKE OPREME

Pravovremenost dostavljanja raketa na lansirni položaj, njihova priprema i lansiranje umnogome zavise od sigurnosti rada agregata, samog sistema i transportnih sredstava koja ulaze u kompleks zemaljske opreme. Naročito veliki značaj dobija siguran rad kompleksa zemaljske opreme posle transportovanja rakete na velika udaljenja. Ovo je izazvano time što odmah posle sticanja na lansirni položaj za kratko vreme postaje neophodno da se provedu predlansirna ispitivanja same rakete i njenog sistema upravljanja i da se pomoću zemaljske opreme ostvari sigurno lansiranje nezavisno od klimatskih uslova, kako pri niskim tako i pri visokim temperaturama (arktičkim i tropskim).

Za transport, pripremu i lansiranje raketa primenjuje se prilično raznovrsna i složena zemaljska oprema i uredaji.

Tako, na primer, u sastavu kompleksa zemaljske opreme mogu da budu:

- transportna sredstva za prevoz raketa i pogonske materije (automobili i tegljači);
- utovarno-istovarne dizalice;
- elektroenergetski agregati;
- kontrolno-lansirni agregati, smešteni na transportna sredstva;
- agregati za punjenje pogonskom materijom;

— protivpožarna i pomoćna sredstva za prevoz i agregati.

Sva sredstva prevoza, agregati i sistemi pre ulaska u operativne jedinice prolaze u različitim klimatskim uslovima kroz svestrana ispitivanja da bi se ispitala sigurnost rada mehanizma i uređaja u celini, na vibraciju, čvrstoću i prohodnost.

Metodika ovih ispitivanja obično odgovara opšte prihvaćenoj metodici u industriji i ispunjavaju je proizvođači ovih sredstava za prevoz agregata.

Glava XI

BOJNE GLAVE RAKETA

§ 11.1. NAMENA I KLASIFIKACIJA BOJNIH GLAVA RAKETA

Bojne glave raketa mogu da se koriste za uništavanje najrazličitijih ciljeva: vojnoindustrijskih objekata, fabrika, mostova, lučkih postrojenja, električnih centrala, atomskih posrojenja, skladišta, odbrambenih objekata, lansirnih rampi strategijskih raketa, kao i raketa drugih tipova, aerodroma, železničkih čvorova, vatreñih položaja artiljerije, mesta koncentracije trupa i drugih ciljeva.

Za uništenje tako raznovrsnih ciljeva postoje razni tipovi bojnih glava. Po karakteru dejstva bojne glave se klasificuju na fugasne (razorne), parčadne, parčadno-fugasne, kumulativne, zapaljive, hemijske i nuklearne.

Fugasne bojne glave namenjene su za rušenje raznih odbrambenih objekata. Dejstvo tih delova zasnovano je na pretvaranju hemijske energije, sadržane u eksplozivnim materijama, u energiju udarnog talasa, koji se širi na sve strane od tačke eksplozije. Naravno, čisto fugasnih bojnih glava nema jer su eksplozivne materije uvek smeštene u neki omotač. Zato se u bilo kojoj fugasnoj bojnoj glavi sa klasičnom eksplozivnom materijom, neki deo energije eksplozije troši na obrazovanje parčadi. Kod nuklearnih bojnih glava energija koja se troši na cepanje omotača, u poređenju sa ogromnom energijom nuklearne eksplozije toliko je mala da se može zanemariti.

Nedostatak fugasnih bojnih glava je brz pad pritiska na frontu udarnog talasa i nemogućnost znatnog povećavanja njihove zone dejstva.

Najprostija, mada i nedovoljno tačna, formula za određivanje natpritiska u jednorodnoj neograničenoj vazdušnoj sredini je:

$$\Delta P_f = 3,9 \sqrt{\frac{q}{R^3}},$$

gde je q — težina punjenja eksplozivne materije, kg;

R — rastojanje od centra eksplozije, m.

Za tačnija proračunavanja može se preporučiti formula M. A. Sadovskog koja je dobijena na osnovu obrade mnogobrojnih eksperimentalnih podataka:

$$\Delta P_f = 0,84 \frac{\sqrt[3]{q}}{R} + 2,7 \frac{\sqrt[3]{q^2}}{R^2} + 7 \frac{q}{R^3},$$

gde je q — težina punjenja trolila ili troliski ekvivalent za udarni talas za nuklearne bojne glave. Troliski ekvivalent nuklearne eksplozije za udarni talas jednak je polovini troliskog ekvivalenta.

Za proračun radijusa zona rušenja od dejstva udarnog talasa može se koristiti formula

$$R_e = k_e \sqrt[3]{q},$$

gde je R_e — maksimalni radijus zone rušenja, m;

k_e — koeficijent koji zavisi od tipa objekta, svojstava eksplozivnih materija i stepena rušenja.

q — težina punjenja eksplozivne materije u kg.

Pošto je cena vođenih raketa veoma visoka, korišćenje fugasnih bojnih glava u njima nije ekonomski svrshishodno, sem kada se gađaju ciljevi malih razmera raketama sa sistemom upravljanja koji vrlo tačno rade.

Ponekad se za podzemnu ili podvodnu eksploziju koriste fugasne bojne glave. Pri tome bojna glava mora da ima čvrst čelični omotač, snabdeven eksplozivnom materijom. Za fugasne bojne glave primenjuje se kontaktni upaljač usporenog dejstva, da bi se obezbedio prodror bojne glave u pregradu na potrebnu dubinu. Taj prodror se obezbeđuje i velikom brzinom kretanja bojne glave pri susretu sa pregradom.

Udarni talas, koji se širi u masi zemlje ili vode, vrši jače razorno dejstvo na temelje objekta, naročito ako je reč o masivnim kamenim gradevinama, nego pri vazdušnoj eksploziji.

Parčadne bojne glave odredene su za gađanje vazdušnih i zemaljskih ciljeva, uključujući borbenu tehniku i živu silu protivnika.

Pri eksploziji parčadnih bojnih glava obrazuje se veliki broj parčadi određenog oblika, sa potrebnim karakteristikama razletanja. Fugasno dejstvo koje prati obrazovanje parčadi, nema bitan značaj i obično se ne razmatra pri ocenjivanju parčadnog dejstva bojnih glava.

Preim秉stvo parčadnih bojnih glava je mogućnost znatnog pojačavanja parametara eksplozije. Slabljenje energije eksplozije parčad-

nih bojnih glava približno je proporcionalno udaljenju, a radijus dejstva proporcionalan je težini punjenja. Zato se može postići bitno povećanje duljine dejstva parčadnih bojnih glava u poređenju sa fугасним, pri ograničenim težinama punjenja.

Nedostatak parčadnih bojnih glava je u tome što štete koje nanose nisu tako znatne kao one nanesene pomoću fугасnih bojnih glava, naročito na velikim udaljenjima od centra eksplozije.

Za povećavanje zone uništenja parčadima mogu se koristiti kasetne bojne glave. Takva ubojna glava se sastoji od velikog broja malih granata (elemenata), od kojih svaki ima svoje eksplozivno punjenje. Projektili se puštaju u vazduh blizu cilja dejstvom nekontaktnog upaljača i eksplodiraju pri udaru o zemlju. Površina uništenja kod kasetnih bojnih glava znatno je veća nego kod obične parčadne bojne glave iste težine.

Kumulativne bojne glave koriste se za uništavanje oklopnih zemaljskih ciljeva i za uništavanje bunkera i drugih fortifikacijskih objekata. Suština kumulativnog efekta sastoji se u tome što se pri detonaciji punjenja sa kumulativnim udubljenjem proizvodi eksplozije onog dela eksplozivnih materija koji naleže na udubljenje razleću, u početku, gotovo normalno na površinu punjenja, zbijaju i dobijaju veliku brzinu u pravcu ose udubljenja. Obrazuje se mlaz zbijenih produkata eksplozije, usmeren duž ose udubljenja, koji se obično zove kumulativna struja.

Probojno dejstvo eksplozije kumulativnih punjenja uslovjava se dinamičnim dejstvom struje produkata detonacije na pregradu. Probojno dejstvo kumulativnih punjenja može da bude pojačano pokrivanjem površine udubljenja metalnom prevlakom. U tom slučaju će se povećati za 10—12 puta. Ovo se objašnjava time što se probojno dejstvo kumulativnih punjenja sa metalnom prevlakom ostvaruje ne produktima eksplozije, kao kod neobložene površine udubljenja, već metalnom kumulativnom strujom koju obrazuju materijali prevlake.

U momentu eksplozije kumulativnog punjenja, elementi oblikovane prevlake, pri dolasku detonacionog talasa do njene površine, dobijaju izvesnu brzinu i pod dejstvom produkata detonacije fokusiraju se oko ose. Pošto su sile koje deluju na prevlaku znatno jače od granice elastičnosti njenog materijala, on teče kao tečnost. U momentu susreta elemenata oblikovane prevlake, koji se kreću ka osi udubljenja, nastaju ogromni pritisci koji dostižu milione atmosfere. Pod dejstvom takvog pritiska prevlaka se steže, a unutrašnji slojevi metala se istiskuju i stvaraju metalnu kumulativnu struju.

Na obrazovanje kumulativne struje troši se samo mali deo metala prevlake (10—15%). Glavni deo se sažima u kompaktno telo koje je dobilo naziv „čep“.

Brzina metalne kumulativne struje može da dostigne nekoliko desetina kilometara u sekundi. U tački susreta struje sa oklopom pojavljuje se veliki pritisak koji daleko prevaziđa granice elastičnosti materijala oklopa. Pod dejstvom struje materijal se tali.

Usled toga metalna kumulativna struja prodire u oklop i materijal oklopa se razdvaja, stvarajući rupu ili udubljenje u ploči.

Za postizanje maksimalnog efekta, kumulativna punjenja treba da se pale na najpovoljnijem odstojanju od cilja i to sa takvim proračunom da kumulativna struja ne stigne da izgubi svoju monolitnost i da pride površini cilja pod potrebnim uglom. Izrada upaljača za ove bojne glave veoma je složen zadatak, jer je određen za paljenje eksploziva na optimalnom odstojanju između bojne glave i cilja. Kumulativna struja sposobna je da probije pregrade velike debljine i da izazove rušenje, uništavanje žive sile i požare. Nedostatak kumulativnih bojnih glava je mali radijus uništenja, te zato moraju da imaju veoma tačan sistem vodenja.

Zapaljive bojne glave predviđene su za paljenje ciljeva. One se sastoje od velikog broja gotovih zapaljivih elemenata koji se razleću na razne strane po određenom zakonu i garantuju najveću površinu uništenja. Upaljački uređaj može da bude sračunat na prođor zapaljivih elemenata unutar cilja slično nekim vrstama fugasnih bojnih glava, ili na aktiviranje prilikom dodira sa površinom cilja. Ograničena daljina dejstva zapaljivih bojnih glava je njihov bitni nedostatak.

Kratak pregled nekih vrsta bojnih glava raketa pokazuje da sve one imaju relativno malu zonu uništenja. Zato su nuklearne bojne glave najuspešnije sredstvo za uništenje zemaljskih ciljeva.

Zadržaćemo se na načinima izdvajanja nuklearne energije i metodima njenog korišćenja u vojne svrhe.

§ 11.2 ENERGIJA ATOMSKOG JEZGRA I NAČINI NJENOG IZDVVAJANJA

Ispitivanja i proračuni s kraja 40-tih godina pokazali su da su u unutrašnjosti atoma sadržane ogromne rezerve novog, ranije nepoznatog oblika — nuklearne energije, koja se pri izvesnim uslovima može pretvoriti u druge vidove energije.

Da bi se razumela priroda tog oblika energije i način njenog izdvajanja neophodno je da upoznamo strukturu jezgra.

Sve materije u prirodi koja nas okružuje, kako proste tako i složene, sastoje se od sićušnih čestica — atoma.

Atom je najmanja čestica hemijskog elementa koja ostaje nepromenjena pri hemijskim reakcijama. Saglasno savremenim mišljenjima, osnovna masa atoma koncentrisana je u jezgru veoma malih razmara. Prečnik jezgra jednak je približno 10^{-12} cm. Pošto je prečnik atoma oko 10^{-8} cm, razmere jezgra su oko 10.000 puta manje od razmara atoma.

Oko jezgra su raspoređene lake čestice — elektroni čiji je ukupni negativni naboј jednak pozitivnom naboju jezgra. Broj elektrona u elektronskom omotaču atoma, koji je jednak pozitivnom naboju jezgra, određuje se rednim brojem elementa u Mendeljejevoj tablici.

Jezgra svih atoma izgrađena su od protona i neutrona. Ove čestice se nazivaju nukleonima. Proton je elementarna čestica sa masom mirovanja (m_p) koja iznosi 1,008 a. j. m.* , a ima pojedinačan pozitivan naboј jednak po veličini, ali suprotan po znaku naboju elektrona.

Neutron je elementarna čestica bez električnog naboja. Masa mirovanja neutrona (m_n) nešto je veća od mase protona i iznosi

$$m_n = 1,009 \text{ a. j. m.}$$

Pošto su naboji elektrona i protona jednaki u električno-neutrnatom atomu, broj protona u jezgru mora da bude jednak broju elektrona u elektronskom omotaču. Broj protona u jezgru naziva se atomskim brojem i označava se slovom Z .

Ukupan broj protona i neutrona u jezgru zove se maseni broj elementa i označava se slovom A . Očigledno, broj neutrona u jezgru jednak je $A - Z$.

Formula bilo kog elementa zapisuje se na sledeći način:

Z simbol elementa A ,
gde je Z naboј;

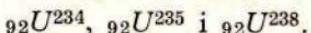
A je maseni broj.

Na primer, atomi vodonika, helijuma i urana označavaju se ${}_1H^2$, ${}_2He^4$ i ${}_{92}U^{235}$.

U prirodi se susreću atomi sa jednakim brojem protona u jezgru (jednakim atomskim brojem), ali različitim brojem neutrona, tj. različitim masenim brojevima. Takvi atomi nazivaju se izotopima. Oni imaju ista hemijska svojstva, ali se mogu razlikovati po stabilnosti u nuklearnim pretvaranjima.

* U nuklearnoj fizici, u svojstvu jedinice mase, primenjuje se $1/16$ mase atoma izotopa kiseonika čije jezgro sadrži 16 nukleona. Ta veličina naziva se atomskom jedinicom mase i označava se sa a.j.m. $1 \text{ a.j.m.} \approx 1,66 \cdot 10^{-22} \text{ kg.}$

Većina elemenata koji se nalaze u prirodi je smeša dva ili više postojanih izotopa koji se razlikuju po masenim brojevima. Tako, prirodni uran koji zauzima važno mesto u nuklearnoj energetici kao gorivo, sastoji se od tri izotopa:



Jezgra atoma se sastoje od pozitivno nanelektrisanih protona i neutralnih čestica — neutrona. Pošto se jednako nanelektrisani protoni odbijaju jedan od drugoga, stabilnost jezgara može da se osigura samo ako između čestica koje ulaze u sastav jezgra u isto vreme budu delovale sile privlačenja. Eksperimenti pokazuju da takve sile između dva neutrona, dva protona, kao i između neutrona i protona, stvarno postoje.

Sile nuklearnog privlačenja imaju veoma složenu prirodu koja još nije dovoljno proučena. Utvrđeno je da su nuklearne sile nova vrsta sila, ranije nepoznata nauci; to nisu ni gravitacione ni elektromagnetne sile.

Svaki nukleon u jezgru uzajamno dejstvuje samo sa svojim najbližim susedima. Usled toga unutar jezgra u granicama rastojanja od oko 10^{-13} cm nuklearne sile praktično ostaju postojane (zasićene). Na granici jezgra one se smanjuju do nule. To znači da su sile uzajamnog dejstva kratkotrajne. U jezgru nuklearne sile prevazilaze mnogo puta električne sile odbijanja između protona. U suprotnom slučaju, jezgra ne bi mogla da postoe, jer bi ih razorilo električno odbijanje među protonima.

Da bi se udaljila (istrigla) neka čestica iz jezgra, neophodno je izvršiti rad ili, drugim rečima, dovesti do jezgra neku energiju, jednaku energiji veze te čestice. Ta energija veze čestice u jezgru je negativna veličina, po apsolutnoj vrednosti brojno jednak radu koji se troši na udaljavanje te čestice iz jezgra, a da joj se pri tome ne prida kinetička energija, tj. radu koji je upravo dovoljan za oslobođanje čestice od njene veze u jezgru.

Mera energije veze celog jezgra u celini (E) je rad koji se mora izvršiti radi odvajanja svih protona i neutrona, jednog od drugog ili drukčije rečeno, radi potpunog „razbijanja“ jezgra na sastavne delove.

U suprotnom procesu, pri obrazovanju (sintezi) jezgra od nukleona, na osnovu zakona očuvanja energije, izdvaja se takva ista energija. To znači, energiju veze možemo takođe odrediti kao energiju koja se izdvaja prilikom obrazovanja jezgra od nukleona.

Energija veze može se odrediti po „defektu“ mase jezgra, tj. upoređivanjem zbira mase čestica koje čine dato jezgro sa stvarnom masom

tog jezgra. Merenje mase atomskih jezgara i nukleona od kojih su sastavljena, a koje se vrši u savremenoj tehnici sa tačnošću do petog ili šestog znaka, pokazuje da je masa jezgra uvek manja od mase slobodnih nukleona, neophodnih za njegovo „formiranje“.

Razlika između mase slobodnih nukleona, neophodnih za obrazovanje jezgra, i realne mase jezgra naziva se defektom mase jezgra (Δm).

Primer. Masa jezgra helijuma ${}_2He^4$ koji postoji u prirodi, jednaka je $4,004 \text{ a. j. m.}$

Međutim, ukupna masa dva protona i dva neutrona, neophodnih za „formiranje“ takvog jezgra, iznosi $2m_p + 2m_n = 2 \cdot 1,008 + 2 \cdot 1,009 = 4,034 \text{ a. j. m.}$

To znači da se u rezultatu obrazovanja jezgra helijuma dobija „defekt“ mase: $\Delta m = 4,034 - 4,004 = 0,03 \text{ a. j. m.}$

Veličina energije koja se izdvaja, tj. energije veze (E) nalazi se po „defektu“ mase pomoću Ajnštajnovog zakona o uzajamnoj vezi mase i energije. Saglasno tom zakonu, sa određenom energijom vezana je određena masa i, obratno, sa određenom masom vezana je određena energija.

Svaka promena energije tela vezana je sa promenom njegove mase:

$$E = \Delta mc^2, \quad (11.1)$$

gde je c — brzina svetlosti u vakuumu.

Primer. Ako u formuli (11.1) zamenimo „defekt“ mase jezgra helijuma i izračunamo, naći ćemo energiju veze tog jezgra:

$$E = \Delta mc^2 = 0,03 \cdot 1,66 \cdot 10^{-27} \cdot 9 \cdot 10^{16} = 0,448 \cdot 10^{-11},$$

Energija veze jezgra helijuma jednaka je*

$$E = \frac{0,448 \cdot 10^{-11}}{1,6 \cdot 10^{-13}} = 27,93 \text{ mev.}$$

Srednja energija veze koja dolazi na jedan nukleon naziva se specifičnom energijom veze (ε):

$$\varepsilon = \frac{E}{A}$$

* U sistemu mera jedinica za energiju je *džaul*. Za nuklearnu fiziku ova jedinica je velika i zato je uvedena druga — elektronvolt. On je jednak energiji koju dobija elektron pri prolasku ubrzavajuće razlike potencijala u 1 v.

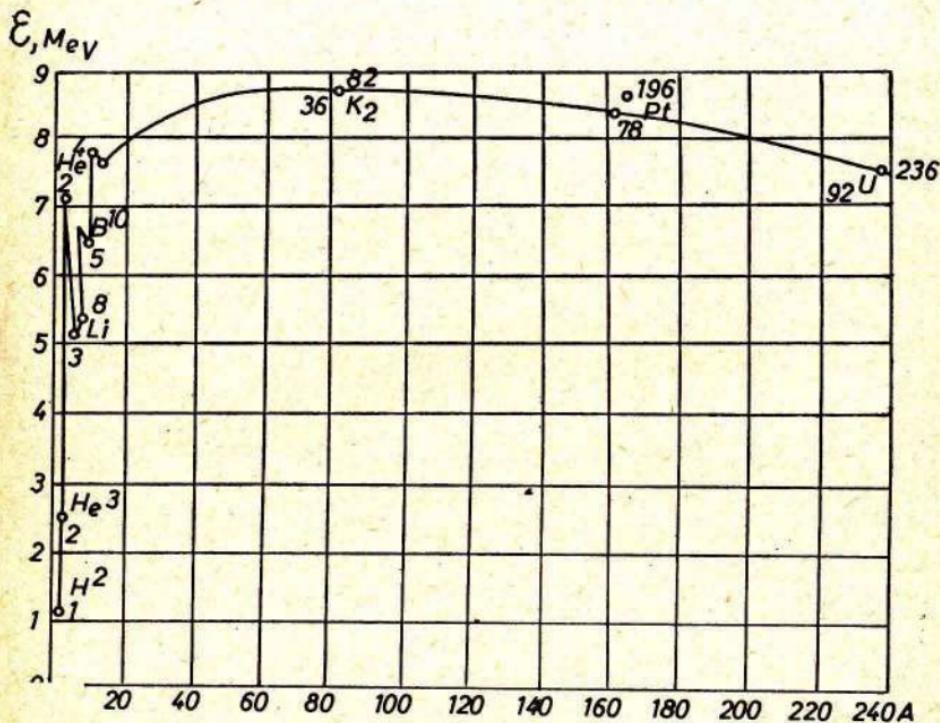
1 ev = $1,6 \cdot 10^{-19}$ džaula; $10^3 \text{ ev} = 1 \text{ kev}$ (kiloelektronvolt),
 $10^6 \text{ ev} = 1 \text{ mev}$ (megaelektronvolt).

Za helijum ona iznosi približno 7 mev.

Za razna jezgra ova energija ima razne vrednosti (sl. 11.1). Na primer, za proton (jezgro vodonika ${}_1H^1$) koji je elementarna čestica, jednaka je nuli. Najveća vrednost specifične energije veze — 8,75 mev — zapaža se kod jezgra gvožđa i nikla ($A = 60$). Za teška jezgra, na primer, urana, iznosi 7,6 mev, za jezgro srednje težine ($A \approx 120$) — 8,5 mev.

Iz zavisnosti koja je navedena na sl. 11.1 proističu dva mogućna načina izdvajanja unutrašnje energije jezgra.

Energija koja se izdvaja pri obrazovanju atomskih jezgara iz „Elementarnih“ čestica i pri svim ostalim pretvaranjima atomskih jezgara, naziva se obično, atomskom, a pravilnije je nazvati je nuklearnom energijom.



Sl. 11.1. Zavisnost specifične energije veze jezgra od masenog broja

Za oslobođanje nuklearne energije nikako nije obavezna sinteza nukleona. Energija se može izdvojiti ostranjujući takve nuklearne reakcije kod kojih se jezgra atoma jednog elementa pretvaraju u jezgra

nekog drugog elementa sa većom stabilnošću u skladu s tim većom energijom veze. Na primer, za uran, energija veze iznosi oko $7,6 \text{ mev}$ za nukleon, a za elemente sa srednjom vrednošću masenog broja (kalaj i dr.) — približno $8,5 \text{ mev}$ za nukleon. Ako bi se ostvarila takva nuklearna reakcija u kojoj bi se jezgra kalija i drugih njemu susednih elemenata obrazovala ne od protona i neutrona već putem deljenja težih jezgara urana, energija koja bi se izdvojila pri tome, iznosila bi $8,5 - 7,6 = 0,9 \text{ mev}$ za nukleon ili oko 200 mev za svako razdvojeno jezgro. Znači, energija koja se izdvaja u nuklearnim reakcijama jednaka je razlici energije veze jezgara krajnjih i polaznih elemenata.

U proseku nuklearnih pretvaranja može da se izdvoji ogromna energija naravno pod uslovom da u reakciji učestvuje veoma veliki broj jezgara.

Primer. Izračunaćemo kolika se količina energije izdvaja pri deljenju svih jezgara koja se sadrže u 1 kg urana.

Broj jezgara u jednom kilogramu urana — 235

$$N_o = \frac{1000 N_{Av}}{A},$$

gde je N_{Av} — Avogadrovo broj, tj. količina atoma koji se sadrže u jednom gramatomu materije;

$$N_{Av} = 6,025 \cdot 10^{23};$$

A — maseni broj.

$$N_o = \frac{1000 \cdot 6,025 \cdot 10^{23}}{235} = 2,56 \cdot 10^{24}.$$

Pri deljenju svakog jezgra urana izdvaja se energija jednaka približno 200 mev , ili $\frac{200}{6,24 \cdot 10^{12}} = 32 \cdot 10^{-12}$ džaula.

Pri deljenju svih jezgara sadržanih u 1 kg urana izdvojiće se energija $E = 32 \cdot 10^{-12} \cdot 2,56 \cdot 10^{24} = 8,2 \cdot 10^{-13}$ džaula.

Iste količine energije mogu se dobiti pri eksploziji 20.000 t trinitrotoluola (trotila) ili pri sagorevanju 2.500 t kamenog uglja.

Prema tome, korišćenje reakcija u kojima se teška jezgra dele na manje teška srednje težine, prvi je mogući način dobijanja nuklearne energije. Što su jezgra teža više će se energije izdvajati pri deljenju (fisiji). Na taj način se dobija energija u atomskim (nuklearnim) reaktorima i nuklearnim bojnim glavama.

Drugi način dobijanja nuklearne energije sastoji se u korišćenju reakcije sjedinjavanja (fuziji) veoma lakih jezgara u teža. Pretvaranje takvih jezgara u teža daje još veći energetski dobitak u odnosu na nukleon. Tako, na primer, reakcija sjedinjavanja deuterijuma i tritijuma:



praćena je izdvajanjem energije od 17,6 *mev*, tj. 3,5 *mev* na jedan nukleon.

Pri sintezi 1 kg helijuma izdvaja se energija 4 puta veća nego pri deljenju 1 kg *U-235*.

Ovo su dva osnovna načina dobijanja nuklearne energije koji se koriste pri stvaranju raznih vidova nuklearnih bojnih glava. Zadatak praktičnog korišćenja nuklearne energije može da bude rešen jedino ako budu stvoreni uslovi u kojima bi se nuklearni procesi odvijali sami od sebe, tj. bez stalnog dovođenja energije. Razmotrićemo uslove neophodne za izazivanje eksplozivnih nuklearnih reakcija deljenja i sinteze.

§ 11.3. LANČANA REAKCIJA DELJENJA (FISIJE) JEZGRA

Prvi put je 1939. godine otkrivena sposobnost jezgara urana da se pod dejstvom neutrona cepa na dve čestice, po pravilu, nejednake mase. Ovaj proces je nazvan deljenjem jezgra.

Čestice koje se dobijaju pri deljenju urana su jezgra izotopa elemenata, smeštenih u srednji deo Mendeljejeve tablice. Prinosom čestica deljenja naziva se odnos broja deljenja koji dovodi do pojave datog dela i broja svih deljenja.

Grafikon prinosa čestica deljenje *U-235* prikazan je na sl. 11.2.

Ako razmotrimo krive na crtežu, možemo da izvučemo zaključak da se među česticama deljenja susreću elementi sa atomskim težinama od 72 do 162. Pri $A = 117$ kriva rasporeda ima minimum. To znači da se jezgro urana relativno retko deli na dva jednakaka dela. Ono se, najčešće deli na dva različita jezgra sa atomskim težinama približno 95 i 139, pri kojima kriva ima maksimume.

Raspored čestica deljenja zavisi od energije neutrona koji izazivaju deljenje.

Usvojeno je da se neutroni, u zavisnosti od svoje energije (En), dele na nekoliko grupa:

— spore neutrone, $0 < En < 1000 \text{ ev}$;

— neutrone srednjih energija, $1 \text{ kev} < En < 500 \text{ kev}$;

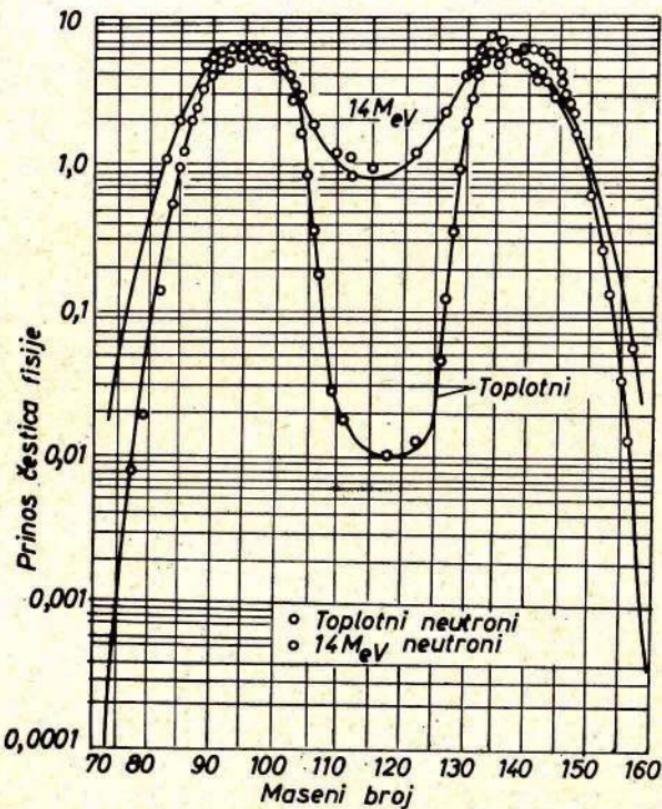
- brze neutrone, $0,5 \text{ mev} < E_n < 10 \text{ mev}$;
- superbrze neutrone, $E_n > 10 \text{ mev}$.

Za brze neutrone strmina krive rasporeda je manja, što ukazuje na veću verovatnoću simetričnog deljenja.

Slične krive rasporeda čestica deljenja mogu se konstruisati i za neka druga teška jezgra (U-233, Pu-239).

Čestice, dobijene deljenjem, uvek imaju u sastavu svojih jezgara višak neutrona u poređenju sa stabilnim izotopima. Ova jezgra prelaze u stabilnije stanje, po pravilu, pretvaranjem neutrona u proton, što je povezano sa izbacivanjem β -čestica (elektrona). Zato se sve čestice deljenja dalje raspadaju uz izbacivanje β -čestica.

Najvažnija osobina deljenja teških jezgara je oslobođanje neutrona koje prati ovu reakciju. Broj neutrona koji se ispuštaju posle deljenja zavisi od oblika deljenja ili, što je isto, od toga kakvim neutronima se



Sl. 11.2. Prinos čestica fisije U-235 na toplotne i 14-mev neutrone

deli. U nekim slučajevima neutroni se uopšte ne ispuštaju, u drugim može da se ispušta jedan, dva, tri pa čak i više neutrona tako da srednji broj ispuštenih neutrona (v) nije ceo.

Reakcije u kojima pri zahvatu neutrona jezgrom ne nastaje deljenje nazivaju se reakcijama radijacionog zahvata. U tom slučaju jezgro ispušta samo γ -kvant.

Pri svakom aktu deljenja U-235 ispušta u proseku 2,5 neutrona. U vezi s tim pojavljuje se pitanje: mogu li se iskoristiti neutroni koji se oslobađaju pri deljenju za izazivanje deljenja drugih jezgara urana? U tom slučaju, umesto jednog neutrona, utrošenog na deljenje, može se dobiti v neutrona deljenja. Iz tih v neutrona, pošto budu zahvaćeni jezgrima urana i izazovu u njima deljenje, pojavice se v^2 novih neutrona koji će stvoriti v^3 neutrona itd. Broj neutrona će rasti u geometrijskoj progresiji, pri čemu će se istovremeno izdvajati energija. Na taj način, ako bi svi neutroni deljenja mogli da se iskoriste za nova deljenja, mogle bi se dobiti reakcije u obliku lavine, koje su dobro poznate u hemiji i dobile naziv lančane reakcije.

Na prvi pogled može se učiniti da dobijanje lančanih reakcija ne izaziva nikakve teškoće. U stvari, pri svakom aktu deljenja nastaje ne samo popunjavanje neutrona izgubljenog pri deljenju već se pojavljuje i višak ($v - 1$) broja neutrona. U stvari, proces dobijanja lančane nuklearne reakcije mnogo je složeniji.

Oslobađanje više od jednog neutrona pri svakom aktu deljenja neophodan je ali i nedovoljan uslov za razvijanje lančane reakcije. Da bi razvitak narastajuće lavine neutrona mogao stvarno da se realizuje, mora se ispuniti i drugi uslov. Kao što je poznato, u svakom realnom sistemu postoji mnoštvo različitih faktora koji izazivaju gubljenje neutrona i njihov izlazak iz lavine. Ako broj elektrona koji se gubi bude veoma veliki, razvitak lavine može da se prekine.

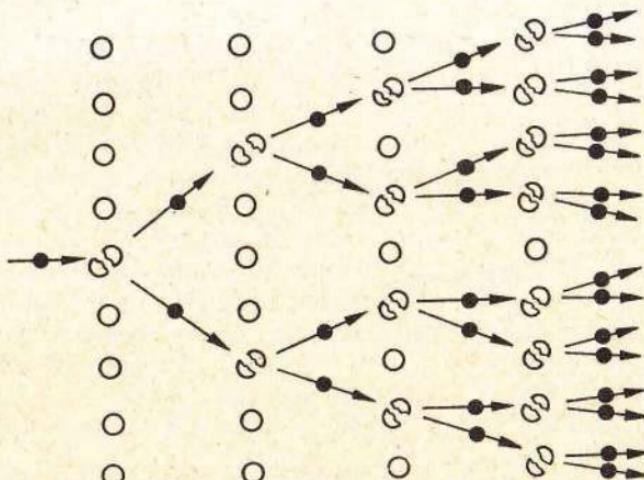
Određeni broj neutrona udaljavaće se iz sistema koji se razmnožava usled radijacionog zahvata kako u uranu, tako i u raznim primesama koje se u njemu sadrže. Sem toga, uvek se gubi deo neutrona usled toga što izleću iz mase urana u okolnu sredinu. Zato se uslov održavanja lančane reakcije u bilo kom sistemu koji se razmnožava sastoji u tome da od 2,5 sekundarna neutrona, koji se u proseku pojavljuju pri deljenju svakog jezera, najmanje jedan izazove novo deljenje.

Polazeći od tog uslova uvedena je posebna veličina nazvana koeficijentom razmnožavanja neutrona (k). To je srednja vrednost odnosa broja neutrona, koji se dele u jednoj generaciji prema broju neutrona koji se dele u prethodnoj generaciji (sl. 11.3). Na primer, 10 neutrona izazvalo je deljenje 10 jezgara i pri tome je obrazovano 20 neutrona.

Od tih 20 neutrona samo 12 izaziva sledeće deljenje, a 8 izlazi iz sistema ili se podvrglo radijacionom zahvatu. U datom slučaju $k = \frac{12}{10} = 1,2$.

Što je veći koeficijent razmnožavanja neutrona, brže će se razvijati lančana reakcija. Promena broja neutrona (n) u funkciji vremena (t) može se opisati sledećom formulom:

$$n = n_0 e^{\frac{k - 1 \cdot t}{\tau_0}} \quad (11.2)$$



1-va generacija 2-ga generacija 3-ća generacija 4-ta generacija 5-ta generacija
1 neutron 2 neutrona 4 neutrona 8 neutrona 16 neutrona

Sl. 11.3. Razmnožavanje neutrona kao rezultat lančane reakcije fisije

gde je n_0 — početni broj neutrona pri $t = 0$;
 k — koeficijent razmnožavanja neutrona;
 τ_0 — srednje vreme života neutrona, tj. odsečak vremena od momenta obrazovanja neutrona do momenta njegovog apsorbovanja. U takvim elementima, kao što su U-235 i Pu-239, srednje vreme života neutrona iznosi oko 10^{-8} sek.

Promena broja neutrona tokom vremena pri različnim koeficijentima razmnožavanja neutrona prikazana je na sl. 11.4.

Pri $k = 1$ svakom neutronu koji vrši deljenje odgovara izlaz jednog sekundarnog neutrona koji vrši novo deljenje. U tom slučaju reakcija

teče ravnomernom brzinom i broj deljenja ne raste u obliku lavine. Odgovarajući sistem naziva se kritičnim.

Smatra se da se sistem nalazi u kritičnom stanju ako se u njemu broj neutrona, koji se obrazuju u rezultatu deljenja, tačno uravnotežuje sa brojem neutrona koji se gube usled izbacivanja i apsorpcije. Masa materije koja odgovara tom stanju sistema naziva se kritičnom.

Pri $k > 1$ broj neutrona koji vrše deljenje tokom vremena konačno će rasti; primer za ovaj slučaj je eksplozija nuklearne bojne glave. U ovom slučaju sistem se naziva natkritičnim.

Pri $k < 1$ razvijanje lančane reakcije već je nemoguće: ako je počela, brzo se gasi. Sistem se u ovom slučaju zove potkritičnim.

Na taj način koeficijent razmnožavanja neutrona određuje brzinu razvijanja lančane reakcije deljenja.

U bilo kom nuklearnom reaktoru ili nuklearnoj bojnoj glavi gustoina slobodnih neutrona (n) u naboju materije koja se deli obično se menja tokom vremena.

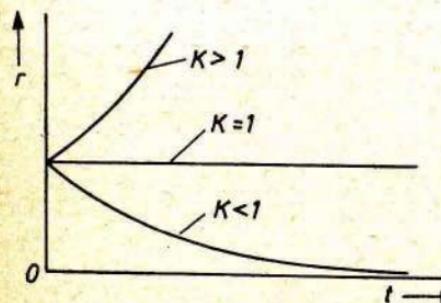
Ovu promenu određuju tri sledeća faktora:

- broj neutrona koji obrazuju jediničnu zapreminu punjenja u jedinici vremena (g);
- broj neutrona koji se apsorbuju jediničnom zapreminom punjenja u jedinici vremena (a);
- broj neutrona koji napuštaju jediničnu zapreminu punjenja u jedinici vremena tj. gubitak neutrona (L).

Na taj način jednačina balansa neutrona u jediničnoj zapremini punjenja može da se predstavi u obliku $\frac{\partial n}{\partial t} = \text{obrazovanje} - \text{apsorpcija} - \text{gubitak}$ ili $\frac{\partial n}{\partial t} = g - a - L$.

Ova jednačina pokazuje promenu gustine slobodnih neutrona u jediničnoj zapremini punjenja u jedinici vremena. Sasvim je očigledno da će se za punjenje fiksiranih razmera broj slobodnih neutrona u celoj zapremini određivati tim trima faktorima. Obrazovanja i apsorpcija neutrona su zapreminske efekte, tj.

$$g = k_1 v ; a = k_2 v,$$



Sl. 11.4. Zavisnost gustine neutrona od vremena

gde su k_1 i k_2 koeficijenti proporcionalnosti;

v — zapremina punjenja.

Gubitak neutrona je čisto površinski efekat, tj.

$$L = k_3 S,$$

gde su k_3 — koeficijent proporcionalnosti;

S — površina punjenja.

Veličina relativnog gubitka neutrona iz date zapremine (L_{rel}), tj. odnos gubitka neutrona (L) i čistog njihovog priraštaja ($g - a$), uvek je proporcionalan odnosu $\frac{S}{V}$.

U stvari,

$$L_{rel} = \frac{L}{g - a} = \frac{k_3 S}{(k_1 - k_2)v} = k_4 \frac{S}{v},$$

$$\text{gde je } k_4 = \frac{k_3}{k_1 - k_2} = \text{const.}$$

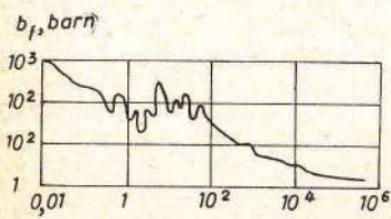
Što je za punjenje datog oblika odnos $\frac{S}{V}$ veći, veći je relativni gubitak.

To znači da se povećavanjem razmara punjenja veličina relativnog gubitka smanjuje. Sferični oblik nuklearnog punjenja, koji pri datoј masi ima najmanji odnos $\frac{S}{V}$, najpogodnije je. U tankoj pločici uopšte je nemoguće obezbediti samostalnu lančanu reakciju bez obzira na njene razmere (zbog velikog gubitka).

Veličina kritične mase sfernog punjenja znatno zavisi od oblika primjenjenog nuklearnog goriva. Brzina proticanja reakcije deljenja u raznim nuklearnim gorivima jako se menja u zavisnosti od energije neutrona koji izaziva deljenje.

Pošto su jezgra tvorevina neobično malih razmara (prečnika oko 10^{-12} cm, površine preseka približno 10^{-24} cm²), moglo bi se očekivati da je verovatnoća pogadanja česticom koja bombarduje (u našem slučaju neutrona) jezgro sasvim mala. Međutim, pokazuje se da je ovakvo posmatranje čestice koja se bombarduje suviše grubo za opisivanje nuklearnih pretvaranja. Verovatnoća pretvaranja nekada biva znatno manja od one koju bi trebalo očekivati, ako se posmatra jednostavno upadanje čestice u geometrijski prečnik jezgra. Verovatnoća promene meri se efektivnim poprečnim presekom jezgra u odnosu na određeno

pretvaranje. Efektivni poprečni presek je površina relativna za svako jezgro, koju za dato pretvaranje mora da preseče čestica koja se bombarduje. Kao jedinicu poprečnog preseka obično se koristi *barn* ($1 \text{ barn} = 10^{-24} \text{ cm}^2$).



Sl. 11.5 Zavisnost preseka fisije urana-235 od energije

procesa. Prvo, neutron može gipko da se odbije od jezgra (gipko rasturanje), drugo, može da pred deo svoje energije nukleonima i da se odbije od jezgra (neelastično rasturanje), treće, može da prodre u jezgro, pri čemu se energija uzajamnog dejstva izdvaja u vidu γ -zraka (radijacioni zahvat neutra). Najzad, ako jezgro urana ili plutonijuma zahvata neutrone može da dođe do deljenja jezgra. Zato je pri uzajamnom dejstvu neutra i jezgra urana ili plutonijuma neophodno razlikovati presek rasturanja — gipkog i negipkog (σ_s), presek radijacionog zahvata (σ_r) i presek deljenja (σ_f).

Veličina poprečnih efektivnih preseka zavisi od energije neutra. Smanjivanjem brzine neutra, presek zahvata i presek deljenja za uran-235 i plutonijum-239 rastu. Za izotop urana-238 presek zahvata raste smanjivanjem energije a verovatnoća njegovog deljenja brzo se smanjuje do nule. To znači da se U-238 deli samo brzim neutronima ($E_n > 1 \text{ mev}$).

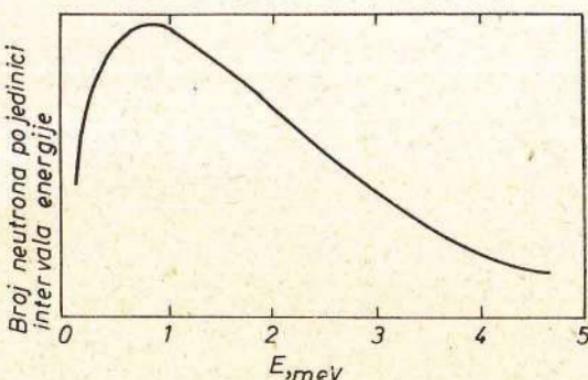
Za U-235, pri nekim brzinama neutra, verovatnoća njihovog zahvata i deljenja jezgra naglo raste. Pokazalo se da tako naglo povećavanje preseka nastaje, kada je energija neutra jednaka energiji neophodnoj za prelazak jezgra u uzbudeno stanje. Takav zahvat neutra naziva se rezonantnim (sl. 11.5).

Iz činjenice što se U-238 ne deli brzim neutronima, ne treba izvesti zaključak da je lančana reakcija u njemu nemoguća. Prepostavimo da će se takva reakcija izvršiti sa brzim neutronima koji se obrazuju pri deljenju urana-238. U stvari, pri deljenju izotopa urana obrazuju se neutroni razne energije, pri čemu većina ima energiju od 1 do 2 mev (sl. 11.6). Takvi neutroni su u stanju da izazovu deljenje jezgra U-238. Međutim, samo se jedna trećina troši neposredno na deljenje urana,

Na taj način efektivni presek, blizak po veličini jednom barnu, smatra se „normalnim“, jer približno odgovara veličini geometrijskog poprečnog preseka jezgra. Međutim, postoje preseci koji se mnogo razlikuju od geometrijskog preseka jezgra.

Prilikom dospevanja neutra u jezgro može da dođe do niza

a dve trećine, usled reakcije radijacionog zahvata, apsorbuje uran i one obrazuju U-239, koji dalje, posle dvokratnog β — raspadanja, prelazi u plutonijum. Za ovaj proces troši se suviše mnogo neutrona, da bi se mogla ostvariti neophodna ravnoteža neutrona, čak i za sisteme sa beskonačnim razmjerama.



Sl. 11.6. Spektar neutrona fisije

Osim toga, usled male veličine poprečnog preseka deljenja i velike verovatnoće negipkog rasturanja mnogi neutroni U-238 koji se ispuštaju pri deljenju, pre nego što izazovu deljenje jezgra, gube energiju neophodnu za to. Međutim, ako se prirodni uran ili U-238 ozrači dovoljnom količinom brzih neutrona, može da se vrši veštački podržavani proces deljenja jezgra U-238.

Sposobnost da se dele pod dejstvom neutrona bilo kakvih energija poseduju dva izotopa urana: U-235 i U-233 i izotop plutonijuma Pu-239. Kritični sistemi tih elemenata imaju konačne i relativno male razmere.

Kritični radijus (R_{kr}) za loptasta punjenja od tih elemenata može približno da se izračuna po formuli

$$R_{kr} = \frac{\pi}{N_o \sqrt{3\sigma_s(\sigma_f \nu - \sigma_a)}} - \frac{0,71}{N_o \sigma_s}, \quad (11.3)$$

gde je N_o — broj jezgra u 1 cm^3 nuklearnog goriva;

σ_f , σ_a , i σ_s — efektivni poprečni preseci deljenja, rasturanja i apsorpcije;

ν — srednji broj neutrona koji se obrazuju pri jednom taktu deljenja.

Svi ovi parametri (σ_f , σ_s , σ_a , v) zavise od energije neutrona koji izazivaju deljenje. Pri eksplozivnoj nuklearnoj reakciji energije neutrona deljena menja se u širokom intervalu. Međutim, većina neutrona ima energiju 1—2 mev. Izračunavanje kritičnog radijusa pri takvim energijama neutrona omogućavaju dobijanje njegove orientacione vrednosti (tabl. 11.1).

T a b e l a 11.1

nuklearno gorivo	σ_f , barn	σ_s , barn	σ_a , barn	v	računski podaci $E_n = 1 \text{ mev}$		kritična masa (opitna vrednost), kg
					R_{kr} , cm	kritična masa Q , kg	
U — 235	1,25	5,20	1,34	2,84	8,31	34,0	52
Pu — 239	1,85	5,30	1,91	3,10	5,45	13,4	16

Materijali sa većim vrednostima v i σ_f imaju manju vrednost R_{kr} .

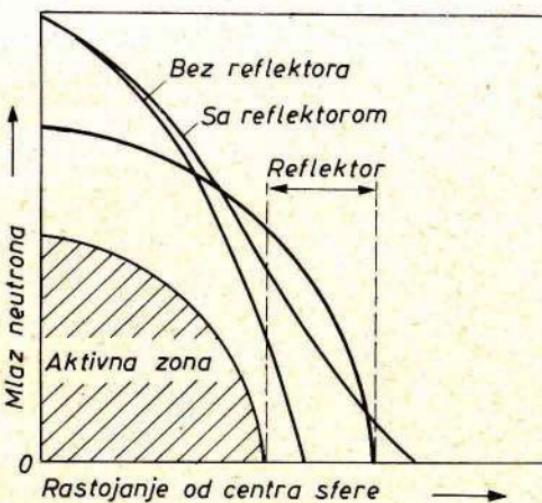
Kao što se vidi iz podataka u tabeli, kritična masa za Pu-239 je mnogo manja nego za U-235. Parametri σ_f , σ_s , σ_a i v nuklearnog goriva mogu da se menjaju pri uvođenju u nuklearno gorivo raznih dodataka. Na primer, pri mešanju goriva sa nekim usporivačem (berilijumom, grafitom) može bitno da se smanji kritična masa. Istina, u tom slučaju mogu bitno da porastu razmere sistema (gorivo + usporivač). Uvođenje usporivača izaziva snižavanje brzine neutrona deljenja i samim tim povećava efektivni poprečni presek deljenja σ_f (sl. 11.5). Međutim, vreme proticanja lančane nuklearne reakcije, neophodne za oslobođanje jedne te iste količine energije, povećava se pri uvođenju usporivača i reakcija prestaje da nosi eksplozivni karakter. Zato se usporivači primenjuju samo u nuklearnim reaktorima.

Neki materijali (na primer, litijum, bor, kandijum i hafnijum) imaju veoma veliki poprečni presek apsorpcije (2.000—3.000 barnova). Prisustvo sličnih primesa u nuklearnom gorivu izaziva naglo povećavanje kritičnog radijusa. Zato ove materije ne smeju da budu u materijalima koji se dele, čak ni u veoma malim količinama.

Nuklearna goriva obično se ne primenjuju u čistom obliku, već sadrže tehnološke i legirajuće dodatke metala sa malim poprečnim presekom apsorpcije neutrona (olovo, bizmut, berilijum, aluminijum,

magnezijum, cink i dr). Uvođenje takvih primesa takođe izaziva izvesno povećanje kritičnog radijusa i zato se teži ograničavanju njihove količine.

Kritična masa može biti promenjena usled promene gustine materijala koji se deli. Poznato je da je kritična masa obrnuto proporcionalna kvadratu gustine materije koja se deli. Ako se gustina poveća za dva puta, kritična masa će se smanjiti za četiri puta. Ali, za bitno povećanje gustine metala potrebni su veoma visoki pritisci (do nekoliko miliona atmosfera).



Sl. 11.7. Raspored mlaza brzih neutrona u aktivnoj zoni i reflektoru

Sem toga kritični radijus može biti znatno smanjen ako se punjenje okruži omotačem, sposobnim da vraća (odbija) neutrone u zonu reakcije, tj. da smanjuje njihov gubitak. Samim tim postiže se znatna ušteda materije koja se deli. Raspored mlaza neutrona u materiji koja se deli bez odbijača i sa njim prikazan je na sl. 11.7.

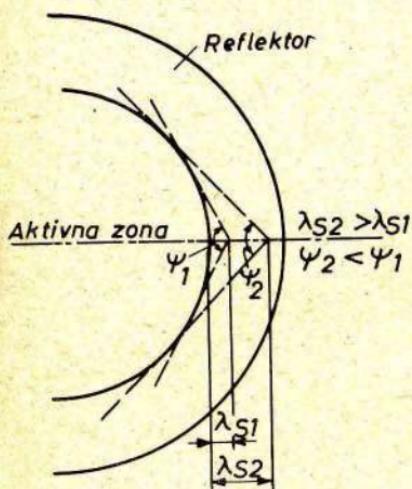
Iz crteža se vidi da se u prisustvu odbijača povećava srednja vrednost mlaza neutrona u zoni reakcije, a to vodi smanjivanju kritičnih razmara i kritične mase materije koja se deli.

* Neutronski mlaz = Φ je suma puteva koje prelaze u jedinici vremena svi neutroni, zatvoreni u jedinačnoj zapremini (n —broj neutrona u jedinici zapremine; v — rjihova brzina).

Verovatnoća vraćanja neutrona iz odbijača u aktivnu zonu je tim veća što je manja srednja dubina u koju prodire neutron iz aktivne zone u odbijač do prvog sudara, tj. što je manja srednja dužina slobodno predenog puta za rasturanje (λ_s) u materijalu odbijača. S jedne strane, smanjivanjem λ_s smanjuje se verovatnoća apsorpcije neutrona u materiji odbijača pri njegovom vraćanju u aktivnu zonu. S druge strane, što je λ_s manje, pod većim sfernim uglom je vidljiva aktivna zona iz tačke prvog sudara neutrona (sl. 11.8), a prema tome veća je i verovatnoća da će rastureni neutron dospeti natrag u aktivnu zonu pri sfernem simetričnom rasturanju.

Sem male dužine slobodno predenog puta do rasturanja, materija odbijača mora da ima i mali poprečni presek apsorpcije (σ_a), da bi se neproduktivni zahvat neutrona u materiji odbijača sveo na minimum.

Kao odbijači obično se koriste one iste materije koje se u aktivnoj zoni reaktora koriste kao usporivači. To su grafit, berilijum, berilijum-oksid itd. Sem nabrojanih, mogu se primenjivati i druge materije (gvožde, uran, legure volframa itd).



Sl. 11.8. Uz verovatnost povratka neutrona u aktivnu zonu iz reflektora pri razlicitim λ_s

Prisustvo odbijača snižava kritičnu masu i štedi potrošnju materije koja se deli.

Kritične razmere punjenja зависе od veoma mnogo faktora. Po pravilu, teži se snižavanju količine kritične mase, jer je proizvodnja materijala koji se deli složen i skup proces.

Primena odbijača, povećavanje gustine i čistoće materijala koji se dele, osnovni su putevi smanjivanja kritične mase. Primenjujući ove metode, mogu se smanjiti vrednosti kritične mase sfernog punjenja od raznih materijala koji se dele do 10—15 kg i manje.

§ 11.4. REAKCIJA SINTEZE JEZGARA

Iz posmatranja krive zavisnosti specifične energije veze u različitim jezgrima od masenog broja (sl. 11.1) vidi se da se pri sintezi (fuziji) lakoih jezgara može da izdvoji znatna energija.

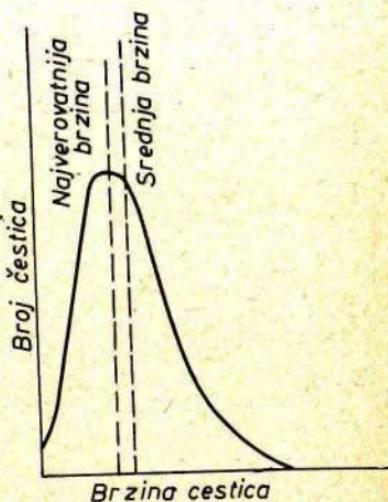
Za sređivanje bilo koja dva jezgra u jedno očigledno je neophodno njihovo prethodno zbližavanje na rastojanju od oko 10^{-13} cm, na kojem počinju da deluju nuklearne sile privlačenja. Zahvaljujući dejstvu ovih sila i dolazi do sjedinjavanja jezgra. Ali zbližavanje jezgra ometaju električne sile odbijanja koje deluju između njih pozitivnim električnim nabojima.

Tako, da bi došlo do sjedinjavanja dva jezgra neophodno je prethodno potrošiti neku količinu energije na savladivanje električnih sile odbijanja. Energija koju je neophodno utrošiti da bi se pobudila reakcija sinteze naziva se energijom aktiviranja. Ona zavisi od atomskog broja Z jezgara koja se sjedinjuju. Pri tome se povećavanjem Z energija aktiviranja naglo povećava, jer što je veći Z , veći su i naboji jezgara i sila odbijanja. Zato se obično sjedinjuju laka jezgra.

Svi atomi materija nalaze se u neprekidnom toplotnom kretanju čijoj najverovatnijoj brzini pri absolutnoj temperaturi T odgovara energija kT/k — Boltmanova konstanta, jednaka $8,61 \cdot 10^{-5}$ ev (grad). Pri sobnoj temperaturi ova energija iznosi svega $0,0025$ ev i u tom slučaju reakcija sinteze je nemogućna. Međutim, čestice koje se nalaze u toplotnom kretanju imaju ne jednakve već najrazličitije vrednosti brzina (i u skladu s tim energije). Mnoge čestice imaju energiju kretanja koja prevazilazi srednju vrednost energije toplotnog kretanja (sl. 11.9).

Laki elementi, kao i njihova hemijska jedinjenja pri supervisokim temperaturama, pretvaraju se u plazmu — elektronsko-nuklearni gas. Sve čestice takvog gasa — kako slobodni atomi tako i slobodni elektroni otrgnuti iz atoma — nalaze se u toplotnom kretanju. Verovatnoća reakcije sinteze, porastom temperature plazme, brzo se povećava jer se povećava broj čestica koje se kreću velikim brzinama (tab. 11.2).

Na primer za dva jezgra deuterijuma pri 20 miliona stepeni, verovatnoća sjedinjavanja je 10^{-48} puta veća nego pri temperaturi od 800 hiljada stepeni. Drugim rečima, srednji broj sudara jezgara deuterijuma, neophodan za izazivanje nuklearnog uzajamnog dejstva pri



Sl. 11.9. Kriva rasporeda čestica po brzinama njihovog toplotnog kretanja (Maksvelov raspored)

20 miliona stepeni, za 10^{-48} puta je manji nego pri 0,8 miliona stepeni. Sem toga što je viša temperatura intenzivnije je toplotno kretanje i češće dolazi do sudara jezgara

T a b e l a 11.2
Zavisnost verovatnoće sjedinjavanja jezgara deuterijuma od temperature

apsolutna temperatura	verovatnoća spajanja
$0,8 \cdot 10^6$	10^{-60}
$3,2 \cdot 10^6$	10^{-30}
$7,2 \cdot 10^6$	10^{-20}
$12,7 \cdot 10^6$	10^{-15}
$20,0 \cdot 10^6$	10^{-12}
$80,0 \cdot 10^6$	10^{-6}
$320,0 \cdot 10^6$	10^{-3}

Zahvaljujući tome temperatura od desetak miliona stepeni je dovoljna za obezbeđivanje proticanja čitavog niza reakcija sinteze. Baš zato što je prisustvo super visokih temperatura uslov za razvitak samostalnih reakcija sinteza lakih jezgara koja sama sebe podržavaju, takve reakcije dobine su naziv termonuklearnih.

Brzina termonuklearne reakcije može se okarakterisati dužinom života reakcije ($\tau_1, 2$), po završetku kojeg će jezgro „vrste 1“, koje je dospelo u sredinu jezgra „vrste 2“, stupiti u nuklearno uzajamno dejstvo.

Brzine reakcija raznih jezgara mogu dosta da se razlikuju. U vodoničnom oružju koristi se uglavnom reakcija između deuterijuma i tritijuma, čija je brzina već pri temperaturi 20 miliona stepeni dovoljno velika.

Pri temperaturi $200 \cdot 10^{-6}$ stepeni, svi navedeni oblici termonuklearnih reakcija za laka jezgra imaju malo vreme reakcije i mogu da daju veliki prinos.

Za efektivno proticanje termonuklearne reakcije, sem visoke temperature, potrebna je i visoka koncentracija jezgara jer, što je veća koncentracija jezgara, veća je pri ostalim jednakim uslovima i verovatnoća sudara između njih.

Pri dovoljno visokoj temperaturi i gustini, izdvajanje energije reagentnim jezgrima izaziva zнатно povećanje temperature reagujuće materije, što se odmah ogleda u povećavanju prinosa reakcije i dovodi do dopunskog izdvajanja energije, a prema tome i do još većeg povećanja temperature. Na taj način termonuklearna reakcija, pobuđena iznad neke kritične temperature koja zavisi od prirode, gustine, količine i stepena toplotne izolacije materija koje reaguju, razvija se samoubrzanjem i pri ogromnom izdvajaju energije završava se u milionitim delovima sekunde. Baš takva termonuklearna eksplozija se i realizuje u termonuklearnim bojnim glavama (vodonična bomba).

T a b e l a 11.3

Dužina trajanja raznih termonuklearnih reakcija (za gustinu 1 gr/cm³)

r e a k c i j e .	toplotni efekat mev	$\tau_{1,2}$, sek	
		$20 \cdot 10^6$ °K	$200 \cdot 10^6$ °K
${}_1D^2 + {}_1D^2 \rightarrow {}_2He^3 + {}_0n^1$	3,26	$1,9 \cdot 10^{-3}$	$1,9 \cdot 10^{-6}$
${}_1D^2 + {}_1D^2 \rightarrow {}_1T^3 + {}_1H^1$	4,03	$1,9 \cdot 10^{-3}$	$1,9 \cdot 10^{-6}$
${}_1D^2 + {}_1T^3 \rightarrow {}_2He^4 + {}_0n^1$	17,6	$3,9 \cdot 10^{-5}$	$2,4 \cdot 10^{-7}$
${}_1D^2 + {}_2He^3 \rightarrow {}_2He^4 + {}_1H^1$	18,4	0,9	$2,4 \cdot 10^{-6}$
${}_3Li^6 + {}_1D^2 \rightarrow {}_2He^4 + {}_2He^4$	22,4	$7,5 \cdot 10^3$	$7,5 \cdot 10^{-5}$
${}_3Li^7 + {}_1H^1 \rightarrow {}_2He^4 + {}_2He^4$	17,3	$1,8 \cdot 10^3$	$4,5 \cdot 10^{-3}$
${}_3Li^6 + {}_1H^1 \rightarrow {}_2He^3 + {}_2He^4$	4,02	180	$4,5 \cdot 10^{-5}$
${}_2Li^7 + {}_1D^2 \rightarrow {}_2He^4 + {}_0n^1$	14,9	$2,4 \cdot 10^3$	$2,4 \cdot 10^{-5}$

Najmanja temperatura za početak reakcije potrebna je za izotope vodonika. Proračun pokazuje da već pri temperaturama od nekoliko desetina miliona stepeni, broj atoma izotopa vodonika sa energijom koja prevazilazi energiju aktiviranja, biće dovoljan za brzo proticanje reakcije. Vodonik pri nekoliko desetina miliona stepeni nalazi se u stanju plazme. Međutim, doskora se nije našao način veštačkog dobijanja tako visokih temperatura.

Problem je bio rešen tek posle aktiviranja lančane reakcije deljenja teških jezgara. Temperatura i pritisak u zoni eksplozije nuklearnog oružja pokazali su se potpuno dovoljnim za reakciju sinteze. Na taj

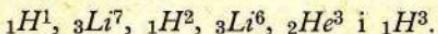
način, stvaranjem nuklearnog oružja, pri čijoj se eksploziji razvija temperatura od desetak miliona stepeni, prvi put se pojavila mogućnost iniciranja veštačkih termonuklearnih reakcija paljenjem termonuklearne „gorivne smeše“ nuklearnom pripalom (ili upaljačem). Eksplozija nuklearne pripale traje svega nekoliko mikrosekundi, te zato za veštačke eksplozivne termonuklearne reakcije moraju da budu izabrane takve čije trajanje takođe ne prelazi tu veličinu. Razmotrićemo koji izotopi mogu da budu komponente termonuklearne smeše.

Za ostvarivanje termonuklearnih reakcija mogu se iskoristiti samo izotopi najlakših elemenata: vodonika, helijuma i litijuma. Interesantne su one reakcije u toku kojih se izdvaja velika količina toplove. Zato se kao sastavni deo termonuklearne smeše ne može da koristi osnovni izotop helijuma ($_2He^4$), čije jezgro ima veliku čvrstoću, pa se prema tome pri učeštu tog jezgra u reakciji sinteze izdvaja malo toplove.

Na taj način ostaju tri izotopa vodonika: laki ($_1H^1$), teški — deuterijum ($_1D^2$ ili $_1H^2$) i superteški — tritijum ($_1T^3$ ili $_1H^3$), laki izotop helijuma $_2He^3$ i dva izotopa litijuma $_3Li^6$ i $_3Li^7$.

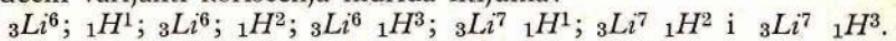
Pošto su izotopi vodonika obavezni sastavni delovi termonuklearne smeše, bojne glave kod kojih se iniciranje reakcije sinteze ostvaruje nuklearnim upaljačem, nazivaju se vodoničnim (ovaj naziv, naravno, ne znači da se celokupno termonuklearno gorivo obavezno sastoji samo od izotopa vodonika). Poželjno je da materijali koji se koriste u vodoničnim bojnim glavama budu relativno jeftini i dostupni. Ovom zahtevu najbolje udovoljava laki izotop vodonika $_1H^2$ i izotop litijuma $_3Li^5$, čiji sadržaj u prirodnoj smeši izotopa litijuma iznosi 92,86%.

Po jeftinoći i dostupnosti mogućne komponente termonuklearne gorivne smeše svrstane su po sledećem redu:



Za razradu relativno kompaktnih termonuklearnih bojnih sredstava svrsishodno je koristiti se kondenzovanim sistemima (tečnim ili čvrstim). Tako, gustina tečnog vodonika je $0,07 \text{ gr/cm}^3$, tj. gotovo 800 puta viša nego gustina gasa pri atmosferskom pritisku i sobnoj temperaturi. Međutim, korišćenje jako sabijenog ili tečnog vodonika skopčano je, prirodno, sa nizom dopunskih konstruktivnih teškoća, na primer, sa neophodnošću da se ruše do eksplozije zidovi sistema koji sadrži tečni ili sabijeni vodonik. Najpogodnije je u termonuklearnim bojnim sredstvima upotrebljavati hemijska jedinjenja vodonika sa drugim učesnicima termonuklearne reakcije. Sasvim odgovarajuće jedinjenje takve vrste je hidrid litijuma LiH — čvrsto jedinjenje sa gustinom od 0.80 gr/cm^3 . Sadržaj vodonika u $1 \text{ cm}^3 LiH$ veći je nego u čistom tečnom

vodoniku. Pošto u termonuklearnim bojnim sredstvima mogu da se koriste dva izotopa litijuma i tri izotopa vodonika, mogućno je šest sledećih varijanti korišćenja hidrida litijuma:



Proizvodnja litijuma ne predstavlja veliku teškoću, jer ga u zemljinoj kori ima gotovo kao i bakra (oko 0,0065% po težini).

Izotop helijuma ${}_2He^3$, koji ne daje hemijska jedinjenja, može da se koristi samo kao kondenzovan ili gas pretvoren u tečnost zbog čega je njegova primena u termonuklearnom oružju sasvim smanjena.

Poslednji od navedenih izotopa vodonika koji ulazi u sastav hidrida litijuma — tritijum — je radioaktiv i biva podvrgnut β — raspadanju (period poluraspadanja je 12 godina), prelazeći u ${}_2He^3$. Zato se u prirodnom obliku tritijum na zemlji praktično ne susreće.

Veštačkim putem tritijum se dobija u nuklearnim reaktorima kao rezultat ozračavanja litijumskih šipki neutronima. U litijumu teče sledeća reakcija:



Dobijanje tritijuma zahteva veliku količinu urana i ogroman utrošak energije, te je zato veoma skup materijal. Treba takođe uzeti u obzir da je pri radu sa tritijumom neophodno poštovati specijalne mere predostrožnosti zbog njegovih radioaktivnih svojstava. Radioaktivno raspadanje isključuje mogućnost stvaranja rezervi tritijuma koje bi se dugo čuvale.

Zračenje termonuklearnih reakcija sinteze pokazalo je da postoji samo jedna reakcija koja može da bude neposredno inicirana atomskom eksplozijom — reakcija između deuterijuma i tritijuma. Ovo se objašnjava time što reakcija traje samo kratko vreme.

Na taj način reakcija



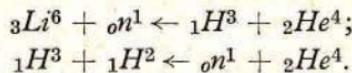
je obavezna etapa u razvitku eksplozije vodonične bojne glave. Ali, po svoj prilici, reakcija deuterijuma i tritijuma obezbeđuje samo međukariku termonuklearne eksplozije, tj. prima inicirajuće dejstvo nuklearne eksplozije i dovodi do daljeg povećavanja temperature, posle čega su moguće i druge reakcije, na primer:



koja održava prisustvo tritijuma u smeši, ili reakcija sa različitim izotopima litijuma.

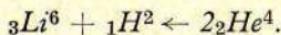
Pošto se prilikom eksplozije nuklearnog detonatora, kao i u rezultatu reakcije deuterijuma sa tritijumom, obrazuju neutroni, nije

isključeno da u procesu termonuklearne reakcije, koja se vrši u deuteridu litijuma, bitnu ulogu igra sledeći ciklus reakcija:



U prvoj reakciji obrazuje se tritijum koji, zatim, efikasno uzajamno reaguje sa deuterijumom, što dovodi do uspostavljanja neutrona. Neutroni koji se obrazuju u drugoj reakciji, imaju energiju od oko 14 *mev*. Ovaj ciklus uključuje visokoefikasno uzajamno dejstvo deuterijuma sa tritijumom i ne zahteva uvodenje tritijuma spolja. Zato je moguće sastav vodoničnog oružja ograničiti nuklearnom pripalom i deuteridom litijuma.

U prvoj etapi, usled eksplozije nuklearne pripale, prisustvo neutrona obezbeđuje obrazovanje tritijuma i njegovo uzajamno dejstvo sa deuterijumom. Pri tome temperatura naglo raste (po postojećim podacima, do 300 miliona stepeni) i postaje mogućno neposredno uzajamno dejstvo jezgara litijuma i deuterijuma:



Prema podacima strane štampe, u termonuklearnoj eksploziji, izvršenoj na koralnom ostrvu Envivetok (u Tihom okeanu) u novembru 1952. godine, korišćena je reakcija neposredno između deuterijuma i tritijuma. Pri tome nije eksplodirala bojna glava, već specijalno sklopljeni uredaj težine preko 60 t. Deuterijum i tritijum koristili su se u tom uredaju ili u obliku tečnih gasova, ili su ulazili u sastav teške vode. U sledećim termonuklearnim eksplozijama koje su izvršili Amerikanci, koristile su se bojne glave koje nisu sadržavale tritijum uveden spolja. Ona je imala u svom sastavu litijum deuterid. Za povećanje jačine eksplozije, ove bojne glave imaju omotač od U-238.

Ostvarivanje veštačke termonuklearne reakcije u bojnim glavama praćeno je ogromnim izdvajanjem energije. Vodonična bojna glava može da bude ekvivalentna 10—20 (i više) miliona tona trوتila.

§ 11.5. DEJSTVO EKSPLOZIJE NUKLEARNE BOJNE GLAVE

Ogromna razaranja i uništavajuće dejstvo nuklearnih bojnih glava objašnjavaju se time što se prilikom nuklearne eksplozije u toku nekoliko mikrosekundi u maloj zapremini nuklearnog punjenja oslobađa ogromna količina unutarnje nuklearne energije.

Unutarnja nuklearna energija u procesu eksplozivne nuklearne reakcije oslobađa se u obliku kinetičke energije čestica deljenja koje

se kreću ogromnim brzinama i energije njihovog pobuđivanja, kao i u obliku energije neutrona i γ -zračenja.

Sudarajući se na svom putu sa jezgrima atoma materije punjenja koja se nisu raspala, čestice deljenja predaju deo svoje energije. Na taj način kinetička energija čestica gotovo trenutno prelazi u energiju toplotnog kretanja cele mase materije punjenja. Energija neutrona i γ -zračenja takođe gotovo potpuno prelazi u toplotu.

Pod dejstvom čestica deljenja, γ -zraka i neutrona, atomi onog dela materije punjenja koji nije reagovao jako se ionizuju, tj. gube veliki deo svojih elektrona. Uporedo sa ionizacijom u zoni reakcije nastaje rekombinacija — ponovno sjedinjavanje slobodnih elektrona sa pozitivnim jonima. Rekombinaciju prati ispuštanje svetlosnog i rendgenskog zračenja, čija se energija takođe troši uglavnom za zagrevanje materije u zoni reakcije.

Prema tome, gotovo sva energija koja se oslobađa tokom eksplozivne nuklearne reakcije, pretvara se u toplotu, što dovodi do izvanredno velikog povećanja temperature u zoni reakcije — do nekoliko desetina miliona stepeni. Pri takvim temperaturama produkti deljenja, deo materije punjenja koji nije reagovao i telo bojne glave trenutno isparavaju i pretvaraju se u jako ionizovani gas. Iz zone eksplozije izlazi snažan mlaz rendgenskog i svetlosnog zračenja, pod čijim se dejstvom okolni vazduh veoma brzo zagreva po slojevima do vrlo visoke temperature. Usled toga veoma brzo se povećava sferna oblast usijanog vazduha. Usijane svetleće pare i gasovi, među njima i vazduh, obrazuju svetleću oblast nuklearne eksplozije. Ova oblast se ponekad naziva vatrenom loptom.

U zoni reakcije stvara se ne samo izvanredno visoka temperatura, već i ogromni pritisci. Usijane pare se šire velikom brzinom. Pri tome one sabijaju i pokreću okolni vazduh. Sabijanje i pokretanje vazduha širi se nadzvučnom brzinom od jednog sloja ka drugom na sve strane od centra eksplozije. Tako nastaje udarni talas nuklearne eksplozije.

U početnom stadijumu postojanja udarnog talasa, stepen sabijanja vazduha u njemu je toliki da temperatura u frontu udarnog talasa dostiže nekoliko hiljada stepeni. Usled toga front udarnog talasa svetli i u tom stadijumu razvitka eksplozije predstavlja površinu svetleće oblasti. U to isto vreme on ne propušta zračenja iz unutrašnje oblasti usijanih para i gasova.

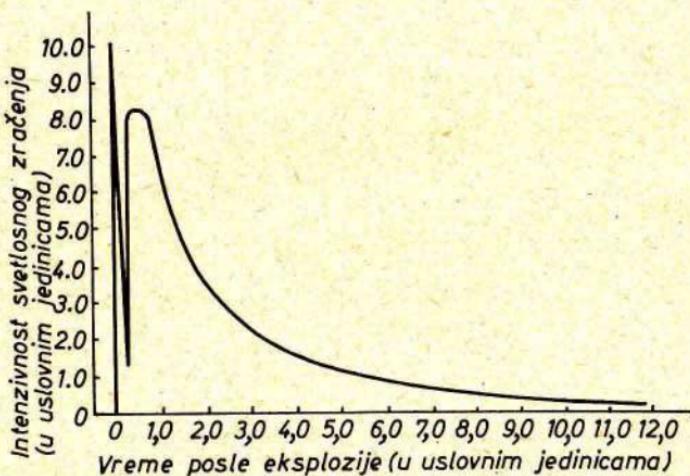
Usled brzog povećavanja oblasti obuhvaćene udarnim talasima, pritisak i temperatura vazduha u frontu udarnog talasa brzo opadaju. Kada temperatura opadne do približno 2.000°K , front udarnog talasa prestaje da svetli. Od tog trenutka počinje da se posmatra unutrašnja

oblast usijanih gasova koji još imaju veoma visoku temperaturu (oko 8.000°K).

Prema tome, posle prestanka svetljenja fronta udarnog talasa unutrašnja oblast usijanih gasova postaje izvor svetlosnog zračenja.

Na taj način se u procesu razvitka svetleće oblasti opaža minimum svetlosti bleska za koji je usvojeno da se smatra kao granica između prve i druge faze razvitka svetleće oblasti (sl. 11.10).

Trajanje prve faze iznosi nekoliko stotih delova sekunde. U toj fazi brzina širenja unutrašnje oblasti usijanih gasova približno je jednaka brzini kretanja fronta udarnog talasa, a zatim oblast usijanih gasova počinje sve više do zaostaje za frontom talasa. Usled toga front udarnog talasa izmiče napred. Momenat odvajanja fronta udarnog talasa približno se poklapa sa svršetkom faze razvitka svetleće oblasti. Radijus vatrene lopte u momentu odvajanja fronta udarnog talasa iznosi oko 100 m (pri eksploziji nuklearne bojne glave od 20 hiljada t). U drugoj fazi razmere svetleće oblasti se povećavaju. Trajanje bleska u drugoj fazi znatno je veće nego u prvoj. U drugoj fazi izlučuje se 98—99% celokupne energije svetlosnog zračenja nuklearne eksplozije.



Sl. 11.10. Kriva koja ilustruje ispuštanje svetlosnog zračenja

Maksimalni radijus svetleće oblasti pri eksploziji nuklearnih bojnih glava srednje jačine iznosi 300—400 m. Usled potrošnje energije na zagrevanje vazduha i zračenje u okolni prostor, kao i usled pove-

čavanja razmera svetleće oblasti, temperatura njene površine, a prema tome i intenzitet zračenja svetlosne energije, smanjuje se i svetleća oblast se pretvara u oblak eksplozije.

Istovremeno sa udarnim talasom i svetlosnim zračenjem iz zone nuklearne eksplozije širi se snažni mlaz γ -zraka i neutrona koji se obrazuju tokom nuklearne reakcije i u procesu raspadanja čestica deljenja. Osnovni deo γ -zraka zrači čestice deljenja; γ -zraci i neutroni mogu da prođu kroz znatne slojeve raznih materijala. Zato se γ -zraci i neutroni, koji se ispuštaju pri nuklearnoj eksploziji, nazivaju prodornom radijacijom.

Sem toga, pri nuklearnoj eksploziji obrazuje se ogromna količina radioaktivnih produkata koji se sastoje od čestica deljenja, urana i plutonijuma koji se nisu raspali, i veštačkih radioaktivnih izotopa koji se pojavljuju u materijalu omotača bojnih glava pod dejstvom neutrona. U svetlećoj oblasti eksplozije radioaktivni produkti sadrže se u vidu para i gasova, a posle njenog rashladnja kondenzuju se u obliku čvrstih radioaktivnih čestica razne veličine. Sem produkata eksplozije, u oblaku može da bude i prašine koju u oblak unose uzlazne vazdušne struje (naročito pri zemaljskoj ili niskoj vazdušnoj eksploziji). Pošto je temperatura u obrazovanom obliku u početku jako velika, zemlja koja u njega dospe u obliku prašine delimično se topi.

Oblak se diže uvis i vетар ga obično odnosi od mesta eksplozije.

Prilikom hlađenja, radioaktivne materije u oblaku delimično se mešaju sa istopljenom zemljom, a delimično se talože na površini čestica prašine i na kapljicama vodene pare koja se kondenzuje i pod uticajem zemljine teže zajedno sa njima padaju na zemlju kako u rejonu eksplozije, tako i na putu kretanja oblaka eksplozije. Padanje radioaktivnih materija iz oblaka stvara radioaktivnu kontaminaciju mesta i objekata.

Na taj način, prilikom eksplozije nuklearne bojne glave stvaraju se: snažan udarni talas, intenzivno svetlosno zračenje i prodorna radijacija, a može doći i do radioaktivne kontaminacije mesta i objekata.

Udarni talas može da razara i oštećuje borbenu tehniku, naoružanje i razne objekte, a takođe da uništava živu силу.

Svetlosno zračenje može da izazove paljenje materijala, imovine, borbene tehnike i objekata. Kod ljudi i životinja ono izaziva opekotine otkrivenih delova kože.

Prodorna radijacija, delujući na ljude i životinje u dozama koje su iznad dopuštenih, može da izazove oboljenje od radijacije. U teškim slučajevima ono se završava smrću.

Radioaktivne materije koje padaju iz oblaka nuklearne eksplozije dejstvuju na živu silu isto kao i prodorna radijacija.

Usvojeno je da se udarni talas, svetlosno zračenje, prodorna radijacija i radioaktivno zagadivanje mesta i objekata nazivaju uništavajućim faktorima nuklearne eksplozije. Poslednja tri faktora svojstvena su samo nuklearnom oružju.

Dok se pri običnoj eksploziji energija izdvaja uglavnom u obliku udarnog talasa, pri nuklearnoj eksploziji se na obrazovanje udarnog talasa troši samo oko 50% celokupne energije eksplozije. Deo energije deljenja, koja pripada svetlosnom zračenju, koleba se u zavisnosti od vrste nuklearnog oružja i uslova eksplozije. Pri dovoljno visokoj vazdušnoj eksploziji ona iznosi približno 35%. Ostalih 15% energije nuklearne eksplozije ide na ideo raznih nuklearnih zračenja. Od njih 5% čini prodorna radijacija, a 10% dolazi na ideo radioaktivnog zagadivanja mesta.

Dejstvo svih uništavajućih faktora na koji bilo objekat je različito i neistovremeno. Pre svih (praktično u momentu eksplozije) počinju da deluju svetlosno zračenje i prodorna radijacija koja se širi brzinom svetlosti.

Ovo dejstvo traje nekoliko sekundi. Udarni talas se širi brzinom nešto većom od brzine zvuka i zato će do njegovog dejstva na objekat doći izvesno vreme posle eksplozije. To vreme zavisi uglavnom od udaljenosti objekata od centra eksplozije. Dejstvo udarnog talasa traje od nekoliko desetih delova sekunde do nekoliko sekundi (pri eksplozijama velike jačine).

Radioaktivno zagadivanje mesta počinje znatno kasnije, posle završetka dejstva ostalih uništavajućih faktora.

Radioaktivnom prašinom mogu da budu zagađeni objekti koji se nalaze van zona dejstva drugih uništavajućih faktora. Vreme od momenta eksplozije do početka padanja radioaktivne prašine iz oblaka na ovaj ili onaj deo teritorije zavisi od oblika i jačine eksplozije, rastojanja od centra eksplozije i brzine vetra. Praktično, to vreme se koleba od nekoliko minuta do nekoliko časova.

Radioaktivno zagadivanje traje nekoliko dana, a ponekad i nedelja posle eksplozije i može se opaziti na udaljenju od nekoliko desetina pa čak i stotina kilometara od centra eksplozije.

Razmotreni uništavajući faktori obezbeđuju izvanredno veliku jačinu dejstva nuklearnog oružja, a među njima i bojnih glava raketa.

VOJNA BIBLIOTEKA

— INOSTRANI PISCI —

Osnovana 1950. godine

Dosada izdala ove knjige

- 1) knjige: General AJZENHAUER, **OD INVAZIJE DO POBEDE**, rasprodato
- 2) knjiga: Maršal MONTGOMERI, **OD EL ALAMEJNA DO BALTIČKOG MORA**, rasprodato.
- 3) knjiga: Kamil RUŽERON, **BUDUĆI RAT**, rasprodato.
- 4) knjiga: Pukovnik dr fil., BEŠLAJN, **RUKOVOĐENJE NARODNOM ODBRANOM**, rasprodato.
- 5) knjiga: Bazil H. LIDEL-HART, **STRATEGIJA POSREDNOG PRILAZENJA**. Strana 397, cena 2,30 din.
- 6) knjiga: Kamil RUŽERON, **POUKA IZ RATA U KOREJI**, rasprodato.
- 7) knjiga: Džordž PATON, **RAT KAKVOG SAM JA VIDEO**, rasprodato.
- 8) knjiga: General ER, **ARTILJERIJA — NEKAD, SAD I UBUDUĆE**. Strana 405, cena 3 din.
- 9) knjiga: Omar BREDLI, **USPOMENE JEDNOG VOJNIKA**, rasprodato.
- 10) knjiga: Pukovnik LIKA, **EVOLUCIJA TAKTIČKIH IDEJA**, rasprodato.
- 11) knjiga: J. O. HIRŠFELDER, **ATOMSKA BOMBA I LIČNA ZAŠTITA**, rasprodato.
- 12) knjiga: Maršal PAPAGOS, **GRČKA U RATU 1940/41**. Strana 400, cena 2 din.
- 13) knjiga: Džon KRESVEL, **RAT NA MORU 1939/45**, rasprodato.
- 14) knjiga: ROZBERI, **BIOLOŠKI RAT**, rasprodato.
- 15) knjiga: General-pukovnik DAPČEVIĆ, **ZNAČAJ I SNAGA MANEVRA**, Strana 630, cena 5 din.
- 16) knjiga: General ŠASEN, **ISTORIJA DRUGOG SVETSKOG RATA**, rasprodato.
- 17) knjiga: SVEČIN, **STRATEGIJA**. Strana 452, cena 4,50 din.
- 18) knjiga: AJMANSBERGER, **TENKOVSKI RAT**. Strana 356 sa 3 priloga, cena 4 din.
- 19) knjiga: KAMON, **NAPOLEONOVI RATOVI**, rasprodato.
- 20) knjiga: KARPOV, **OBALSKA ODBRANA**. Strana 524, cena 7 din.
- 21) knjiga: MIKŠE, **TAKTIKA ATOMSKOG RATA**, rasprodato.

- 22) knjiga: MIDEILDORF, **TAKTIKA U POHODU NA RUSIJU**, rasprodato.
- 23) knjiga: AJRE, **RATNA VEŠTINA I TEHNIKA**. Strana 248 cena 3 din.
- 24) knjiga: PRENTIS, **CIVILNA ZAŠTITA U MODERNOM RATU**, rasprodato.
- 25) knjiga: HITL, **VOJNI ŠTABOVI**. Strana 336, cena 5 din.
- 26) knjiga: Maršal JERJOMENKO, **STALJINGRAD**. Strana 252, cena 10 din.
- 27) knjiga: FOJHTER, **ISTORIJA VAZDUŠNOG RATA**. Strana 503, cena 8,50 din.
- 28) knjiga: Admiral KASTEKS, **STRATEGIJSKE TEORIJE** (I sveska), Strana 430 cena 6 din.
- 29) knjiga: GUDELIJAN, **VOJNI MEMOARI**. Strana 623, cena 10 din.
- 30) knjiga: **VOĐENI PROJEKTILI**. Strana 546, cena 45 din.
- 31) knjiga: GRUPA POLJSKIH AUTORA, **ODABRANE OPERACIJE POLJSKE NARODNE VOJSKE**. Strana 432, cena 10 din.
- 32) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **PROBOJ ORGANIZOVANE ODBRANE**. Strana 487, cena 10 din.
- 33) knjiga: HERBERT FAJS, **ČERČIL — RUZVELT — STALJIN**. Strana 840, cena 15 din.
- 34) knjiga: MIDEILDORF, **TAKTIKA RODOVA I SLUŽBI**. Strana 671, cena 8 din.
- 35) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **TAKTIČKI PRIMERI BORBEE**. Strana 264, cena 8 din.
- 36) knjiga: Ešer LI, **VAZDUŠNA MOĆ**. Strana 288, cena 6,50 din.
- 37) knjiga: MONTROS, **NEBESKA KONJICA**, (Studija o helikopterima.) Strana 307, cena 7 din.
- 38) knjiga: MELENTIN, **OKLOPNE BITKE**. Strana 448, cena 8,50 din.
- 39) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **RAZVOJ TAKTIKE SOVJETSKE ARMije 1941—1945**. Strana 593, cena 13 din.
- 40) knjiga: **ZBIRKA ČLANAKA IZ STRATEGIJE** (I sveska). Strana 646, cena 9 din.
- 41) knjiga: **ZBIRKA ČLANAKA IZ OPERATIVNE VEŠTINE** (I sveska). Strana 597, cena 16 din.
- 42) knjiga: **ZBIRKA ČLANAKA IZ TAKTIKE** (I sveska). Strana 803, cena 12,50 din.
- 43) knjiga: **ZBIRKA ČLANAKA IZ VOJNE PSIHOLOGIJE**. Strana 489, cena 10 din.
- 44) knjiga: Maršal JERJOMENKO, **ZA ZAPADNOM PRAVCU**. Strana 336, cena 6 din.
- 45) knjiga: Maršal ČUKOV, **ODBRANA STALJINGRADA**. Strana 423, cena 6 din.
- 46) knjiga: **TRANZISTORI** (prevod sa engleskog). Strana 464, cena 11 din.
- 47) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA pod redakcijom generala armije KUROČKINA, **METODIKA VOJNONAUČNOG ISTRAŽIVANJA**. Strana 384, cena 6,50 din.

- 48) knjiga: NASTAVNICI VOJNOPOLITIČKE AKADEMIJE „LENJIN“, **MORALNO-POLITIČKI FAKTOR U SAVREMENOM RATU**. Strana 382, cena 11 din.
- 49) knjiga: ŠTERNBERG, **VOJNA I INDUSTRIJSKA REVOLUCIJA**. Strana 360, cena 11 din.
- 50) knjiga: IVANOV i TJAPKIN, **INFRACRVENA TEHNika U VOJSCI**. Strana 351, cena 18 din.
- 51) knjiga: BUDONI, **PREĐENI PUT**. (Memoari iz oktobarske revolucije). Strana 486, cena 7,50 din.
- 52) knjiga: POPELJ, **U TEŠKO VРЕME**. Strana 400, cena 7 din.
- 53) knjiga: LOKTIONOV, **DUNAVSKA FLOTILA U VELIKOM OTADŽ-BINSKOM RATU**. Strana 321, cena 16,50 din.
- 54) knjiga: POPELJ, **TENKOVI SU OKRENULI NA ZAPAD** (druga knjiga pićeve trilogije). Strana 438, cena 11 din.
- 55) knjiga: Maršal SOKOLOVSKI, **VOJNA STRATEGIJA** (rad grupe autora). Strana 548, cena 11 din.
- 56) knjiga: SEMJONOV, **RAZVOJ SOVJETSKE OPERATIVNE VEŠTINE**. Strana 405, cena 12,50 din.
- 57) knjiga: AKADEMIJA NAUKA SSSR, **VELIKA BITKA KOD MOSKVE**. Strana 366, cena 12 din.
- 58) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **O SOVJETSKOJ VOJNOJ NAUCI**. Strana 420, cena 12,50 din.
- 59) knjiga: KEGL I MENSON, **POMORSKI RAT U KOREJI**. Strana 564, cena 18,50 din.
- 60) knjiga: KOLESNIKOV, **ZORGE**. Strana 246, cena 7 din.
- 61) knjiga: GONČARENKO, **KIBERNETIKA U VOJSCI**. Strana 409, cena 10 din.
- 62) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **BITKA ZA LENJINGRAD**. Strana 785, cena 36 din.
- 63) knjiga: ROTMISTROV, **ISTORIJA RATNE VEŠTINE — I** Strana 701.
- 64) knjiga: ROTMISTROV, **ISTORIJA RATNE VEŠTINE — II**. Strana 880, cena I i II knjige 50 din.
- 65) knjiga: POPELJ, **PRED NAMA JE BERLIN**. Strana 470, cena 15 din.
- 66) knjiga: BUDONI, **PREĐENI PUT — II**. (Memoari iz oktobarske revolucije). Strana 425, cena 15 din.
- 67) knjiga: EKLZ, **LOGISTIKA U NACIONALNOJ ODBRANI**. Delo je u štampi. Strana 357, cena 20 din.
- 68) knjiga: M.N. ALEŠKOV, J.J. ŽUKOV, **OSNOVI RAKETNOG ORUŽJA**. Strana 438, cena 25 din.
- 69) knjiga: PLJASKIN, LISUHIN i RUVINSKI, **INŽINJERIJSKO OBEZBEDENJE BORBENIH DEJSTAVA**. Strana 358, cena 22 din.
- 70) knjiga: MANŠTAJN, **IZGUBLJENE POBEDE**. Strana 686, cena 30 din.
- 71) knjiga: IVANOV, ŠEMANSKI i JANOV, **KOMANDOVANJE JEDINICAMA U BOJU**. Strana 251, cena 17,50 din.
- 72) knjiga: BOFR, **UVOD U STRATEGIJU**. Strana 146, cena 10 din.

- 73) knjiga: LUKOV i PLATONOV, **VOJNA PSIHOLOGIJA** — Strana 418,
cena 21 din.
- 74) knjiga: ŠVARC, **STRATEGIJA JUČE DANAS, SUTRA** — Strana 228,
cena 18 din.
- 75) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **TAKTIKA** — Delo je u pripremi
- 76) knjiga: TRNSKI, **NE TAKO DAVNO** — Delo je u pripremi.
- 77) knjiga: GRUPA SOVJETSKIH AUTORA, **OPŠTEVOJNA ARMIJA U
NAPADU** — Delo je u pripremi.
- 78) knjiga: ARON, **VELIKA DEBATA** — Delo je u pripremi.
- 79) knjiga: BOFR, **ZASTRAŠIVANJE I STRATEGIJA** — Delo je u pripremi.
- 80) knjiga: HOHA, **TERITORIJALNA ODBRANA ZEMLJE** — Delo je u
pripremi.
- 81) knjiga: MIHALSKI, **STRATEGIJA I TAKTIKA TERITORIJALNE
ODBRANE** — Delo je u pripremi.
- 82) knjiga: KRISENKO, **SAVREMENI SISTEMI PVO** — Delo je u pripremi.

M. N. ALEŠKOV, I I. ŽUKOV

OSNOVI RAKETNOG ORUŽJA

Redigovao prema originalu
vazduhoplovnotehnički pukovnik Miroslav Boras
i pukovnik avijacije u penz. Đorđe Kešeljević

Jezički redaktor

Stevan Kojić

*

Tehnički urednik

Andro Strugar

*

Korektori

Gordana Rosi

Nada Vesić

Štampanje završeno septembra 1968.

Tiraž 3.000

Cena 25 din.

I S P R A V K E

str. 63. na sl. 3.2, stoji: Čvrste pogonske materije (balistiti)

„ treba: Čvrste pogonske materije

stoji: Homogene pogonske materije

treba: Homogene pogonske materije (balistiti)

str. 102. šesti red odozdo stoji: $q\Sigma$

treba: q_{Σ}

str. 106. osmi, deveti, trinaesti i četrnaesti red odozdo i šesti red odozgo

stoji: $q\Sigma$

treba: q_{Σ}

str. 118. na sl. 4.30. stoji: τ_d

treba: τ_u

str. 192. trinaesti red odozdo stoji: $R_z -$

treba: $R_z =$

str. 305. treći red odozgo stoji: D_{AGmax}

treba: D_{ASmax}

str. 366. Tekst ispod sl. 9.32. odnosi se na sl. 8.33 i obratno