ALEŠKOV • ŽUKOV

OSNOVI RAKETNOG ORUŽJA

БИБЛИОТЕКА
ДОМА ЈНА — БЕОГРАД
сигнатура Ту-1а-414 пр. 1
Инв. бр. 1768

VOJNA BIBLIOTEKA
БЕОГРАД
III-12-494/1
21247

VOJNA BIBLIOTEKA

INOSTRANI PISCI

KNJIGA ŠEZDESET OSMA

UREĐIVAČKI ODBOR

general-pukovnik Srećko MANOLA, general-pukovnik u penziji Božo LAZAREVIĆ, general-potpukovnik Boško ĐURIČKOVIĆ, viceadmiral Bogdan PECOTIĆ, general-potpukovnik Mirko BULOVIĆ, general-potpukovnik u penziji Vekoslav KOLB, general-major avijacije Nikola LEKIĆ, vazduhoplovno-tehnički pukovnik Miroslav BORAS, tehnički pukovnik Mihajlo KOKOLJEVIĆ, dipl, inž.; pešadijski pukovnik Milan GLUMAC, pešadijski pukovnik Zdravko ĐUKOVIĆ (odgovorni urednik)

VOJNOIZDAVAČKI ZAVOD
BEOGRAD
1968.

ALEŠKOV • ŽUKOV

БИБЛИОТЕКА
ДОМА ЈНА — БЕОГРАД
сигнатура Ш-1а-414 пр. 1
Инв. Бр. 1762

OSNOVI RAKETNOG ORUŽJA

NASLOV DELA U ORIGINALU

М. Н АЛЕШКОВ, И. И. ЖУКОВ

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ

*

Preveo sa ruskog
vazduhoplovnotehnički kapetan I klase
MATEJA ANĐELKOVIĆ, dipl. inž.

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР,
МОСКВА 1965.

SADRŽAJ

Strana

Uvod 9

Glava I ZADACI KOJE REŠAVA RAKETNO ORUŽJE, ZAHTEVI KOJI SE PRED NJEGA POSTAVLJAJU I KLASIFIKACIJA RAKETNOG NAORUŽANJA 11

§ 1.1. Uloga i mesto raketnog oružja u oružanoj borbi 11
§ 1.2. Zadaci koje rešavaju rakete različite namene 14
§ 1.3. Zahtevi koji se postavljaju pred rakete različite namene ... 19
§ 1.4. Klasifikacija raketnog oružja 24

Glava II OPŠTI PODACI O REAKTIVNIM MOTORIMA 28

§ 2.1. Klasifikacija reaktivnih motora 28
§ 2.2. O reaktivnom kretanju 30
§ 2,3. Osnovne karakteristike raketnih motora..... 31
§ 2.4. Raketni motori 36
§ 2.5. Nuklearni i elektroraketni motori 42
§ 2.6. Mlazni motori 46

Glava III RAKETNE POGONSKE MATERIJE 49

§ 3.1. Klasifikacija tečnih raketnih pogonskih materija 49
§ 3.2. Osnovni zahtevi koji se postavljaju pred tečne raketne pogonske materije 50
§ 3.3. Oksidatori..... 52
§ 3.4. Tečna goriva 56
§ 3.5. Unitarne pogonske materije 59
§ 3.6. Odnos između komponenata pogonskih materija..... 60
§ 3.7. Klasifikacija čvrstih pogonskih materija..... 62
§ 3.8. Osnovni zahtevi koji se postavljaju pred čvrste pogonske materije..... 65
§ 3.9. Balistitne čvrste pogonske materije..... 66
§ 3.10. Heterogene (kompozitne) čvrste pogonske materije 69
§ 3.11. Pogonske materije za mlazne motore 71
§ 3.12. Perspektivne raketne pogonske materije 73

Strana

Glava IV KOMORE SAGOREVANJA 76

§ 4.1. Procesi u komori sagorevanja 76
§ 4.2. Opšta konstrukcija komore sagorevanja 82
§ 4.3. Mlaznik raketnog motora 91
§ 4.4. Hlađenje komora sagorevanja 99
§ 4.5. Komore sagorevanja raketnih motora sa čvrstom pogonskom materijom 112
§ 4.6. Komore sagorevanja mlaznih motora 122

Glava V SISTEMI DOVODA POGONSKE MATERIJE U RAKETNE MOTORE 135

§ 5.1. Opšti podaci o sistemima dovoda goriva 135
§ 5.2. Potiskujući sistemi dovoda 137
§ 5.3. Pumpni sistemi dovoda 150
§ 5.4. Sistem dovoda pogonske materije kod mlaznih motora 161

Glava VI NEKA PITANJA TEORIJE LETA RAKETA 164

§ 6.1. Opšti stavovi teorije leta. Vrste raketa i njihove putanje ... 164
§ 6.2. Koordinate koje određuju položaj rakete na putanji. Koordinatni sistemi koji se primenjuju pri izučavanju kretanja raketa 176
§ 6.3. Sile i momenti koji deluju na raketu u letu 182
§ 6.4. Jednačine kretanja rakete 210
§ 6.5. Manevarske sposobnosti i postojanost kretanja raketa. Teorija popravki 222

Glava VII SISTEMI UPRAVLJANJA RAKETAMA 236

§ 7.1. Namena i klasifikacija sistema upravljanja 236
A. Elementi sistema upravljanja raketama 238
§ 7.2. Žiroskopski uređaji 238
§ 7.3. Pojačivačko-pretvarački elementi sistema upravljanja 248
§ 7.4. Zakoni upravljanja i uređaji za korekciju 253
§ 7.5. Izvršni uređaji sistema upravljanja 259
B. Autonomni sistemi upravljanja 261
§ 7.6. Principi upravljanja 261
§ 7.7. Sistemi upravljanja balističkim raketama 264
§ 7.8. Sistemi upravljanja krilatim raketama (bespilotnim avionima) 267
C. Sistemi daljinskog vođenja i samonavođenja 275
§ 7.9. Principi upravljanja 275
§ 7.10. Sistemi komandnog upravljanja 280
§ 7.11. Sistemi vođenja raketa na cilj po radarskom snopu 290
§ 7.12. Sistemi samonavođenja 299

Strana

Glava VIII KONSTRUKTIVNE OSOBINE RAKETA RAZLIČITE NAMENE 312

§ 8.1. Principijelne šeme konstrukcija raketa 312
§ 8.2. Konstruktivni oblik i osobenosti uređaja raketa različite namene 314
§ 8.3. Rakete taktičke namene 318
§ 8.4. Rakete i bespilotni avioni operativno-taktičke namene 328
§ 8.5. Rakete strategijske namene 340
§ 8.6. Vođene rakete sistema PVO i PRO 352
§ 8.7. Raketno oružje vazdušne borbe 360

Glava IX ZEMALJSKA OPREMA RAKETNIH SISTEMA RAZNE NAMENE 369

§ 9.1. Osobenosti izrade zemaljske opreme 369
§ 9.2. Izbor transportnih sredstava za agregate zemaljske opreme 371
§ 9.3. Osnovi uređaja zemaljske opreme raketnih sistema različite namene 373

Glava X ISPITIVANJE RAKETA I RAKETNIH SISTEMA 390

§ 10.1. Neophodnost ispitivanja raketa i raketnih sistema 390
§ 10.2. Načini ispitivanja raketa i raketnih sistema 392
§ 10.3. Ispitivanje raketnih motora 398
§ 10.4. Ispitivanje raketa 401
§ 10.5. Ispitivanje zemaljske opreme 407

Glava XI BOJNE GLAVE RAKETA 409

§ 11.1. Namena i klasifikacija bojnih glava raketa 409
§ 11.2. Energija atomskog jezgra i načini njenog izdvajanja 412
§ 11.3. Lančana reakcija deljenja (fisije) jezgra 418
§ 11.4. Reakcija sinteze jezgara 428
§ 11.5 Dejstvo eksplozije nuklearne bojne glave 434

LITERATURA .....

Viši naučni saradnik, kandidat tehničkih nauka inženjer pukovnik Aleškov M. N.; *inženjer pukovnik* Viskubov B. R.; *profesor, doktor tehničkih nauka general-major ITS* Žukov I. I.; *doktor tehničkih nauka, docent inženjer pukovnik* Kathanov M. N.; *kandidat tehničkih nauka pukovnik* Kukuškin D. D.; *docent, kandidat tehničkih nauka inženjer potpukovnik* Markov O. P.; *inženjer pukovnik* Savin N. V.; *inženjer potpukovnik* Smirnov A. D.; *kandidat tehničkih nauka inženjer pukovnik* Fomin J. G.

OSNOVI RAKETNOG ORUŽJA

U knjizi su izloženi osnovi teorije leta, fizički principi reaktivnog kretanja, opisani su raketni motori i pogonske materije, sistemi upravljanja i vođenja raketa raznih vrsta. Opisuje se načelna izgradnja raketa raznih konstrukcija i njihovih osnovnih delova, a takođe opis zemaljske opreme i ispitivanje raketnih sistema. Data je i klasifikacija raketnog oružja.

Knjiga je namenjena oficirima koji rade na eksploataciji raketnog oružja, a i pitomcima i slušaocima vojnih školskih ustanova.

Knjiga je napisana po materijalima objavljenim u domaćoj i stranoj literaturi.

UVOD

Dostignuća nauke i tehnike za poslednje dve decenije dovela su do korenite promene u borbenim sredstvima i načinima vođenja rata. Posebno mesto u razvoju sredstava ratne tehnike pripada raketnom oružju.

Prve rakete za vojne ciljeve bile su primenjene u Rusiji početkom XIX veka (rakete A. D. Zasjatka, 1779—1834. godine i K. I. Konstantinova, 1817—1871. godine).

Veliki prilog razvitka raketa dao je K. E. Ciolkovski (1857—1935. god.) koji je prvi naučno dokazao teoriju reaktivnog kretanja. Na osnovu ove teorije i narednih naučnih otkrića i ispitivanja sovjetskih naučnika razrađeni su i uspešno primenjeni za vreme II svetskog rata 1941—1945. godine reaktivni projektili razne snage.

Danas se u velikim kapitalističkim državama vrše neviđene, po razmerama, pripreme za raketno-nuklearni rat. Rakete, počev od taktičkih i zaključno sa strategijskim, neprekidno se usavršavaju da bi se povećala tačnost gađanja, smanjilo vreme pripreme za lansiranje, povećala njihova sigurnost. Usavršavanje ide u pravcu korišćenja savremenih dostignuća nauke, uvođenja u rakete novih vrsta pogonskih materija, uređaja upravljanja, automatskih sistema, sredstava navigacije i orijentacije i maksimalne automatizacije svih pripremnih procesa vezanih za lansiranje raketa.

Sovjetski Savez je prvi u svetu uspešno lansirao kosmički brod „vastok" sa čovekom. Lansiranje cele serije veštačkih satelita Zemlja i Sunce, kosmičkih brodova „kosmos", kosmičkih naučnih stanica „elektron", kosmičkih brodova — satelita sa posadom „vashod" i „vashod-2", u najnovije vreme kosmičkih brodova sa više članova posade svedoči o vodećoj ulozi sovjetske nauke i tehnike u miroljubivom korišćenju naučnih otkrića.

Savremene balističke, krilate i ostale vrste raketa su rezultat dostignuća naučno-tehničke misli. Njihovo izučavanje i eksploatacija

zahtevaju od osoblja koje ih koristi posebna stručna znanja. Vojne starešine su u svom svakodnevnom praktičnom radu tesno vezane sa raznom raketnom tehnikom i zbog toga moraju da znaju osnovne principe i osnovne konstrukcije raznih tipova raketa, počev od protivtenkovskih vođenih projektila do međukontinentalnih snažnih raketa. Dobro poznavanje raznih procesa koji se nalaze u osnovama konstrukcije raznih tipova raketa omogućavaju brže i bolje izučavanje i osvajanje novih tipova raketa koje se uvode u naoružanje.

Autori knjige „Osnovi raketnog oružja" postavili su sebi zadatak da na pristupačan način izlože osnovne principe konstrukcije raketa svih klasa na osnovu materijala objavljenih u domaćoj i inostranoj literaturi i da upoznaju čitaoca sa stanjem i razvojem savremene raketne tehnike.

Glave I, VIII, IX i X napisao je Aleškov M. N.; glave II i III — Žukov I. I. i Smirnov A. D.; glavu IV — Savin N. V.; glavu V — Žukov I. I. i Savin N. V.; glavu VI — Žukov I. I. i Kukuškin D. D.; glavu VII — Fomin J. G., Kathanov M. N. i Viskubov B. R.; glavu XI — Markov O. P.

Glava I

ZADACI KOJE REŠAVA RAKETNO ORUŽJE, ZAHTEVI KOJI SE PRED NJEGA POSTAVLJAJU I KLASIFIKACIJA RAKETNOG NAORUŽANJA

§ 1.1. ULOGA I MESTO RAKETNOG ORUŽJA U ORUŽANOJ BORBI

Raketno oružje koje se primenjivalo za vreme drugog svetskog rata, u posleratnom periodu a naročito poslednjih godina razvija se veoma brzim tempom. Njegova relativna nepovredivost i veliki rezultati udara koje nanose ostavili su ozbiljan trag na razvitak vojne misli u kapitalističkim zemljama i na razrađivanje pitanja vođenja savremenih ratova, naročito u početnom periodu.

Inostrani vojni ideolozi računaju da će se u budućem ratu u velikim razmerama koristiti nuklearno raketno oružje, a i druga sredstva za masovno uništavanje. Sa tim ciljem, a na osnovu dostignuća savremene nauke i ratne tehnike, u poslednjim godinama su u mnogim zemljama razrađene balističke rakete različitog dometa, sposobne da prenesu do cilja nuklearnu bojnu glavu ogromne rušilačke moći za svega nekoliko minuta ili desetina minuta; izrađene su rakete za dovođenje veštačkih satelita Zemlje u orbitu; stvorene su atomske podmornice koje su u stanju da, dok su pod vodom ispaljuju rakete velikog dometa; izrađene su termonuklearne bombe koje mogu da se prenose bombarderskom avijacijom i niza drugih sredstava oružane borbe.

Raspaljujući ratnu psihozu, imperijalistički krugovi polažu velike nade u iznenadnu upotrebu svih vidova savremenog oružja, naročito raketnog. U budućoj oružanoj borbi u skladu sa programom pre naoružavanja, mnoge kapitalističke zemlje opremaju svoje kopnene trupe, ratno vazduhoplovstvo, trupe protivvazdušne odbrane i ratnu mornaricu raketnim oružjem razne namene. Sve kapitalističke zemlje izrađuju rakete taktičke, operativno-taktičke i strategijske namene, a

takođe specijalne vrste raketa — avionske, protivavionske, protivtenkovske i dr.

Po mišljenju vojnih stručnjaka zapadnih zemalja, raketno oružje je naročito sredstvo, sposobno da samostalno rešava sve zadatke u uništavanju raznih objekata. Oni polaze sa stanovišta da je to oružje jedan od perspektivnih oblika naoružanja. Zaista, raketno oružje ima niz bitnih prednosti u tehničkom i operativnotaktičkom pogledu u poređenju sa klasičnom artiljerijom, borbenom avijacijom i ratnom mornaricom.

Razmotrimo ukratko prednosti raketnog oružja.

1. Ono ima praktično neograničen domet. Nezavisno od vrste i namene raketa, uz pomoć odgovarajućih raketnih motora, lansirnih uređaja i sistema upravljanja, moguće je obezbediti im domet od nekoliko desetina do nekoliko desetina hiljada kilometara.

Danas se u kapitalističkim zemljama izrađuju rakete za gađanje na daljine: do 40 km, od 40 do 250 km, od 250 do 800 km, od 800 do 2.500 km, od 2.500 do 5.000 km, od 5.000 do 10.000 km i više.

2. Raketama se može upravljati u toku njihovog leta ka cilju. Zahvaljujući tom svojstvu znatno se proširuje oblast primene raketa i povećava efikasnost uništavajućeg dejstva pri nanošenju nuklearnog udara po objektu protivnika.

3. Pošto imaju veliku brzinu leta i visoku putanju, rakete su manje povredive nego druga borbena sredstva. Njihov proboj ka cilju, opremljen snažnim sistemom protivvazdušne i protivraketne odbrane, postaje verovatniji nego prodor ratne avijacije (bombardera i drugih vrsta borbenih aviona), jer je borba protiv raketa složeniji zadatak. Najzad postoji mogućnost za široko manevrisanje putanjama leta raketa, a takođe za brzo nanošenje nuklearnih udara koje je za sada praktično nemoguće otkloniti.

4. Zahvaljujući velikoj brzini leta, rakete prelaze mnoge hiljade kilometara za nekoliko desetina minuta.

5. Primena raketnih motora raznih vrsta dozvoljava da se naglo povećava moć bojnih glava povećavanjem težine običnog eksplozivnog punjenja, tako i trotilovog ekvivalenta nuklearnih punjenja pri neznatnoj promeni težine raketa.

Snaga nuklearne bojne glave rakete menja se u širokim granicama, u zavisnosti od njihove namene. Tako, na primer, za rakete taktičke i operativno-taktičke namene ona se menja (u trotilovom ekvivalentu punjenja) od nekoliko desetina tona do stotina kilotona. I najzad, postoje rakete sa bojnim glavama megatonske snage.

Neophodno je primetiti da efikasnost primene raketnog oružja umnogome zavisi od tačnosti pogađanja raketa, snage njihovih bojnih glava, karaktera ciljeva koji se gađaju, a takođe od oblika nuklearne eksplozije — da li je površinska ili vazdušna. U nekim kapitalističkim zemljama vršena su površinska i vazdušna ispitivanja bojnih glava raznih moći radi upoređivanja. Pokazalo se da se natpritisak stvara na većem udaljenju od epicentra pri vazdušnoj nego pri površinskoj eksploziji. Količina raketa, neophodnih za uništenje ovog ili onog cilja pri zadatoj sigurnosti, naglo raste sa povećavanjem daljine njihovog dejstva i bitno se smanjuje povećavanjem snage bojnih glava.

Na taj način rakete srednjeg i velikog dometa, ubrajajući tu i međukontinentalne balističke rakete mogu da nose nuklearnu bojnu glavu sa trotilovim ekvivalentom praktično neograničene mogućnosti.

6. Relativno prosta konstrukcija i mala težina lansirnih rampi i uređaja za lansiranje omogućuju korišćenje raketa u najrazličitijim uslovima.

7. Ispaljivanje raketa je mogućno u bilo koje doba godine i dana, nezavisno od klimatskih uslova.

8. Rakete se mogu transportovati raznim sredstvima, kao što su automobil, tegljač — guseničar, podmornica, brod, avion, helikopter itd.

U stranoj štampi se ističe da pored pozitivnih osobina raketno naoružanje ima i nedostataka:

— rakete su glomazne;

— mala pokretljivost lansirnih uređaja, naročito kod rakete srednjeg i velikog dometa;

— povredivost stacioniranih lansirnih uređaja;

— mala brzina gađanja sa lansirnih rampi;

— nedovoljna efikasnost raketa u borbi sa pokretnim ciljevima;

— rakete se lako demaskiraju;

— složenost i visoka cena raketa čak i pri masovnoj proizvodnji.

Međutim, sistematsko usavršavanje raketa i raketnih sistema u celini, poslednjih godina, omogućilo je da se smanje ti nedostaci i bitno poveća borbena efikasnost raketa.

U zavisnosti od vrste zadataka koje ispunjavaju u borbenim uslovima, rakete delimo na:

— taktičke;

— operativno-taktičke;

— strategijske;

— rakete sistema protivvazdušne odbrane (PVO) i protivraketne odbrane (PRO).

U rakete taktičke namene spadaju one sa daljinom gađanja do 150 km; koje dejstvuju neposredno na bojištu sa trupama, u njihovim borbenim porecima i rešavaju zadatke za račun vojne grupe i jedinice. U rakete taktičke namene spadaju:

— protivtenkovski raketni vođeni projektili;

— rakete koje se primenjuju u gađanju iz specijalnih lansera i bestrzajnih oruđa;

— rakete koje se lansiraju sa specijalnih lansirnih uređaja sa jednom ili više šina.

U operativno-taktičke rakete spadaju one sa dometom od 150 do 1.000 km i više; one se koriste za račun velikih jedinica.

U strategijske rakete spadaju:

— balističke srednjeg dometa sa daljinom gađanja od 1.000 do 5.000 km;

— međukontinentalne balističke sa daljinom gađanja od 5.000 do 10.000 km i više;

— međukontinentalne krilate rakete ili bespilotni avioni sa dometom od 10.000 km i više.

Strategijske rakete se smeštaju uglavnom u stacionirane baze, ali se mogu lansirati sa platformi na železničkim prugama, brodova, podmornica i specijalnih automobila.

Najzad u rakete poslednjeg tipa spadaju one koje su predviđene za borbu sa ciljevima u vazduhu i to ne samo sa avionima svih tipova već i sa bojnim glavama strategijskih i drugih tipova raketa. Obično ulaze u sastav jedinica PVO. Samostalni divizioni i pukovi pridaju se armijskim jedinicama radi zaštite od napada iz vazduha, a koriste se i za zaštitu vojnih i industrijskih objekata i velikih gradova u unutrašnjosti zemlje.

§ 1.2. ZADACI KOJE REŠAVAJU RAKETE RAZLIČITE NAMENE

Zadaci koje rešavaju taktičke rakete

Pomoću taktičkog raketnog oružja vodi se borba sa taktičkim sredstvima nuklearnog napada, sa živom silom koja se nalazi bilo u pozicionom rejonu koncentracije bilo na maršu, sa motomehanizovanim sredstvima i tenkovima, sa artiljerijom, protiv utvrđenja stalne fortifikacije i drugih ciljeva protivnika koji se nalaze u njegovoj taktičkoj i najbližoj operativnoj dubini.

Povećana uloga tenkova i drugih oklopnih ciljeva naterala je inostrane vojne stručnjake da posvete veliku pažnju protivtenkovskim raketnim vođenim projektilima (PTRVP) koji imaju neophodni domet nišanske vatre, preciznost gađanja, probojnost oklopa, manevarsku sposobnost i mogućnost gađanja iz dubokih zaklona.

U poslednjim godinama u svim inostranim armijama PTRVP su praktično ili istisnuli protivtenkovska oruđa ili su postali dominantni zahvaljujući tome što imaju malu težinu, male razmere, što su jednostavni u borbenoj primeni i lako se mogu maskirati na bojištu sve do upotrebe.

Protivtenkovski raketni vođeni projektili koriste se za gađanje prednjeg kraja protivnika, njegovih tenkova i motomehanizovanih sredstava.

U naoružanju armija zemalja-članica bloka NATO nalaze se takvi PTRVP kao što je „kobra" (Cobra), „SS-11", „SS-12" i dr. Za gađanje u dubinu taktičke odbrane (— 30 km i više) mogu se koristiti nevođeni raketni projektili tipa „onist džon" (Honest John) i „litl džon" (Litlle John). Baterije naoružane nevođenim projektilima „onist džon" smatraju se osnovnom vatrenom jedinicom u sastavu savremenih operativno-taktičkih jedinica. U ratu će one igrati najvažniju ulogu. Po vatrenoj moći, ove baterije prevazilaze artiljerijske baterije za otprilike 100 puta pri primeni nuklearnih punjenja.

Taktičko raketno oružje daje mogućnost da se uspešno usklade:

— relativno velika daljina gađanja sa dovoljnom tačnošću;

— velika snaga dejstva punjenja na cilj sa jednostavnošću i lakoćom konstrukcije;

— sigurnost dejstva i mala povredivost sa relativno jednostavnom konstrukcijom lansirnih uređaja, a samim tim, i velikom sposobnošću manevrisanja.

Sve ovo zajedno čini taktičko raketno oruđe veoma perspektivnim.

Zadaci koje rešavaju operativno-taktičke rakete

Smatra se da će se rakete operativno-taktičke namene koristiti za uništavanje krupnih objekata armijske i frontovske namene, naročito takvih ciljeva kao što su operativno-taktička sredstva nuklearnog napada, komandna mesta, krupne koncentracije trupa, armijska i frontovska skladišta, aerodromi taktičke i transportne avijacije, položaj strategijskih raketa, železnički čvorovi, snabdevačke stanice i drugi ciljevi.

U rakete operativno-taktičke namene spadaju „korporal" (Corporal), „sardžent" (Sergeant), „redstoune" (Redstoun), „peršing" (Pershing) i bespilotni avioni matador, mejs (Maec), i „requlus II" koji imaju domet od 140 do 160, odnosno 1.200 km i bespilotni avioni od 900 do 1.800 km. Sve one nose nuklearno punjenje različite snage.

Rakete „korporal" i „sardžent" dejstvuju sa korpusima američke armije i armija drugih zemalja koje ulaze u NATO. Pretpostavlja se da bi se ove rakete koristile za gađanje operativno-taktičkih sredstava nuklearnog napada, rejona koncentracija trupa, komandnih mesta i uporišta, snabdevačkih baza, glavnih aerodroma protivničkih aviona.

Iz iskustva sa vežbi trupa NATO vidi se da se rakete i avioni--rakete operativno-taktičke namene sve češće primenjuju u rešavanju zadataka izolovanja rejona borbenih dejstava od pristizanja svežih snaga i ratne tehnike protivnika. U tim slučajevima osnovni objekti dejstva su rejoni koncentracije armijskih i frontovskih rezervi, iskrcne stanice trupa i snabdevačke stanice.

Ne zamenjujući potpuno avijaciju, operativno-taktičke rakete i bespilotni avioni mogu se koristiti za izvršavanje svih osnovnih zadataka koji se stavljaju pred vazduhoplovne jedinice.

Zadaci koje rešavaju strategijske rakete

Rakete strategijske namene dele se na one velikog i srednjeg dometa.

Raketama velikog dometa raspolažu više komande i koriste se za koncentrisane udare po objektima, jako zaštićenim sredstvima PVO, smeštenim u dubinu teritorije zemlje. U takve objekte spadaju raketne, avionske i pomorske baze, veliki industrijski i administrativno-politički centri.

Pretpostavlja se da će se rakete srednjeg dometa upotrebljavati za nanošenje nuklearnih udara po čvorovima komunikacija, skladištima nuklearnih ubojnih sredstava, koncentracijama trupa, velikim aerodromima i rejonima pripreme vazdušnodesantnih operacija.

Sada se u naoružanju niza kapitalističkih zemalja nalazi nekoliko tipova raketa i bespilotnih aviona strategijske namene koje imaju domete dejstva od 2.500 do 10.000 km (rakete „tor" (Thor), „jupiter", „polaris") i od 10.000 do 15.000 km (rakete „atlas", „titan", „minitmen" (Minuteman) i bespilotni avion „snark").

Zapadne zemlje vide u strategijskom raketnom oružju osnovno sredstvo za ostvarivanje svojih militarističkih zamisli.

Dalje usavršavanje strategijskih raketa i bespilotnih sredstava vrši se zato da im se poveća nepovredivost. Posebno se izučavaju i razrađuju projekti kosmičkih balističkih raketa koje bi mogle da lete na vrlo velikim visinama u toku nekoliko dana, pre nego što bi se iskoristile za uništavanje ciljeva.

Treba ukazati na to da se po porudžbini ratnog vazduhoplovstva SAD, izučava mogućnost iskorišćavanja neobično snažnog mikrotalasnog zračenja za neutralisanje ili uništenje nuklearnog punjenja bojne glave rakete na udaljenju do 1.600 km, aktiviranjem nuklearnog punjenja ili pregrejavanjem prednjeg dela rakete.

Zadaci koje rešavaju rakete sistema PVO i PRO

Savremena sredstva napada iz vazduha dovela su do stvaranja novih sredstava za borbu protiv njih. Takva sredstva su protivavionske vođene rakete (PAVR).

PAVR, koje raspolažu velikom brzinom, dometom i visinom leta, mogućnošću upravljanja u toku leta i, najzad, imaju snažne bojne glave, i dejstvuju u svim uslovima i u svako doba i dana i noći pri potpunoj automatizaciji celokupnog sistema protivvazdušne odbrane, praktično su istisnule cevnu protivavionsku artiljeriju i lovačku avijaciju.

Kao što je poznato, u sredstva američkog sistema PVO ulazi više od 10 tipova protivavionskih vođenih raketa i to: „najk-herkules" (Nike-Hercules), „bomark" (Bomarc), „terijer" (Terrier), „hok" (Hawk), „vezard" (Wezard), „mauler" i dr.

Pred PAVR se postavljaju sledeći osnovni zadaci:

— borba sa avionima protivnika na malim i velikim visinama;

— odbrana najvažnijih objekata i većih rejona teritorije od protivničkih aviona i bespilotnih aviona;

— odbrana brodova i jedinica pomorske pešadije od protivničkih aviona koji lete na malim i srednjim visinama;

— odbrana trupa i mehanizovanih jedinica na bojištu od balističkih raketa bliskog dejstva (taktičkih i operativno-taktičkih raketa) i vazdušnih ciljeva koji nisko lete, kao i borba sa drugim sredstvima napada protivnika.

Posebno mesto među sredstvima napada iz vazduha zauzimaju strategijske rakete srednjeg i velikog dometa. Zato borba protiv strategijskih raketa prisiljava imperijalističke krugove da posvete veću pažnju izgradnji sistema PVO. U stvari, izgubivši monopol nad atomskim

oružjem i bojeći se uzvratnog atomskog udara, SAD su počele ubrzano da učvršćuju odbranu od napada iz vazduha, smatrajući da je efikasni sistem PVO „odlučujuće sredstvo rata".

Poslednjih godina, za borbu sa strategijskim raketama srednjeg i velikog dometa, tačnije, sa njihovim bojnim glavama koje nose nuklearno punjenje, uporedo sa usavršavanjem sistema PVO radi se na stvaranju sistema protivraketne odbrane (PRO). Zadaci sistema PRO sastoje se u tome da se uništavaju rakete sa termonuklearnim punjenjem na relativno velikoj udaljenosti od branjenih objekata. Pretpostavlja se da će se u sistemu PRO za borbu sa balističkim raketama koristiti nuklearna punjenja sa trotilovim ekvivalentom do 20 hiljada tona.

Sistem osmatranja PRO SAD izrađuje se tako da blagovremeno upozorava o napadu iz vazduha i daje podatke za presretanje i uništavanje ciljeva. Sistem osmatranja PRO, a pre svega daljnje osmatranje, treba da svede na minimum faktor iznenadnosti napada. Sa tim ciljem teži se da se rakete otkriju već pri startovanju i prati ih za vreme leta po celoj putanji.

Rakete se u letu otkrivaju:

— po zračenju energije rakete u letu (infracrveno i svetlosno zračenje glave, radioaktivno zračenje nuklearnog punjenja, zračenje motora u radu i dr.);

— po odbijanju energije od rakete u letu (elektromagnetne, svetlosne, infracrvene, zvučne);

— po poremećenoj sredini koju preseca raketa u letu (poremećaj u elektromagnetnom i gravitacionom polju Zemlje i u atmosferi).

U svim slučajevima daje se prednost radarskim sredstvima otkrivanja raketa u sistemu PRO.

Sada se u nizu zemalja radi na pronalaženju novih načina borbe protiv balističkih raketa.

Naime, postavljaju se zadaci:

— uništavati rakete u letu na velikom udaljenju od branjenog objekta pomoću elektromagnetnog zračenja ili oblaka sitnih čestica, na primer, peska;

— skretati putanju rakete u letu pomoću uskog snažnog snopa radio-talasa ili mlaza čestica visoke energije;

— pomoću elektromagnetnih zračenja pretvoriti nuklearno punjenje bojne glave rakete u materiju koja nema eksplozivnih svojstava, ili ga uništavati pomoću specijalnog uređaja — „reflektora antimaterije".

Veliki značaj u sistemu PVO pridaje se raketama klase „vazduh-vazduh“ i „vazduh-zemlja“ koje se lansiraju sa raznih aviona, najčešće sa aviona-lovaca. U ta sredstva PVO ulaze rakete „falkon“ (Falcon), „sajdvinder“ (Sidewinder), „sparou III“ (Sparow), „fairstrik“ (Firestreak) (vrste „vazduh-vazduh“), „bulpap“ (Bullpup), „raskal“ (Rascal), „haund-dog“ (Haund Dog), „skajbolt“ (Skybolt), (vrste „vazduh-zemlja“).

§ 1.3. ZAHTEVI KOJI SE POSTAVLJAJU PRED RAKETE RAZNE NAMENE

Pri rešavanju borbenih zadataka sa najvećom efikasnošću, pred raketno oružje postavljaju se potpuno određeni zahtevi:

— najefikasnije i sigurno ispunjavanje borbenih zadataka koji stoje pred oružjem određene namene;

— sigurnost i bezotkazan rad konstrukcije raketnog sistema u celini i njegovih pojedinih delova;

— najveća jednostavnost raketnog sistema u konstruktivnom, tehnološkom i eksploatacionom smislu;

— mogućnost lančanog metoda proizvodnje raketnog sistema;

— mogućnost sigurnog dugotrajnog čuvanja raketnog sistema, i pre svega raketa, radi stvaranja neophodne rezerve;

— bezotkazan rad raketnog sistema pri transportovanju i lansiranju.

Zahtevi koji se postavljaju pred taktičke rakete

Velika brzina gađanja neophodna je zato što su taktičke rakete namenjene za neposrednu podršku trupe i biće kao pravilo korišćene za ispunjavanje zadataka u ograničenom vremenu ostavljenom za pripremu gađanja, a vrlo često će otvarati vatru bez pripreme po iznenadno pojavljenim ciljevima.

Mala težina i mali gabariti rakete i lansirnog uređaja je zahtev koji proističe iz visokomanevarskog karaktera savremenog boja i operacije.

Velika manevarska sposobnost jedinica takođe je uslovljena visokomanevarskim karakterom savremenog boja i operacije. Ona se postiže primenom samohodnih lansirnih uređaja povećane prohodnosti.

Velika preciznost gađanja zahteva se stoga što je većina ciljeva koje gađaju taktičke rakete — malih dimenzija, ili kako ih još zovu

tačkasti ciljevi. Preciznost gađanja dobija još veći značaj kada gađanje treba da se izvodi pojedinačno.

Velika mogućnost transporta je zahtev uslovljen visokomanevarskim karakterom savremenog rata. Velika pažnja se posvećuje stvaranju vrlo pokretnih združenih jedinica. U sistemu američkih oružanih snaga stvaraju se armijski korpusi strategijske namene čiji je zadatak da održavaju neprekidnu sposobnost trupa da brzo i dovoljnim snagama reaguju na bilo koju iznenadnu situaciju, počevši od malih konflikata do „opšteg rata".

Takođe se rešavaju pitanja transporta taktičkog raketnog oružja vazdušnim sredstvima. Zbog toga su usvojene u naoružanje rakete koje se mogu avionima transportovati „litl džon" i „sardžent", umesto raketa „onist džon" i „korporal".

Mora se primetiti i to da su u poslednje vreme bitno promenjene i mašine „točkaši" koje se koriste u vojne svrhe. Te izmene su omogućile veću prohodnost po lošim putevima ili bespuću, a prema tome i ubrzan dotur naoružanja do određenih tačaka.

Daljina gađanja raketa taktičke namene, polazeći od taktičkih zahteva, dostiže nekoliko desetina kilometara. Motor te rakete uglavnom radi sa čvrstim pogonskim materijama. To obezbeđuje jednostavnost eksploatacije i sigurnost borbene upotrebe raketa.

Bojna glava rakete taktičke namene ima kako obično tako i nuklearno punjenje. Kod nuklearnog punjenja bojne glave zahteva se pažljivija priprema za gađanje.

Zahtevi koji se postavljaju pred rakete operativno-taktičke namene

Brzina gađanja ima poseban i važan značaj u vezi sa neophodnošću skraćivanja vremena za pripremu raketa za lansiranje, a naročito pri ponovnom lansiranju.

Danas se primenjuje niz instrumenata po kojima čak i malo kvalifikovana posluga može brzo da proveri najvažnije elemente raketa neposredno pred lansiranje. Tako, na primer, operator može brzo da uključi uređaj i po podacima sa pokazivača instrumenta da zaključi o spremnosti ili neispravnosti proverenog mehanizma ili sklopa raketnog sistema za gađanje.

Brzina leta rakete treba da bude dovoljno velika, kako ne bi mogla da bude presretana avionskim ili protivavionskim vođenim raketama, ili kako ih još zovu antiraketama. Tako, brzina bespilotnog aviona „matador" dostiže 1.000 km/h, a rakete „redstoun" 6.000 km/h. Druge rakete imaju znatno veće brzine leta.

Daljina gađanja kreće se od 150 do 1.000 km. Takav dijapazon dejstva određuje se zadacima koje neophodno moraju da rešavaju jedinice naoružane tim raketama.

Preciznošću gađanja mora se obezbediti odstupanje po daljini u određenim granicama. Da bi se kompenzirale greške u preciznosti gađanja, bojne glave rakete se snabdevaju nuklearnim punjenjem.

Manevarska sposobnost rakete je zahtev uslovljen velikim tempom nastupanja koji se planira za savremene operacije. Ona zahteva od raketnog oružja brzinu i nezavisnost premeštanja vatrenog položaja sa jednog mesta na drugi. Zato se smatra da raketno oružje mora da bude prilagođeno ne samo kopnenom već i vazdušnom transportu bez obzira na njegovu znatnu težinu i gabaritete.

Donedavno se smatralo da je osnovni tip motora za rakete operativno-taktičke namene raketni motor sa tečnim pogonskim materijama. Međutim, kao što je pokazala praksa, raketni motor sa tečnim pogonskim materijama ima suštinske nedostatke: komplikovan je u eksploataciji i zahteva dosta vremena za pripremu pred stavljanje u pogon. U vezi s tim vrše se istraživački radovi na izradi motora sa čvrstom smešom pogonskog punjenja. Na primer, raketa „peršing" sa dometom 800 do 1.200 km ima dvostepen raketni motor sa čvrstim pogonskim materijama. Za pripremu rakete za borbu potrebno je nekoliko minuta.

Sistem upravljanja mora da obezbedi vođenje rakete do cilja. Drugim rečima, sistem vođenja mora da „vodi" raketu po unapred proračunatim i zadatim koordinatama, i da omogućuje da se u toku leta unose popravke zadate sa lansirnog uređaja, pošto je pre lansiranja teško uzeti u obzir uticaj svih faktora.

Bojna glava operativno-taktičke rakete mora da sadrži veću razornu snagu u poređenju sa raketama taktičke namene. Zato se oprema nuklearnim punjenjem.

Zahtevi koji se postavljaju pred rakete strategijske namene

Pred rakete strategijske namene postavljaju se veći zahtevi nego pred druge vrste raketa.

Borbena gotovost raketa mora se obezbediti za minimalno vreme jer se većina lansira sa stacioniranih lansirnih platformi.

Brzina leta strategijskih raketa mora da bude 15.000 do 25.000 km/h, da bi se obezbedila iznenadnost napada i smanjila mogućnost njihovog uništenja antiraketama u vazduhu. Vreme trajanja leta pri

tome mora da bude što manje — praktično ne veće od 15 do 30 minuta. Rakete srednjeg dometa tipa „tor" i „jupiter" imaju brzinu 15.000 km/h, rakete velikog dometa tipa „titan", „atlas" i „minitmen" imaju brzinu 25.000 km/h.

Daljina leta raketa praktično je neograničena. Tako rakete srednjeg dometa imaju domet oko 8.000 do 10.000 km, a većeg dometa do 15.000 km i više.

Sistem lansiranja. Strategijske rakete moraju se ispoljavati, po pravilu, iz stacionarnih tzv. „čvrstih", unapred pripremljenih, raketnih baza. Radi tajnosti, lansirni položaji na takvim bazama nalaze se u brdskim predelima, slabo naseljenim i pustinjskim rejonima.

Osim toga, postoje i „lutajući lansirni uređaji". To su specijalne kompozicije koje se kreću po železničkoj mreži. Takve kompozicije su, na primer, izrađene za rakete „minitmen".

Pokretljivost i sposobnost transportovanja strategijskih raketa moraju biti velike. Za strategijske rakete srednjeg dometa, osim stacionarnih, postoje i pokretni lansirni uređaji. Za rakete velikog dometa ne izrađuju se pokretni lansirni uređaji, jer se one mogu lansirati samo sa unapred pripremljenih stacionarnih baza. Osnovni zahtev koji se postavlja pred motore strategijskih raketa je bezotkazan rad pri svim zadatim režimima, nezavisno od spoljnih uticaja. Tom zahtevu odgovaraju uglavnom motori sa tečnim pogonskim materijama. Ali se danas, radi poboljšavanja uslova borbene primene strategijskih raketa razrađuju motori sa čvrstim pogonskim materijama.

U tim raketama se načelno koristi inercijalni sistem upravljanja na koji ne deluju spoljne smetnje, što je naročito važno za strategijske rakete velikog dometa.

Te rakete su namenjene za uništavanje objekata ne samo na velikim daljinama već i na velikim površinama gde postoje jako razvijeni odbrambeni objekti. Zato one imaju nuklearna punjenja velike razorne moći. Na primer, rakete „minitmen" i „titan" imaju trotilov ekvivalent 3 do 5 miliona tona.

Bojna glava rakete, osim nuklearnog punjenja može da nosi i hemijsko-biološku opremu.

Zahtevi koji se postavljaju pred protivavionske vođene rakete (antirakete)

Borbena gotovost antiraketa mora se obezbediti za minimalno vreme, radi čega su svi radovi na lansirnim platformama maksimalno

automatizovani i mehanizovani. Vreme dovođenja PAVR u borbenu gotovost je 1 do 3 min.

Brzina leta raketa ovog tipa ima vrlo veliki značaj jer one treba da presreću ciljeve koji brzo lete (bojne glave strategijskih raketa). PAVR treba da na celoj svojoj putanji imaju velike brzine.

Visinski domet PAVR mora biti toliki da se obezbedi sigurno uništavanje protivničkih raketa.

Domet PAVR upravo je zavisan od zahteva koji se postavljaju pred protivvazdušnu odbranu i određuje se neophodnošću uništavanja ciljeva koji se približavaju na određenoj udaljenosti od branjenog objekta.

Sistem upravljanja protivavionske vođene rakete mora da obezbedi njeno sigurno vođenje na cilj. Kod većine savremenih protivavionskih sistema primenjuju se 3 tipa sistema upravljanja:

— teledirigovanje (upravljanje na daljinu) pomoću komandnih uređaja koji se nalaze na zemlji;

— samonavođenje, tj. upravljanje putem komandi koje dolaze od uređaja smeštenih u samu raketu;

— kombinovano upravljanje, zasnovano na teledirigovanju i samonavođenju; pri tome se obično na prvom delu putanje rakete primenjuje teledirigovanje, a na drugom kad se raketa približi cilju — samonavođenje.

Pokretljivost i sposobnost transportovanja PAVR moraju da budu veoma velike.

Ovaj zahtev se ne odnosi na protivavionske vođene rakete u stacionarnim bazama koje su namenjene za odbranu velikih industrijskih centara i pojedinih rejona. U tom slučaju se na lansirnim platformama nalaze lansirne rampe, opremljene raznim dovodima, mehanizmima za punjenje i svim što je neophodno za sklapanje i proveravanje rakete pred lansiranje.

Pogonska grupa kod PAVR sastoji se, po pravilu, od barutnog bustera i marš-motora koji radi sa tečnim ili čvrstim pogonskim materijama.

Nezavisno od vrste pogonske materije kao osnovni zahtev koji se postavlja pred motore PAVR kao i pred druge vrste rakete ostaje zahtev za bezotkazan rad u raznim uslovima.

Bojna glava PAVR puni se običnom eksplozivnom materijom ili nuklearnim punjenjem, snage do nekoliko megatona. Ovo obezbeđuje sigurno uništenje cilja u vazduhu.

§ 1.4. KLASIFIKACIJA RAKETNOG ORUŽJA

Po ustaljenoj klasifikaciji u inostranstvu, sve rakete se dele na četiri osnovne vrste: „zemlja-zemlja", „zemlja-vazduh", „vazduh-vazduh", „vazduh-zemlja".

Ove vrste raketa, u zavisnosti od borbene primene dele se na grupe.

Klasifikacija raketa data je na tabeli 1.1. U ovoj tabeli su naznačeni i najvažniji ciljevi po kojima gađaju rakete.

Kao što se iz tabele vidi, klasifikacija raketnog oružja izvršena je prema položaju mesta lansiranja i položaja mesta cilja koji se gađa.

Osim navedene, u praksi se primenjuje i klasifikacija raketa po obliku putanje leta, tipu motora, vrsti usvojenog sistema upravljanja, načinu lansiranja itd.

Rakete vrste „zemlja-zemlja" usvojene su u naoružanju većine kapitalističkih zemalja. Oblik konstrukcije zavisan je od brzine i dometa. Taktičke rakete, a takođe bespilotni avioni — rakete operativno-taktičke namene projektuju se, uzimajući u obzir bitne faktore koji određuju racionalnu konstrukciju. Rakete, strategijske namene srednjeg i velikog dometa konstruišu se sa najpogodnijim aerodinamičkim oblikom tela, jer lete veoma velikim brzinama.

Vrsta rakete „zemlja-zemlja" deli se na grupe, od kojih svaka rešava svoje određene zadatke.

Taktičke i operativno-taktičke rakete predviđene su za uništavanje kopnenih trupa, industrijskih i drugih objekata. Ovi objekti su, po pravilu, relativno malih razmera i relativno male brzine kretanja, ili su stacionarni.

Rakete srednjeg i velikog dometa namenjene su za uništavanje objekata koji se nalaze na velikoj udaljenosti, pa čak i na udaljenim kontinentima.

Rakete ove vrste vode se na cilj obično pomoću sredstava sa zemlje ili pomoću sistema autonomnog vođenja.

Vrsta raketa „zemlja-vazduh" koristi se, uglavno, u sistemu PVO. Postoje dva tipa — rakete malog i velikog dometa. Konstrukcija raketa ove vrste, kao i vrsta „zemlja-zemlja" zavisi od daljine leta.

Zahtevi koji se postavljaju u vezi sa manevarskom sposobnošću raketa ove vrste veći su nego oni za rakete vrste „vazduh-vazduh", a to se odražava u konstruktivnom obliku cele rakete.

Vrste rakete „vazduh-vazduh" lansiraju se sa aviona — nosača raketa, prema cilju koji leti (avion itd.). Avion — nosač raketa i cilj mogu da lete podjednakim ili raznim brzinama.

Tabela 1.1.

vrsta raketa i njihove oznake	grupa raketa i njihove oznake	borbena primena
»zemlja-zemlja« (Surface-to-Surface) SSM (Surface-to-Surface missile)	»zemlja-zemlia« SSM	gađanje sa zemlje po ciljevima na zemlji
	»zemlja-brod« SSM	gađanje sa zemlje po ciljevima na vodi
	»brod-brod« SSM	gađanje sa brodova po ciljevima na vodi
	»brod-zemlja« SSM	gađanje sa brodova po ciljevima na obali
	»brod-podmornica« SUM	gađanje sa broda po podmornicama koje se nalaze pod površinom vode
	»podmornica-brod« USM	gađanje sa podmornice po ciljevima na vodi
	»podmornica-zemlja« USM	gađanje sa podmornice po ciljevima na zemlji
»zemlja-vazduh« (Surface-to-air) SAM (Surface-to-air missille)	»zemlja-vazduh« SAM	gađanje sa zemlje po ciljevima u vazduhu
	»brod-vazduh« SAM	gađanje sa brodova po ciljevima u vazduhu
	»podmornica-vazduh« UAM	gađanje sa podmornice pod vodom po ciljevima u vazduhu
»vazduh-vazduh (Air-to-air)	—	gađanje iz aviona na avione, vođene rakete i druge ciljeve u vazduhu
AAM (Air-to air missile) »vazduh-zemlja« (Air-to-Surface) ASM (Air-to-Surface missile)	»vazduh-zemlja« ASM	gađanje iz aviona po ciljevima na zemlji
	»vazduh-brod« ASM	gađanje brodova i podmornica na površini iz aviona
	»vazduh-podmornica« AUM	gađanje podmornica ispod površine vode iz aviona

Osnovna karkateristika konstrukcije rakete date vrste uslovljena je njihovim rasporedom na avionu — nosaču rakete. Posebna pažnja se mora posvetiti tome da rakete pri lansiranju nemaju tendenciju zaokretanja prema avionu — nosaču, a takođe da ne odstupe od zadate putanje leta pod dejstvom bočnih aerodinamičnih sila.

Rakete ove vrste, po pravilu, imaju relativno mali domet. Njihova putanja sastoji se od aktivnog dela leta i dela leta po inerciji. Takve rakete su jednostepene konstrukcije i bez bustera.

Vrsta rakete „vazduh-zemlja" namenjene su za uništavanje ciljeva na zemlji koji se kreću malom brzinom u odnosu na brzinu ciljeva u vazduhu. Zato su zahtevi koji se postavljaju u odnosu na konstruktivni oblik tih raketa mnogo manji od onih za rakete vrste „vazduh-vazduh". Međutim, zahtevi u pogledu rasporeda raketa vrsta „vazduh-zemlja" na avionu-nosaču praktično su isti kao i kod vrste „vazduh-vazduh". Izbor motora za njih određuje se dužinom leta. Sistem upravljanja takođe utiče na opšti konstruktivni oblik rakete.

Sve rakete koje ulaze u ove vrste dele se na nevođene i vođene.

Nevođene rakete su, po pravilu, taktičke i avionske. Nevođene taktičke rakete lansiraju se sa lakih lansirnih rampi, sa jednim ili nekoliko klizača. To čini ceo sistem pokretljivim i sposobnim za manevrisanje. Rakete se ispaljuju za veoma kratko vreme koje se meri sa nekoliko sekundi. Kratko vreme ispaljivanja omogućava da se iznenada nanese vatreni udar.

U nedostatke nevođenih taktičkih raketa ubrajaju se:

— nedovoljna gustina vatre u poređenju sa klasičnom artiljerijom; međutim, taj nedostatak se kompenzuje snažnim bojnim glavama koje raketa nosi do cilja;

— ponovno postavljanje raketa na lansirne rampe zahteva mnogo vremena;

— pri ispaljivanju raketa postoji mogućnost otkrivanja vatrenog položaja koji se nalazi na relativno bliskom udaljenju od protivnika.

Avionske nevođene rakete imaju malu težinu i malih su razmera. One se postavljaju pod trup po nekoliko desetina. Da bi se sigurno uništio cilj ove rakete su snadbevene blizinskim upaljačima.

Vođene rakete, zahvaljujući sistemu upravljanja, snažnoj bojnoj glavi i snažnom motoru, omogućuju postizanje znatno većeg dometa, veće tačnosti gađanja i veću efikasnost uništenja ciljeva u poređenju sa nevođenim raketama. Zato se vođene rakete koriste u svim vidovima vojske.

U naoružanju armija nalaze se: protivtenkovske, operativno-taktičke, strategijske i protivavionske vođene rakete.

Stabilizacija raketa u toku leta ostvaruje se:

— okretanje rakete oko uzdužne ose;

— pomoću krila-stabilizatora;

— pomoću kormila.

Prva dva načina stabilizacije primenjuju se kod nevođenih raketa, a treći kod vođenih.

Konstrukcije lansirnih rampi, način lansiranja i borbena gotovost vođenih raketa određuje se pre svega njihovom namenom. Za operativno-taktičke rakete primenjuju se jednostavni lansirni uređaji sa velikom manevarskom sposobnošću, a za strategijske, u većini slučajeva su stacionarne lansirne pozicije opremljene mehanizmima za upravljanje i vođenje; za neke od njih koriste se i pokretne lansirne rampe.

Navedena klasifikacija raketa odgovara savremenom stanju raketnog naoružanja i, prirodno, ne uzimaju se u obzir perspektive razvitka raketne tehnike u narednim godinama.

Glava II

OPŠTI PODACI O REAKTIVNIM MOTORIMA

§ 2.1. KLASIFIKACIJA REAKTIVNIH MOTORA

Reaktivni motor se naziva takav motor u kome se energija pogonske materije pretvara u kinetičku energiju mlaza produkata sagorevanja.

Pri klasifikaciji reaktivnih motora obično se teži da se pokažu njihove razlike po nekoj od grupa karakterističnih obeležja: po izvorima energije kojom se koriste, po nameni, po konstrukciji itd. Klasifikaciju reaktivnih motora najpogodnije je izvršiti po vrsti pogonske materije kojom se koristi jer svojstva te materije kao izvora energije uglavnom određuju osobenosti konstrukcije i ustrojstvo motornog uređaja.

Po vrsti pogonske materije koja se koristi, sve reaktivne motore delimo na dve grupe: *raketne* i *mlazne*.

Karakteristična osobina *raketnih motora* je ta što im je rad nezavisan od spoljnih uslova. U takvim motorima sva količina pogonske materije se nalazi u samoj raketi koja može da se koristi u bilo koje svrhe, ubrajajući i interplanetarni saobraćaj.

Raketni motori se dele na one koji rade sa tečnim pogonskim materijama, sa čvrstim pogonskim materijama, mešovite raketne motore koji se u radu koriste i tečnim i čvrstim pogonskim materijama, nuklearne raketne motore koji se koriste nuklearnim gorivima i elektroraketne motore.

U motorima s tečnim gorivom, kao oksidatori koriste se tečan kiseonik, smeša azotne kiseline sa oksidima azota i druge materije. Kao gorivo može da posluži kerozin različitih vrsta, alkoholi i druge komponente.

Za raketne motore sa čvrstim pogonskim materijama koriste se specijalne čvrste mešavine koje sadrže go-

riva i oksidacione elemente. To su pre svega raketni baruti i gorivne mešavine pogonske materije.

U nuklearnim raketnim motorima koristi se energija raspadanja ili sinteze jezgara nuklearnog goriva, koja se zatim pretvara u kinetičku energiju izbacivanih čestica.

U poslednje vreme poklanja se posebna pažnja i elektro-raketnim motorima za daleke kosmičke letove. Kao izvor električne energije u njima bi se koristili nuklearni reaktori ili energetski uređaji koji bi radili korišćenjem sunčeve energije.

U drugu grupu reaktivnih motora spadaju *mlazni motori* kod kojih se kao oksidator koristi kiseonik iz vazduha. Vazduh se u komoru sagorevanja ubacuje specijalnim kompresorom ili na račun dinamičkog pritiska.

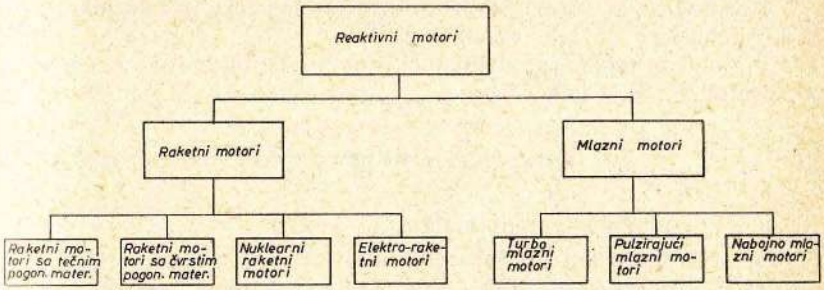
Prednost tih motora je u tome što nema rezervoar za oksidator, jer kiseonik uzimaju iz vazduha. Zato rakete sa mlaznim motorima imaju relativno malu težinu i veliki dolet.

Nedostatak mlaznih motora je u tome što im rad zavisi od visine leta, pošto je na velikim visinama količina kiseonika veoma mala usled razređenosti atmosfere. Osim toga, uređaj za usisavanje vazduha izaziva znatno povećanje čeonog otpora, što negativno utiče na brzinu leta rakete.

U današnje vreme rasprostranjena su tri vida mlaznih motora: turbo-mlazni, pulzirajući i nabojno-mlazni.

Klasifikacija reaktivnih motora pokazana je na slici 2.1.

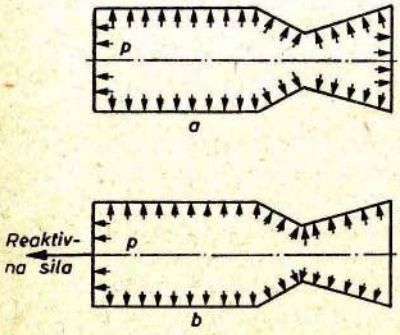
Razmatrana klasifikacija, naravno, nije konačna pošto je izgrađena na principu pogonske materije koja se koristi. Ipak, ova klasifikacija omogućava da se logičnim redom dosledno razmotre konstrukcija i principi rada reaktivnih motora.



Sl. 2.1. Klasifikacija reaktivnih motora

Brzina rakete se postiže silom koja nastaje pri isticanju radnog tela iz mlaznika motora: produkata sagorevanja čvrste ili tečne pogonske materije ili produkata nuklearnih reakcija. Kretanje rakete nastaje zahvaljujući odbacivanju sekundne mase tih produkata u pravcu suprotnom kretanju rakete. Za reaktivni princip kretanja karakteristično je odbacivanje malih delova mase u jedinici vremena u poređenju sa velikom masom tela koje se kreće velikom brzinom.

Stvaranje reaktivne sile u komori motora vidi se na slici 2.2.



Sl. 2.2. Stvaranje reaktivne sile

Neka se u komori sa zatvorenim mlaznikom nalazi gas pod nekim pritiskom p, koji je veći od atmosferskog (sl. 2.2*a*). Komponente sila unutrašnjeg pritiska uzajamno se uravnotežuju i njihova je rezultanta jednaka nuli u bilo kom smeru. Ako se komora otvori, iz nje će gas početi da ističe. Sile koje deluju na elemente komore neće biti uravnotežene (sl. 2.2*b*.). Rezultanta sila unutrašnjeg pritiska u smeru ose komore predstavlja reaktivnu silu koja se obeležava sa P.

Da bi se obezbedilo održavanje reaktivne sile u toku određenog dela vremena, u komori motora, u toku celog tog vremena, mora da bude određeni pritisak. Taj pritisak stvaraju produkti sagorevanja pogonske materije.

Reaktivna sila, uslovljena isticanjem radnog tela iz mlaznika motora, prenosi se na telo rakete koja leti.

Brzina leta rakete (ne uzimajući u obzir sile otpora) izračunava se po formuli K. E. Ciolkovskog:

$$V_{\max} = gP_{\text{spec}} \ln \frac{1}{1 - \mu k}. \tag{2.1}$$

gde je g — ubrzanje zemljine teže;

P_{spec} — specifični potisak motora;

μ_k — koeficijent punjenja rakete pogonskom materijom koji je jednak odnosu težine pogonske materije i (startne) težine rakete.

Veličina koeficijenta punjenja rakete pogonskom materijom određuje se osobinama njene konstrukcije i namene. Tako, za taktičke rakete $\mu_k = 0{,}4$ do $0{,}6$. Za rakete velikog dometa koeficijent punjenja iznosi 0,7 do 0,8 i više.

Analiza izraza (2.1) pokazuje da raketa, radi postizanja velike brzine, mora da ima pogonsku materiju velike kalorične moći i malu težinu konstrukcije.

Velika kalorična moć pogonske materije omogućuje dobijanje visokog specifičnog potiska. Mala težina konstrukcije dopušta mogućnost za smeštaj veće količine pogonske materije u raketi. Pri tome se značaj koeficijenta μ_k povećava, a povećavaju se i veličina razlomka $\frac{1}{1-\mu k}$ i maksimalna brzina rakete.

Reaktivni princip omogućuje aparatima koji lete da postignu brzine jednake kosmičkim.

2.3. OSNOVNE KARAKTERISTIKE RAKETNIH MOTORA

Kvalitet raketnih motora ocenjuje se po njihovim osnovnim svojstvima: stepenu kvaliteta rada, efikasnošću, eksploatacionim i drugim osobinama.

Osnovnim karakteristikama motora smatraju se: sila potiska, specifični potisak, specifična potrošnja pogonske materije, specifična težina motora i koeficijent korisnog dejstva.

Sila potiska

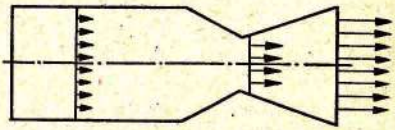
Sila potiska je karakteristika raketnog motora kao energetskog uređaja aparata koji leti. Ona je rezultanta sila pritiska, raspoređenih po celoj površini komore motora:

$$P = P_{sp} + P_{up} \tag{2.2.}$$

gde je P = sila potiska

P_{sp} = rezultanta sila spoljnog pritiska

P_{up} = rezultanta sila unutrašnjeg pritiska.



Sl. 2.3. Šema proticanja gasa u komori motora

Pri izvođenju jednačine sile potiska uzimamo pretpostavke:

— pritisak na celoj spoljnoj površini motora jednak je atmosferskom pritisku p_s;

— brzine kretanja gasa po preseku jednake su među sobom i usmerene u pravcu ose komore sagorevanja, kao što je pokazano na slici 2.3.;

— pritisak i brzina produkata sagorevanja, u svakom preseku komore ne menjaju se tokom rada motora.

Za izvođenje jednačine sile potiska koristimo se slikom 2.4. Pošto je motor simetrično telo, komponente sila pritisaka u radijalnom smeru se uravnotežuju, dok u isto vreme komponente sila pritiska u smeru ose neće biti uravnotežene.

Uzećemo za pozitivan smer sila onaj koji je suprotan kretanju produkata sagorevanja i naći izraz za silu P_{sp} (slika 2.4*a*.).

U datom slučaju neuravnotežene su spoljne sile pritiska koje deluju na prošireni divergentni deo mlaznika i na deo komore one površine koja je jednaka površini kritičnog preseka F_{kr}.

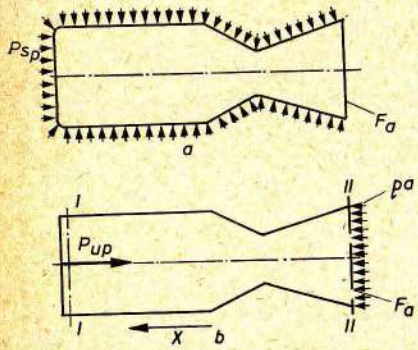
Ako sumiramo projekcije tih površina na ravan normalnu na osu motora, dobiće se deo jednak površini izlaznog preseka mlaznika F_a.

Uzimajući u obzir usvojeni smer sila možemo da zapišemo:

$$P_{sp} = F_a \cdot p_s$$

gde je F_a = površina izlaznog preseka mlaznika

P_s = atmosferski pritisak.



Sl. 2.4. Uz izvođenje jednačine sile potiska:

a — raspored potiska na spoljnoj površini motora
b — sile koje deluju na mlaz gasa u komori motora

Za određivanje unutrašnjih sila pritiska izdvojićemo unutar komore sagorevanja zapreminu gasa između preseka I—I i II—II (sl. 2.4, *b*). Na tu zapreminu gasa delovaće sila P_{un} sa strane dna komore i sila $+ F_a p_s$ iz pravca gasnog protoka koji se nalazi iza izlaznog preseka mlaznika (p_a = pritisak u gasnom protoku na preseku mlaznika). Kao što je poznato iz „fizike, zbir tih sila jednak je promeni količine kretanja gasa u jedinici vremena.

Pošto je brzina ulaska komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja relativno mala, možemo uzeti da je ravna nuli. Tada će količina kretanja gasa u preseku I—I isto tako biti jednaka nuli.

Količina gasa koji u jedinici vremena protiče kroz presek II—II je:

$$\Delta m u_a = -\frac{\dot{G}}{g} u_a, \tag{2.3}$$

gde je:

Δm — masa gasa;

u_a — brzina proticanja gasa na presek mlaznika (brzina isticanja);

G — sekundna potrošnja gasa ili težinska količina gasa koji ističe iz komore sagorevanja u jednoj sekundi;

g — ubrzanje zemljine teže.

Znak „minus" u izrazu (2.3) označava da brzina isticanja ima suprotan smer od izabranog.

Na taj način na izdvojenu zapreminu deluje sila

$$-P_{un} + F_a p_a = -\frac{\dot{G}}{g} u_a \tag{2.4}$$

Transformacijom ovog izraza dobijamo

$$P_{un} = \frac{\dot{G}}{g} u_a + F_a p_a$$

Ako u formuli (2.2) zamenimo vrednosti sila F_{sp} i P_{up}, dobićemo izraz za silu potiska, poznat kao jednačina sile potiska:

$$P = \frac{\dot{G}}{g} u_a + F_a (p_a - p_s) \tag{2.5}$$

Sila potiska u vakuumu, gde atmosferskog pritiska praktično nema, određuje se izrazom:

$$P_{vak} = \frac{\dot{G}}{g} u_a + F_a p_a$$

Ako je pritisak gasnog protoka na preseku mlaznika jednak okolnom (atmosferskom) pritisku, izraz (2.5) dobija oblik

$$P = \frac{\dot{G}}{g} u_a. \tag{2.6}$$

Takav režim rada naziva se preračunskim. Pri tome sila potiska ima najveću vrednost u poređenju sa drugim režimima rada motora.

Prvi član jednačine (2.5.) iznosi u proseku 85% (a ponekad i više) od celokupnog potiska motora.

Brzina isticanja produkata sagorevanja iz mlaznika savremenog raketnog motora malo se menja i iznosi od 2.200 do 2.700 m/sek. Prema tome, osnovni i odlučujući faktor za dobijanje raznih vrednosti potiska je sekundna potrošnja pogonske materije.

Pogonska materija određuje se u zavisnosti od dometa i može se menjati od nekoliko desetina do nekoliko stotina kilograma u sekundi.

Specifični potisak

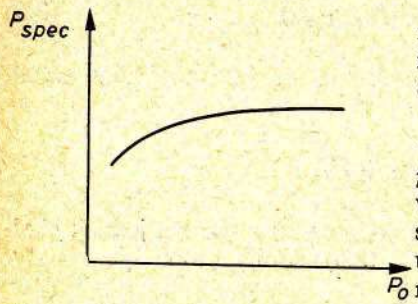
Specifičnim potiskom P_{spec} naziva se odnos između sile potiska motora i sekundne potrošnje pogonske materije.

$$P_{\text{spec}} = \frac{P}{\dot{G}} \left[\frac{kg\,sek}{kg} \right]$$

Ako podelimo oba dela jednačine (2.5.) sa sekundnom potrošnjom pogonske materije, dobićemo izraz za specifični potisak:

$$P_{\text{spec}} = \frac{U_a}{g} + \frac{Fa}{\dot{G}} (p_a - p_s) \qquad (2.7.)$$

Specifični potisak je kvalitativni pokazatelj raketnog motora koji karakteriše kako ekonomičnost njegovog rada, tako i energetske mogućnosti korišćene pogonske materije.



Sl. 2.5. Zavisnost specifičnog potiska od pritiska u komori sagorevanja

Što je specifični potisak veći, manja je potrošnja pogonske materije u jedinici vremena, potrebna za dobijanje određenog potiska.

Iz izraza (2.7.) sledi da je P_{spec} = funkcija atmosferskog pritiska p_s. Specifični potisak raste povećavanjem visine i najveću vrednost dostiže u vakuumu. Specifični potisak u vakuumu je za 10 do 20% veći nego na zemlji.

Specifični potisak zavisi uglavnom od brzine isticanja gasova koja

je, opet, određena kvalitetom pogonske materije i konstruktivnim osobinama motora.

Brzina isticanja gasova iz mlaznika umnogome zavisi od temperature u komori sagorevanja T_o i od odnosa pritiska u komori i na preseku mlaznika.

Teži se da pritisak na preseku mlaznika p_a bude konstantan. Tada će povećavanjem pritiska u komori p_o rasti brzina isticanja, a prema tome i specifični potisak (slika 2.5.). Međutim, povećanje pritiska je pogodno samo do izvesnih granica, jer se porastom pritiska povećava i težina konstrukcije motora. Zato se kod savremenih raketnih motora pritisak u komori sagorevanja određuje obično 20 do 50 kg/cm^2.

Specifični potisak savremenih raketnih motora iznosi 220 do 300 kg sek/kg i bitno utiče na daljinu leta rakete.

Specifična potrošnja pogonske materije i specifična težina motora

Ekonomičnost raketnog motora može se ocenjivati po specifičnoj potrošnji pogonske materija tj. po težinskoj količini pogonske materije koja dolazi na jedinicu sile potiska motora u jednoj sekundi ili na čas.

Specifična potrošnja pogonske materije obređuje se po izrazu

$$C_{\text{spec}} = \frac{\dot{G}}{P} = \frac{1}{P_{\text{spec}}} \left[\frac{kg}{kgsek}\right]$$

Uporedo sa specifičnim potiskom važna je karakteristika motora: što je manja vrednost specifične potrošnje pogonske materije, pri ostalim jednakim uslovima biće veća daljina leta rakete.

Pod specifičnom težinom motora podrazumeva se odnos težine konstrukcije motora i potiska koji on stvara:

$$\gamma_m = \frac{Gkm}{P} = \left[\frac{kg}{kg}\right]$$

Specifična težina karakteriše stepen konstruktivne usavršenosti motora i kreće se u granicama

$$\gamma_m = 0{,}02 \text{ do } 0{,}05 \text{ kg/kg}.$$

Ove karakteristike raketnih motora daju mogućnost za ocenjivanje motora po sili potiska, ekonomičnosti rada, gabaritnim merama i za utvrđivanje racionalne oblasti njegove primene u raketama razne namene.

§ 2.4. RAKETNI MOTORI

Raketni motori sa tečnom pogonskom materijom

Za rad ovih motora koristi se tečno pogonsko punjenje.

Osnovni konstruktivni elementi raketnih motora sa tečnim pogonskim materijama su komore sagorevanja sa mlaznikom, rezervoari za komponente pogonske materije i uređaji koji obezbeđuju dovod pogonske materije u komoru sagorevanja.

Raketni motori sa tečnom pogonskom materijom danas su veoma rasprostranjeni. To se objašnjava sledećim razlozima:

— mogućnošću dobijanja velikih vrednosti potisaka pri srazmerno malim težinama i gabaritima;

— sekundna potrošnja u tim motorima može široko da varira, što omogućuje dobijanje različitih vrednosti potisaka;

— rad raketnih motora sa tečnim pogonskim materijama ne zavisi od spoljnih uslova, što im omogućuje rad na bilo kojoj visini.

Motori sa tečnim pogonskim materijama našli su široku primenu u raketama klase „zemlja-zemlja" koje su namenjene za gađanje na raznim daljinama. Domet raketa ove klase dostiže do nekoliko hiljada kilometara i pri ostalim jednakim uslovima znatno zavisi od usavršenosti konstrukcije motora i vrste upotrebljene pogonske materije. Savremeni raketni motori sa tečnom pogonskom materijom postižu specifične potiske do 300 kg sek/kg.

Raketni motori sa tečnim pogonskim materijama su veoma raznoliki po konstruktivnim šemama i drugim obeležjima.

Motori sa tečnim pogonskim materijama za rakete raznih namena razlikuju se kako po veličini tako i po konstruktivnom oblikovanju.

Motori vođenih balističkih raketa su jedni od najsloženijih i najusavršenijih tipova raketnih motora sa tečnim pogonskim materijama. Ukupno vreme rada takvih motora kreće se od nekoliko desetina sekundi do nekoliko minuta.

Kao primer razmotrićemo opštu strukturu i rad motora rakete A-4*.

Pogonske materije za motor sastoje se iz tečnog kiseonika (oksidatora) i alkohola 75% — ne koncentracije (tečno gorivo). Potisak motora na zemlji je oko 26 t, sekundna potrošnja pogonske materije 125 kg/sek, specifični potisak 208 kg sek/kg, a brzina isticanja gasova na preseku mlaznika preko 2.000 m/sek.

---

*Raketa A-4 poznatija je pod imenom V-2. — Prim. red

Šema motora je prikazana na slici 2.6. Raspršivači (šiključi) goriva i oksidatora smešteni su u osamnaest pretkomora (3) zavarenih na glavu komore sagorevanja (4).

Oksidator pritiče kroz cevi (5) neposredno u glavu komore sagorevanja. Gorivo kroz cevi (7) prvo dolazi do mlaznika (1), prolazi kroz međuprostor komore sagorevanja i njene obloge, posle čega dolazi na svoje raspršivače.

Prolazeći kroz prostor između spoljne i unutrašnje obloge komore, gorivo ih hladi. Dopunsko hlađenje ostvaruje se dovodom goriva na unutrašnju površinu komore kroz raspršivače (2).

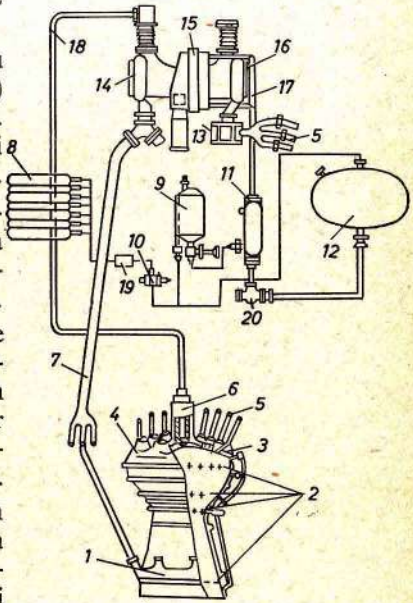
Oksidator i gorivo dovode se u komoru sagorevanja pumpama (16) i (14) koje pokreće turbina (15). Turbina i pumpe čine turbopumpni agregat čija je snaga oko 460 KS.

Za pokretanje turbine služi gas-generator koji se sastoji iz rezervoara (9) za katalizator, reaktora (11) i rezervoara (12) za peroksid vodonika.

Sabijenim vazduhom koji se nalazi u bocama (8) peroksid vodonika i katalizator (tečni natrijum permanganat) potiskuju se u reaktor (11). U reaktoru se peroksid vodonika razlaže na vodu i kiseonik. Gas pomešan sa vodenom parom koji se na taj način stvara, ima temperaturu oko 500°C. On se kreće ka turbopumpnom agregatu i pokreće turbinu.

Sila potiska koju razvija motor prenosi se na telo rakete preko držača motora.

Motor presatje da radi prestankom dovoda pogonske materije u komoru sagorevanja. Da bi se motor isključio daje se komanda za zatvaranje ventila (6) i (13).



Sl. 2.6. Šema motora rakete A-4:
1 — mlaznik; 2 — brizgaljke (šiključi) za ubrizgavanje goriva po unutrašnjoj površini komore; 3 — pretkomore; 4 — komora sagorevanja; 5 — cevi za dovod tečnog kiseonika; 6 — glavni ventil goriva; 7 — cevovod goriva; 8 — boce sa vazduhom visokog pritiska; 9 — rezervoar za katalizator; 10 — reduktor vazdušnog pritiska; 11 — reaktor; 12 — rezervoar za vodonik-peroksid; 13 — glavni ventil oksidatora; 14 — pumpa goriva; 15 — turbina; 16 — pumpa oksidatora; 17 — cev za dovod radne smeše u turbinu; 18 — cev za vraćanje goriva pri zaustavljanju motora; 19 — elektropneumatski ventil; 20 — odsečni ventil vodonik-peroksida

Puštanje u rad i isključivanje snažnih motora obavljaju se po pravilu u dve etape.

Puštanje motora u rad je postupno ako se u komoru sagorevanja prethodno ubacuju male količine komponenata pogonske materije. Zavisno od razvoja procesa sagorevanja, količina pogonske materije koja se ubacuje u komoru sagorevanja povećava se do pune potrošnje. Prethodni stepen puštanja u rad raketnog motora sa tečnim pogonskim materijama isključuje nagomilavanje velikih količina pogonske materije u komori sagorevanja, koje bi moglo da naglo poveća pritisak u trenutku paljenja i da razori motor.

U motoru, prikazanom na slici 2.6, izlaz na prethodni stepen karakteriše se stabilnim sagorevanjem pogonske materije koja ulazi u komoru kroz poluotvorene ventile 6 i 13. Pri tome turbopumpni agregat ne radi i komponente pogonske materije se ubrizgavaju pod dejstvom statičkog pritiska (samotokom).

Motor se dovodi na pun radni stepen uključivanjem turbopumpne grupe koja obezbeđuje komoru motora punom potrošnjom pogonske materije i povećava potisak do proračunatih vrednosti.

Postepeno isključivanje takvih motora i neophodna tačnost gađanja obezbeđuju se prevođenjem motora sa punog radnog stepena u završni. U završnom stepenu rada sekundna potrošnja se smanjuje i potisak se umanjuje za nekoliko puta.

Sigurno zaustavljanje motora postiže se putem dovođenja u komoru sagorevanja, u toku nekoliko sekundi, jedne od komponenata pogonske materije obično goriva, ili produvavanjem komore sabijenim vazduhom.

Na kraju da istaknemo da je za sve motore sa tečnom pogonskom materijom karakterističan visok stepen automatizacije procesa puštanja u rad, rada i isključivanja motora.

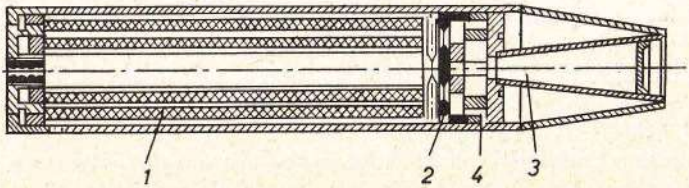
Raketni motori sa čvrstom pogonskom materijom

Savremeni raketni motori sa čvrstom pogonskom materijom postižu specifični potisak do 250 kg sek/kg. Tolika vrednost može se dobiti zahvaljujući visokim energetskim karakteristikama novih čvrstih pogonskih materija i savršenijoj konstrukciji motora u celini.

U motorima sa čvrstim pogonskim materijama celokupna materija se smešta u komoru sagorevanja u obliku jedne ili više šipki.

U zavisnosti od položaja pogonskog punjenja u komori sagorevanja, razlikujemo motore, vezane sa pogonskim punjenjem i motore sa slobodnim pogonskim punjenjem.

U motorima sa slobodnim pogonskim punjenjem (sl. 2.7.), između pogonskog punjenja i unutrašnje površine komore postoji zazor. Pomoću raznovrsnih pregrada, dijafragmi, rešetki i držača punjenje se brižljivo učvršćuje u komori. Da bi se sprečilo pregorevanje, unutrašnja površina komore prekriva se toplotnim izolatorom.

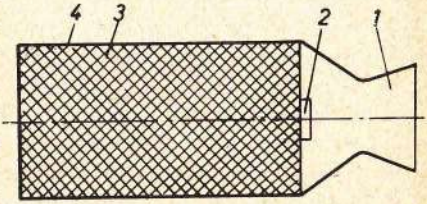


Sl. 2.7. Motor sa slobodnim pogonskim punjenjem:

1 — komora sagorevanja sa pogonskim punjenjem; 2 — pripala; 3 — mlaznik; 4 — dijafragma

Osnovni nedostaci ovakve konstrukcije su teškoće u punjenju komore čvrstim pogonskim materijama većih dimenzija i težina, kao i neposredno delovanje usijanih produkata sagorevanja na zidove komore. Zbog tih nedostataka motori sa slobodnim pogonskim punjenjem se, po pravilu, primenjuju u raketama malog dometa.

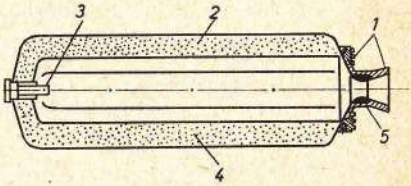
Na slici 2.8. prikazana je šema motora vezanog sa pogonskim punjenjem. Sagorevanje pogonske materije je „čeono" (cigaretno). Pored nekih preimućstava ove šeme njoj su svojstveni i sledeći nedostaci: mala veličina potiska zbog male površine sagorevanja i dugotrajno dejstvo temperature i pritiska produkata sagorevanja na unutrašnju površinu komora. Zbog toga se motori sa „čeonim" sagorevanjem punjenja primenjuju samo u malim raketama i projektilima.



Sl. 2.8. Šema motora sa cigaretnim sagorevanjem punjenja (motora vezanog sa pogonskim punjenjem):

1 — mlaznik; 2 — pripala; 3 — pogonsko punjenje; 4 — obloga komore sa toplotnom izolacijom

Druga vrsta motora, gde je pogonsko punjenje vezano za zidove komore sagorevanja, data je na slici 2.9. U tom motoru



Sl. 2.9. Šema savremenog raketnog motora sa čvrstim pogonskim punjenjem

1 — mlaznik; 2 — obloga motora; f3 — pripala; 4 — pogonsko punjenje; 5 — vatrostalni umetak

čvrsta pogonska materija lije se u komoru sagorevanja. Oblikujući stožer koji se stavlja u komoru pre njenog punjenja, omogućava se dobijanje potrebnog profila pogonskog punjenja. Pogonsko punjenje sagoreva po unutrašnjoj površini. Pri tome se zidovi komore oslobađaju uticaja visoke temperature i pritiska. U ovom slučaju postoji mogućnost korišćenja komora sagorevanja sa krajnje tankim zidovima.

Primenom visokolegiranih čelika, lakih legura i plastičnih masa u motorima takve konstrukcije, moguće je dobiti velike vrednosti koeficijenta μ_k (koeficijent punjenja rakete pogonskim materijama), jednake 0,80 do 0,85.

U kritičnom preseku bloka mlaznika postavlja se umetak 5 koji se izrađuje od materijala sa visokom temperaturom topljenja, na primer, iz volfram-karbida. On smanjuje erozivno (rušilačko) dejstvo produkata sagorevanja na kritičnom preseku mlaznika.

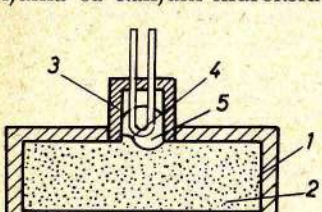
Geometrijske razmere pogonskog punjenja određuju se u zavisnosti od zadate daljine gađanja i pogodnosti eksploatacije. Tako, u raketi „sardžent", koja ima dužinu 10,3 metra i kalibar 0,9 m, dužina punjenja iznosi oko 4,8 m.

Veoma veliki značaj ima prelazak na sniženi pritisak u komori sagorevanja (15 do 20 kg/cm^2). To se postiže primenom kompozitnih pogonskih materija, što omogućava dobijanje krajnje lagane komore sagorevanja.

Paljenje pogonskog punjenja pri startu motora vrši se pomoću pripale. Pripala (sl. 2.10.) zagreva površinu pogonske materije koja sagoreva do temperature rasplamsavanja i podiže pritisak do vrednosti, pri kojoj je mogućan proces sagorevanja.

Izborom pripale i oblika pogonskog punjenja obezbeđuje se ravnomeran izlazak motora na proračunati režim.

Za izradu pripale upotrebljavaju se dimni barut i smeša magnezijuma sa kalijum-hidroksidom. Za sigurno rasplamsavanje potrebno je oko 10 g dimnog baruta na 1 litar slobodne zapremine komore.



Sl. 2.10. Barutna pripala:
1 — telo; 2 — barut; 3 — piro-pripala; 4 — žica koja se usija; 5 — lakozapaljiva smeša

Pritisak u komori raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom i njegov potisak vrlo su promenljivi, što zavisi od temperature punjenja, i zato se primenjuju razne mere da se smanji promenljivost tih karakteristika. Tako, na primer, motor rakete „onist-džon" je do lansiranja pokriven prekri-

vačem sa termoelektričnim elementima i, zahvaljujući tome, održava se potrebna temperatura pogonskog punjenja.

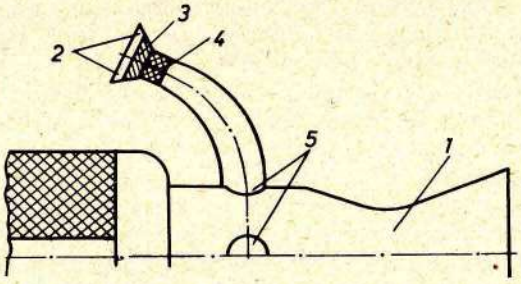
Jedna od osobenosti konstrukcije raketnih motora sa čvrstom pogonskom materijom je ta što rezervoar za čuvanje goriva istovremeno služi i kao komora sagorevanja. Usled toga se pri isključivanju motora pojavljuju izvesne teškoće. Motor sa čvrstim pogonskim materijama u principu se isključuje isto kao i onaj sa tečnom pogonskom materijom — prekidanjem potiska, ali pri tome ima i nekih svojih specifičnosti.

Postoji nekoliko načina isključivanja potiska raketnog motora sa čvrstim pogonskim materijama, ali su najrasprostranjenija dva: snižavanje pritiska u komori i reverziranje potiska.

Na slici 2.11 prikazana je šema rakete u kojoj se motor isključuje snižavanjem pritiska u komori sagorevanja. U ovom slučaju ventili koji se istovremeno otvaraju, povezuju komoru sa spoljnom sredinom, pritisak u komori naglo pada i sagorevanje pogonske materije prestaje.

Rezerviranje potiska svodi se na stvaranje potiska jednakog po vrednosti, ali suprotnog po smeru osnovnom potisku (slika 2.12). Taj način se koristio u prvim tipovima rakete „polaris".

Sl. 2.11. Šema rakete u kojoj se motor isključuje metodom snižavanja pritiska u komori sagorevanja



Sl. 2.12. Reverziranje potiska:

1 — osnovni mlaznik; 2 — eksplozivni zavrtnji; 3 — zapušač; 4 — toplotna izolacija; 5 — reverzivni mlaznici

Mehanizmi koji obezbeđuju isključivanje potiska u raketnom motoru sa čvrstim pogonskim materijama moraju se aktivirati momentalno. U protivnom tačnost gađanja neće biti zadovoljavajuća. Povećavanje tačnosti gađanja postiže se primenom raznih mehanizama za korekciju koji smanjuju odstupanje stvarnih karakteristika motora od proračunskih.

§ 2.5. NUKLEARNI I ELEKTRORAKETNI MOTORI

Kod nuklearnih raketnih motora radno telo se zagreva pod dejstvom toplote koja se izdvaja pri unutrašnjim nuklearnim promenama. Nuklearni raketni motori imaju veće potencijalne mogućnosti povećavanja specifičnog potiska nego motori koji rade sa hemijskom pogonskom materijom. To se objašnjava većim energetskim prinosom nuklearnih reakcija u poređenju sa hemijskim, kao i mogućnošću primene radnog tela koje ima manju molekularnu težinu i njegovim zagrevanjem do mnogo viših temperatura.

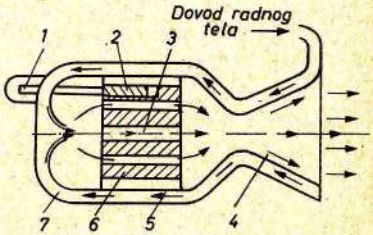
Kao što je poznato izdvajanje energije usled unutrašnjih nuklearnih promena moguće je kako pri reakciji sinteze fuzije, tako i pri reakciji analize (fisija). Čak ni u laboratorijskim uslovima još nije postignuto upravljanje reakcijom fuzije, čiji bi se energetski prinos mogao iskoristiti, na primer, u raketnom motoru. Sa nuklearnim reakcijama fisije moguće je upravljati i one se mogu iskoristiti za zagrevanje radnog tela raketnog motora.

Reakcija fisije jezgra teških elemenata nastaje na sledeći način. Nuklearno gorivo, ili radna materija koja se razbija (obično uran ili njegove legure), koncentrisano je u elementima koji izdvajaju toplotu. Ti elementi su u obliku šipke ili ploča, koje čine zonu reakcije (aktivna zona). Pri bombardovanju neutronima jezgara urana nastaje fisija koja je praćena znatnim oslobođenjem toplote. To je lančani proces, pošto se neophodni neutroni za njegovo održavanje, javljaju kao međuprodukti reakcije fisije. Radi ograničavanja energije neutrona, u akvitnu zonu se uvodi usporivač. Kad se sa atomima te materije sudare, neutroni bude deo svoje energije. Neophodan uslov za održavanje reakcije je stvaranje kritične (minimalne) mase materije koja se deli. Ovo radi toga da u jedinici vremena količina neutrona ne bi prevazilazila broj neutrona koji se rađaju. Ako je masa materije koja se deli manja od kritične, reakcija se neće odvijati. Kritična masa reaktora sa toplotnim neutronima (sa energijom 0,03 elektronvolta) može da iznosi nekoliko stotina kilograma. Radi smanjivanja kritične mase aktivna zona se okružava odbijačem (obično od iste materije kao i usporivač).

Kao materijal za usporivače i odbijače koriste se grafit, berilijum, a takođe materije koje sadrže vodonik (voda, teška voda, ugljovodonik). Toplotu energije koja se izdvaja u procesu nuklearne reakcije neophodno je odvoditi pomoću prenosnika toplote. On mora ravnomerno da opstrujava sve elemente koji izdvajaju toplotu.

Upravljanje nuklearnim reaktorom sastoji se u regulisanju mlaza neutrona u aktivnoj zoni da pri datoj potrošnji prenosnika toplote bude obezbeđena njegova zadata temperatura i da ne dođe do pregrejavanja elemenata koji izdvajaju toplotu. Tok neutrona se obično reguliše automatskim pomeranjem upravljajućim uranskim šipkama koje se sastoje od cevi ispunjenih materijom koja intenzivno upija (guta) neutrone (na primer, borom). Snaga reaktora je obrnuto proporcionalna dubini zagnjurivanja regulišućeg stožera u aktivnu zonu. U slučaju kvara, reaktor se isključuje brzim zagnjurivanjem stožera uranskih šipki do kraja; pri tome se upija suvišna količina neutrona i prekida se reakcija deljenja.

U skladu sa terminologijom ustaljenom, u nuklearnoj tehnici, može se dati sledeća uprošćena klasifikacija energetskih reaktora. Po dijapazonu energije neutrona koji izazivaju reakciju, reaktori se dele na one koji rade sa brzim neutronima (sa energijom od nekoliko hiljada eV), toplotnim neutronima (0,03 eV) i sa neutronima srednjih energija (1 KeV-5KeV). U reaktoru koji radi sa brzim neutronima nema usporivača, usled čega se stvara tok neutrona velike snage. Kritična masa materije koja se deli u takvom reaktoru može da iznosi svega nekoliko kilograma.



Sl. 2.13. Šema nuklearnog raketnog motora na osnovi reaktora sa čvrstim toplotnim elementima:
1 — mehanizacija upravljanja; 2 — upravljiva uranska šipka; 3 — aktivna zona; 4 — mlaznik; 5 — reflektor; 6 — toplotni elementi; 7 — telo

Mogućne šeme nuklearnih raketnih motora

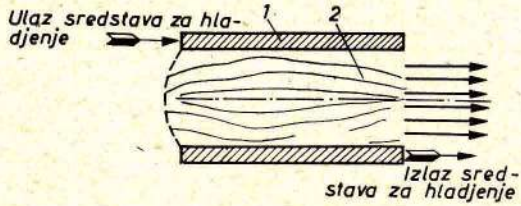
Danas su najbliži ostvarenju toplotno-predajni nuklearni raketni motori. U njima se radno telo zagreva na račun energije koja se izdvaja pri nuklearnim reakcijama fisije. Razlikujemo toplotno-predajne motore koji sadrže reaktore sa čvrstim, tečnim i gasovitim toplotnim elementima. U motoru sa reaktorom sa čvrstim toplotnim elementima (slika 2.13) radno telo zapljuskuje top-

lotne elemente, zagreva se i širi u mlazniku. Izračunavanja pokazuju da specifični potisak takvog motora iznosi 1.200 do 1.500 kg sek/kg. U motoru sa reaktorom sa tečnim toplotnim elementima radno telo u vidu mehurića prolazi kroz sloj tečne fisione materije koja se deli, zagreva i ističe kroz mlaznik. Maksimalni specifični potisak takvog motora dostiže 1.500 do 1.800 kg sek/kg. U motoru sa reaktorom sa gasovitim toplotnim elementima, gasovito radno telo se meša sa gasovitom fisionom materijom, zagreva se i ističe kroz mlaznik. U takvom motoru moguće je dobiti specifični potisak do 3.000 kg sek/kg.

U toplotnom predajniku, motorima — kao radno telo, svrsishodnije je primenjivati materije sa malom molekularnom težinom, na primer, vodonik i amonijak. Primena najefikasnijeg načina povećavanja specifičnog potiska nuklearnih raketnih motora (povećanje temperature) u reaktoru sa čvrstim toplotnim elementima, ograničena je čvrstina tih elemenata (temperaturom topljenja čvrstih materijala koje sadrže uran). Najteže se tope karbidi hafnijuma i tantala, tek na temperaturi od 3.900°C. Pri upotrebi tih materijala, gasoviti vodonik u reaktoru može se verovatno zagrejati do 3.300°C. U reaktoru sa tečnim toplotnim elementima maksimalna temperatura je ograničena temperaturom ključanja najteže topljivih jedinjenja urana (karbida urana).

U reaktorima sa gasovitim toplotnim elementima maksimalna temperatura se ograničava bilo nemogućnošću daljeg hlađenja zidova aktivne zone, bilo čvrstom monolitnošću urana, neophodnom za stvaranje kritične mase fisione materije u reaktoru određenih razmera pri dopuštenim pritiscima. U reaktoru sa gasovitim toplotnim elementima može se dobiti temperatura do 28.000°C.

T e r m o n u k l e a r n i m o t o r i, zbog veoma velikog izdvajanja energije pri reakciji sinteze lakih jezgara, smatraju se najefikasnijim od svih motora koji su danas principijelno mogući. Bez obzira na to što upravljana termonuklearna reakcija nije još ostvarena



Sl. 2.14. Mogućna šema termonuklearnog motora:
1 — električna obloga za hlađenje; 2 — plazma

ni u laboratorijskim uslovima, uspesi postignuti poslednjih godina u toj oblasti dozvoljavaju nadu da će se u budućnosti nuklearna energija fuzije moći koristiti u raketnim motorima.

Teoretski proračuni pokazuju da maksimalni specifični potisak termonuklearnog raketnog motora dostiže od prilike 10^5 do 10^6 kg sek/kg. Radno telo takvog motora (sl. 2.14) zagrevaće se do stanja plazme (električno neutralna smeša pozitivnih jona i elektrona). Osnovna teškoća konstruisanja termonuklearnih reaktora sastoji se u neophodnosti stvaranja izvanredno visokih temperatura (10^8 do 10^9°C), pri kojima može da se vrši termonuklearna reakcija, a takođe u održavanju radnog tela u stanju plazme pri tim temperaturama, u toku vremena dovoljnim za proticanje reakcije fisije (10^{-5} do 10^{-3} sek), u sprečavanju stvaranja nečistoće termonuklearne pogonske materije, upravljanju reakcijom, dovođenju ogromne količine energije koja se izdvaja i tome sl.

Poznate su šeme kombinovanih nuklearno-hemijskih motora. Prema ideji, rakete sa ovakvim motorima lansiraće se uz pomoć motora koji rade sa hemijskim pogonskim materijama (tečnim kiseonikom i vodonikom). Posle iskorišćavanja celokupnog oksidatora vodonik koji ostaje dolazi u nuklearni reaktor i motor počinje da radi nuklearnim tečnim gorivom.

Elektroraketni motori

Osobina elektroraketnih motora je, pre svega, veoma velika brzina isticanja radnog tela iz mlaznika. Ta brzina dostiže $3 \cdot 10^4$ do $2 \cdot 10^5$ m/sek, a utrošak radnog tela je vrlo mali; zbog čega je i potisak motora mali. Zato se takvi motori ne mogu koristiti za davanje dovoljnog ubrzanja letelici da bi savladala silu zemljine teže. Elektroraketni motori se, očigledno, uključuju tek kad kosmički brod dobije od motora koji mogu da razviju veliki potisak (nuklearnom ili sa hemijskom) pogonskom materijom prvu ili drugu kosmičku brzinu.

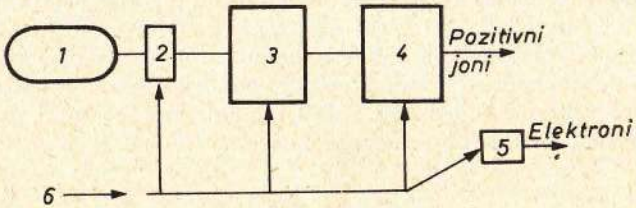
Usled male potrošnje radnog tela elektroraketni motori mogu dugo da rade i bez obzira na mala ubrzanja, mogu da kosmičkom brodu daju vrlo veliku konačnu brzinu.

Elektroraketni motor mora da se sastoji od 2 osnovna dela: izvora električne energije i pokretača koji se koristi tom energijom za ubrzavanje i izbacivanje radnog tela. Pretpostavlja se da će se kao izvor električne energije u elektroraketnim motorima koristiti nuklearni reaktori ili energetski uređaji koji se koriste sunčevom energijom.

Sada su poznata tri tipa elektroraketnih motora: jonski, na plazmu sa ubrzanjem plazme na račun termodinamičkog širenja, i na plazmu sa ubrzanjem plazme magnetnim poljem. Radni procesi u jonskom motoru su bolje izučeni nego procesi u drugim elektroraketnim motorima i zbog toga ćemo se zaustaviti samo na jonskom.

U jonskim motorima, ubrzanje i isticanje električno nabijenih atoma (jona) radnog tela nastaje pod dejstvom elektrostatičkog polja koje ima visok potencijal (oko 10.000 volti). U takvom motoru mogu se postići brzine isticanja reda veličine od $2 \cdot 10^5$ m/sek. Najefikasnijim i najsigurnijim načinom stvaranja pozitivno nabijenih jona smatra se površinska jonizacija, pri kojoj se u jednom od kontaktirajućih materijala odbijaju elektroni od atoma.

Jonski motor (slika 2.15) ima rezervoar sa radnim telom, sistem dovoda radnog tela, jonizacionu komoru, gde radno telo dolazi u kontakt sa užarenom površinom jonizatora, izvor električne energije za



Sl. 2.15. Šema jonskog motora:

1 — rezervoar sa radnim telom; 2 — sistem dovoda radnog tela; 3 — jonizaciona komora; 4 — elektrostatički ubrzivač; 5 — emiter elektrona; 6 — izvor električne energije

zagrevanje jonizatora i elektrostatički ubrzač (ubrzavajuće i fokusirajuće elektrode), koji stvara elektrostatičko polje. Ubrzani joni se moraju neutralisati da bi se eliminisale elektrostatičke potiskujuće sile i obezbedilo isticanje toka iz mlaznika. Uređaj za neutralisanje prostornog naboja je emiter elektrona. Takođe se razrađuje metod neutralisanja toka koji ističe uvođenjem negativno naelektrisanih jona. Kao radno telo u jonskim motorima je svrsishodno primenjivati materije sa velikom atomskom težinom (cezijum, rubidijum).

Pretpostavlja se da će temperatura zida rezervoara u koji je smešteno radno telo pri radu motora biti dovoljno visoka da bi obezbedila neophodan pritisak radne materije. U svojstvu jonizujuće površine koristiti se poraznom pločom od volframa, zagrejanom do 1.300—1.500°K. Pare cezijuma difundiraju kroz tu ploču i izdvajaju se u vidu jona. Pore na ploči moraju biti dovoljno male (oko 1 μ) da bi se sma-

njili gubici cezijuma isparavanjem atoma. Osnovni gubici snage u jonskom motoru takvog tipa su zbog radijacije zagrejanog volframa. Koeficijent korisnog dejstva kod jonskih motora iznosi preko 70%.

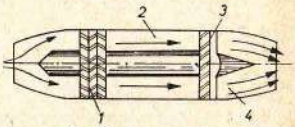
2.6. MLAZNI MOTORI

Principijelna razlika mlaznih motora od raketnih sa tečnom pogonskom materijom je u tome što se u mlaznim motorima za sagorevanje goriva koristi vazduh iz atmosfere.

Na slici 2.16. prikazana je šema turbomlaznog motora. Vazduh iz atmosfere dolazi do lopatica kompresora (1). Kompresor, povećavajući pritisak vazduha za 4 do 5 puta, sabija ga u komoru sagorevanja (2). U komoru se uvodi gorivo koje sagoreva u kiseoniku iz vazduha. Zagrejani gasovi prolaze kroz turbinu (3) i okreću je. Turbina, pošto se nalazi na istoj osovini sa kompresorom, okreće i njega. Deo snage turbine troši se i na pokretanje pumpi za dovod goriva u komoru sagorevanja.

U mlazniku (4) motora gasovi se šire i ističu u atmosferu velikom brzinom, stvarajući reaktivnu silu.

Turbomlazni motori se nalaze u širokoj upotrebi kod podzvučnih i nadzvučnih brzina leta. Pri brzinama većim od trostruke brzine zvuka otežavani su procesi sagorevanja i isticanja, što i ograničava oblast primene turbomlaznih motora.



Sl. 2.16. Šema turbomlaznog motora:

1 — kompresor; 2 — komora sagorevanja; 3 — turbina; 4 — mlaznik

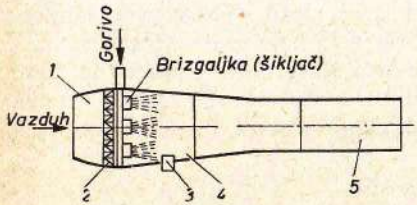
Pulzirajući mlazni motori (slika 2.17) sastoje se od difuzora (1), ventilske rešetke (2), komore sagorevanja (4) i cilindričnog mlaznika (5).

Gorivo se pri dolasku u komoru sagorevanja pali svećicom (3). Pri tome se stub gasova u dugačkom mlazniku, usled svoje inertnosti, suprotstavlja brzom širenju produkta sagorevanja. Pritisak u komori sagorevanja se povećava, ventili rešetke se zatvaraju i gasovi velikom brzinom ističu iz mlaznika. Pri padu pritiska u komori, ventili se automatski otvaraju i ceo ciklus se ponavlja. Učestanost ciklusa određuju geometrijski parametri motora i ona iznosi, približno 60 ciklusa u sekundi.

Obično se pulzirajući mlazni motori primenjuju u aparatima sa podzvučnom brzinom. Kada su ventili zatvoreni pojavljuje se veliki otpor vazduha koji ometa postizanje značajnijih brzina.

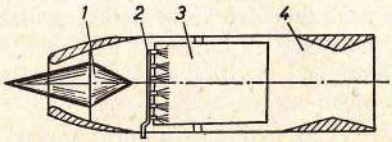
Pri velikim brzinama leta (2.000 do 4.000 km/h) otpada potreba za mehaničkim sabijanjem vazduha. Radni pritisak se u tom slučaju obezbeđuje vazdušnim mlazom koji nailazi na motor. Ova osobina je iskorišćena u konstrukciji n a b o j n o - m l a z n o g m o t o r a, prikazanog na slici 2.18.

Telo motora je cev promenljivog poprečnog preseka. Za smanjivanje aerodinamičkog otpora, u difuzor se postavlja aerodinamički opstruivač (1). U sabijeni vazduh, kroz šikljače (2), ubrizgava se gorivo koje sagoreva u komori sagorevanja (3). Zagrejani gasovi ističući iz mlaznika, (4) stvaraju reaktivnu silu.



Sl. 2.17. Šema pulzirajućeg mlaznog motora:

1 — difuzor; 2 — ventilska rešetka; 3 — svećica; 4 — komora sagorevanja; 5 — mlaznik



Sl. 2.18. Šema nabojno-mlaznog motora:

1 — pokretni konus; 2 — brizgaljke; 3 — komora sagorevanja; 4 — mlaznik

U konstrukciji nabojno-mlaznog motora nema rotirajućih delova, i zbog toga je ona relativno prosta.

Bitan nedostatak nabojno-mlaznih motora je u tome što im je potreban zalet do značajnih brzina. Taj zalet se postiže takozvanim startnim raketnim motorima sa tečnim ili čvrstim pogonskim materijama.

Trajanje leta letelice sa mlaznim motorom, kada on radi, dostiže nekoliko časova. Mlazni motori mogu da rade sa običnim i nuklearnim „gorivom".

Glava III

RAKETNE POGONSKE MATERIJE

3.1. KLASIFIKACIJA TEČNIH RAKETNIH POGONSKIH MATERIJA

U savremenim toplotnim motorima, po pravilu, toplota se izdvaja kao rezultat hemijske reakcije sagorevanja. U nekim slučajevima, u raketnim motorima sa tečnim pogonskim materijama primenjuju se materije koje izdvajaju toplotu pri reakciji razlaganja, usled koje se složena materija razlaže na prostije. Reakcije razlaganja su malo efikasne i obično se koriste za pomoćne radnje, na primer: za dobijanje radnog tela koje okreće turbinu pri dovodu pogonske materije u komoru sagorevanja.

Pogonska materija se naziva ona materija (ili sistem materija) koja poseduje rezervu energije. Znatan deo energije se u komori motora pretvara prvo u toplotnu, a zatim u kinetičku energiju produkata isticanja koji stvaraju reaktivnu silu.

Tečne pogonske materije iz kojih se izdvaja energija u procesu reakcije sagorevanja, obično se sastoje iz dveju materija ili komponenata — goriva i oksidatora.

Tečnim gorivom se naziva materija koja se sastoji od sagorivih elemenata koji se oksidišu u procesu sagorevanja.

Oksidatorom se naziva materija koja se sastoji od elemenata koji oksidišu i koriste se za oksidaciju goriva.

U većini slučajeva gorivo i oksidator dovode se u komoru sagorevanja iz odvojenih rezervoara. Takve pogonske materije su dobile naziv dvokomponentnih pogonskih materija odvojenog dovoda.

Pogonska materija se naziva unitarnom, ako se tečno gorivo i oksidator prethodno mešaju. U unitarne pogonske materije spadaju i takve u čijim se molekulima nalaze i oksidišući i sagorivi elementi.

Pogonske materije mogu da budu samozapaljive i samonezapaljive. U samozapaljive spadaju pogonske materije čiji oksidator i gorivo pri međusobnom dodiru stupaju u hemijsku reakciju i pale se bez drugog izvora toplote. U samonezapaljive spadaju pogonske materije za čije je paljenje potreban specijalni izvor paljenja.

§ 3.2. OSNOVNI ZAHTEVI KOJI SE POSTAVLJAJU PRED TEČNE RAKETNE POGONSKE MATERIJE

Izbor i primena tečnih pogonskih materija za raketne motore zavise od niza faktora. Za korišćenje u RMTPM upotrebljavaju se takve pogonske materije, čija svojstva najbolje odgovaraju uslovima rada datog motora, njegovoj eksploataciji i ekonomičnosti. Uzimajući u obzir ove napomene pred pogonske materije se postavljaju sledeći zahtevi:

1. Pogonska materija mora da obezbeđuje što veći specifični potisak, što će pri drugim sličnim uslovima omogućiti dobijanje veće brzine rakete na kraju aktivnog dela putanje, i prema tome veću daljinu gađanja.

Stvarno iz formule Ciolkovskog (2.1) sledi da, što je veća vrednost specifičnog potiska, raketa će dobiti veću brzinu pri utrošku celokupne pogonske materije.

Da bi se dobio visok specifični potisak, neophodno je izabrati pogonsku materiju sa velikom rezervom hemijske energije koja se ceni po njenoj kaloričnoj vrednosti.

Pod kaloričnom vrednošću pogonske materije podrazumevamo količinu toplote koja se izdvoji pri potpunom sagorevanju 1 kg pogonske materije.

2. Oksidator i gorivo treba da imaju veliku specifičnu težinu. Da bismo objasnili ovo vratićemo se na formulu (2.1).

Koeficijent punjenja gorivom μ_k jednak je odnosu težine goriva ω i startne težine rakete $G_0 \left(\mu_k = \frac{\omega}{G_0}\right)$.

Pri većoj specifičnoj težini pogonske materije će zauzeti manju zapreminu i u datu raketu se mogu smestiti veće količine pogonske materije. Pri tome raste vrednost koeficijenta μ_k i konačna brzina rakete se povećava.

3. Jedna od komponenata pogonske materije mora da ima dobru sposobnost hlađenja koja omogućava sigurno hlađenje zidova komore sagorevanja u toku rada motora.

Da bi se ovaj zahtev ispunio neophodno je da komponente, ili bar jedna od njih, imaju veliku temperaturu ključanja i veliki toplotni kapacitet.

Komponenta koja se koristi za hlađenje unutrašnje površine komore sagorevanja ne sme se razlagati niti stvarati garež pri pregrejavanju. U slučaju narušavanja ovog zahteva može da progori omotač i da se poremeti režim rada pogonske grupe.

4. Pogonske materije i njihove komponente moraju imati manju viskoznost. Ovo smanjuje hidraulični otpor sistema dovoda goriva, usled čega dolazi do smanjivanja utroška energije, potrebne za ubacivanje komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja i poboljšava proces raspršivanja komponenata u komori.

5. Promena viskoznosti komponenata sa promenama temperature mora da bude minimalna i, po mogućstvu, jednaka za obe komponente. Pri tome će režim rada motora malo zavisiti od temperature.

6. Zapreminske potrošnje obeju komponenata treba da budu po mogućstvu bliske jedna drugoj. U tom slučaju olakšava se proces obrazovanja smeše, jer je broj brizgaljki goriva i oksidatora približno jednak.

7. Pogonske materije moraju lako i brzo da sagorevaju u komori sagorevanja. Međutim, sagorevanje ne sme biti suviše brzo, jer to može da dovede do eksplozivnog sagorevanja i razaranja motora.

8. Pogonske materije moraju da se lako i u svim slučajevima sigurno pale, a takođe da imaju veliku brzinu sagorevanja. Ti činioci olakšavaju uslove stavljanja pogonske grupe u rad i isključuju mogućnost sakupljanja, u komori sagorevanja većih količina eksplozivnih smeša.

Pogonske materije treba da imaju što manji period zakašnjenja paljenja koji je kod samozapaljivih pogonskih materija jednak vremenu od momenta dodira oksidatora sa gorivom do momenta njihovog paljenja, a samonezapaljive vremenu od momenta potpaljivanja smeše do momenta njenog burnog sagorevanja. Za samozapaljive pogonske materije vreme zakašnjenja se kreće u granicama od 0,02 do 0,03 sek.

Osim toga, samonezapaljive pogonske materije ne treba da imaju visoku temperaturu pripaljivanja.

9. Komponente pogonske materije moraju da imaju nisku temperaturu smrzavanja (— 40 do — 60°C) i visoku temperaturu ključanja (najmanje od +80 do +100°C), koje obezbeđuju normalan rad pogonske grupe, mogućnost skladištenja pogonske materije, a takođe napunjenih raketa gorivom u širokom temperaturnom dijapazonu.

10. Komponente pogonske materije moraju da budu stabilne tj. da ne menjaju svoja fizička i hemijska svojstva pri eksploataciji. Ovaj zahtev ne isključuje primenu nedovoljno stabilnih materija (na primer tečnog kiseonika), pod uslovom da se ustanove metode njihove stabilizacije.

11. Komponente pogonskih materija treba da imaju što manju toksičnost. Primena pogonskih materija u motorima koje štetno deluju na organizam čoveka prilično komplikuje eksploataciju raketnih motora i zahteva strogo pridržavanje propisa tehničke zaštite.

12. Pogonska materija, po mogućstvu, ne bi trebalo da ima (korodirajuće) dejstvo na konstrukcione materijale. Primena korodirajućih komponenata pogonske materije zahteva da se rezervoar i cevovodi izrađuju od skupih visokolegiranih materijala.

13. Pogonske materije ne smeju biti eksplozivne.

14. Dobijanje pogonske materije zahteva obezbeđivanje sirovinskih i industrijskih baza u velikim količinama, i da ne bude mnogo skupa.

Obično se zahtevi, postavljeni pred pogonske materije, dele na osnovne, konstruktivne i eksploatacione.

U osnovne spadaju zahtevi 1 i 2, u konstruktivne — 3—8, a u eksploatacione — 9—13.

Očigledno je da je veoma teško, a ponekad i nemoguće, ispuniti sve ove raznovrsne zahteve postavljene pred pogonske materije. U nizu slučajeva, bez obzira na nedostatke eksploatacionog karaktera, korisno je upotrebljavati pogonske materije sa visokim energetskim karakteristikama. Ali, ponekad, zbog nepovoljnih eksploatacionih osobina, primena pogonske materije sa visokim energetskim svojstvima je nemogućna.

§ 3.3. OKSIDATORI

Svojstva pogonske materije za raketne motore sa tečnom pogonskom materijom u znatnom stepenu se određuju karakterom oksidatora. Oksidatori koji se danas primenjuju, razlikuju se jako po svojstvima, dok organska tečna goriva imaju približno jednake karakteristike.

Razlika u svojstvima oksidatora odražava se na svojstvima pogonske materije. Na primer, pogonske materije na osnovi tečnog kiseonika i azotne kiseline, znatno se razlikuju, mada se kod njih može primenjivati ista materija.

Uporedna ocena specifičnih potisaka nekih pogonskih materija sa različitim oksidatorima prikazana je u tabeli 3.1.

Tabela 3.1.

oksidator	tečno gorivo	$P_{spec} \cdot 100, \frac{kgsek}{kg}$
tečni kiseonik	kerozin	300
azotna kiselina	kerozin	260
tetraoksid azota	kerozin	280
tečni kiseonik	etil-alkohol	290
tečni kiseonik	75%-ni etil-alkohol	280

Danas se u RMTPM primenjuju, uglavnom, pogonske materije čiji je oksidatorni element kiseonik.

Azotna kiselina

Azotna kiselina HNO_3 široko se primenjuje u raznim granama industrije i nije skupa.

Hemijski čista azotna kiselina je bezbojna tečnost. 100%-na azotna kiselina je nepostojana i brzo se razlaže na sobnoj temperaturi po jednačini

$$2HNO_3 \rightleftarrows N_2O_5 + H_2O \rightarrow 2NO_2 + H_2O + \frac{1}{2}O_2 \qquad (3.1)$$

Proces razlaganja se usporava vodom koja se obrazuje već pri dostizanju koncentracije 98 do 99%.

Tehnička azotna kiselina uvek sadrži izvesnu količinu vode i oksida azota. Prisustvo azotnih oksida u azotnoj kiselini daje joj tamnocrvenu boju.

Osnovne karakteristike azotne kiseline 100%-ne koncentracije su: specifična težina (pri temperaturi +15 do +20°C) 1,52 g/cm³, temperatura ključanja +86°C, temperatura smrzavanja —41,6°C.

Azotna kiselina spada u jako isparljive oksidatore.

U RMTPM koristi se azotna kiselina 96 do 98%-ne koncentracije. Sadržaj vode veći od 2 do 4% je nepoželjan, jer jedan procenat vlage u azotnoj kiselini snižava specifični potisak motora za oko 1 kg sek/kg.

Azotna kiselina sadrži 76% kiseonika, što je čini jakim oksidatorom. Reakcija pri tome se vrši po jednačini:

$$2HNO_3 \rightarrow H_2O + N_2 + 2{,}5O_2 \qquad (3.2)$$

Od svih oksidatora koji se nalaze u širokoj primeni, azotna kiselina ima najveću specifičnu težinu, što omogućava dobijanje pogonske materije velike toplotne moći na njenoj osnovi.

Visoka temperatura ključanja azotne kiseline pri povećanom pritisku omogućava da se u nekim slučajevima upotrebi u svojstvu komponente za hlađenje.

Azotna kiselina je veoma jak oksidator, a njene pare su otrovne. Ako kiselina padne na kožu prouzrokuje teške opekotine i zato se sa njom mora raditi veoma oprezno i strogo se pridržavati propisa tehničke zaštite.

Kako u tečnom, tako i u gasovitom stanju, azotna kiselina izaziva koroziju mnogih metala. Usled korozije razjeda se metal rezervoara i cevi, a na njihovom dnu se obrazuje želatinirani talog koji može da zapuši instalacije pogonske materije i da poremeti režim rada motornog uređaja.

U znatnoj meri na koroziju utiče temperatura čije povećavanje dovodi do intenzivnije korozije.

Skladištenje azotne kiseline je vezano sa nekim teškoćama, jer gasoviti kiseonik, koji se izdvaja pri razlaganju kiseline, izaziva povećan pritisak u rezervoarima.

Da bi se smanjilo agresivno dejstvo azotne kiseline u odnosu na metale, u nju se unose dodaci — i n h i b i t o r i.

Inhibitorna svojstva imaju sumporna i ortofosforna kiselina, jod i još neke materije.

Dosta često se azotnoj kiselini dodaje tetraoksid azota N_2O_4. Smeše azotne kiseline i tetrooksida azota (u razmeri 15 do 30% težine N_2O_4) imaju, u poređenju sa azotnom kiselinom, veću specifičnu težinu (do 1,60 g/cm^3), nižu tačku smrzavanja (do —70°C), mogu da izdvajaju nešto više kiseonika za oksidiranje goriva, a takođe su nešto manje agresivne od same azotne kiseline.

Primena čistog tetraoksid-azota u svojstvu oksidatora ograničena je njegovom visokom tačkom smrzavanja (— 9°C) i niskom tačkom ključanja (+22°C).

Kao oksidirajuća komponenta primenjuje se još smeša azotne i sumporne kiseline, nazvana m e l a n ž o m. Pri tome sumporna kiselina, smanjujući agresivnost azotne, poboljšava zapaljivost gorivne smeše pogonske materije.

Tečni kiseonik

Tečni kiseonik je jedan od najjeftinijih oksidatora. Ima široku primenu u metalurškoj i hemijskoj industriji za dobijanje eksplozivnih materija i za druge svrhe.

Tečni kiseonik je jači oksidator od azotne kiseline. To je pokretljiva tečnost plavkaste boje sa specifičnom težinom 1,14 g/cm^3. Zapremina tečnog kiseonika je 790 puta manja od zapremine gasovitog.

Tačka ključanja kiseonika je — 183°C, a tačka smrzavanja — 218°C. Mnogi materijali (čelik, liveno gvožđe, guma i dr.) pri tako niskim temperaturama postaju krti.

Usled niske tačke ključanja tečni kiseonik veoma jako isparava, što dovodi do velikih gubitaka pri skladištenju i punjenju raketa.

Da bi se smanjili gubici, tečni kiseonik se čuva i transportuje u specijalnim sudovima — rezervoarima sa dobrom toplotnom izolacijom. Međutim, primena čak i takvih mera ne isključuje gubitke tečnog kiseonika — isparavanje ostaje veoma veliko (pri korišćenju u RMTPM gubi se otprilike 50% početne količine tečnog kiseonika).

Zbog niske tačke ključanja rezervoar pogonske grupe rakete puni se sa tečnim kiseonikom tek pri njenoj pripremi za lansiranje.

U čistom stanju tečni kiseonik nije eksplozivan. Ali ako u njega dospe masnoća, tkanine, drvo i druga organska jedinjenja stvaraju se eksplozivne smeše. Zato se sudovi pre punjenja tečnim kiseonikom brižljivo čiste i otklanja se i najmanja masnoća.

Niska tačka ključanja onemogućava upotrebu tečnog kiseonika za hlađenje motora.

Tečan kiseonik u malim količinama ne izaziva smrzotine ako dospe na kožu čoveka jer se usled brzog isparavanja, između kože i kiseonika obrazuje gasoviti toplotno-izolacioni sloj.

Vodonik-peroksid

Vodonik-peroksid H_2O_2 se u 100%-noj koncentraciji ne koristi u tehnici zbog izuzetne nestabilnosti. Neznatni spoljni uticaji — udar, svetlosti, dospevanje organskih materija i kontakt sa nekim metalima — izazivaju burnu reakciju razlaganja koja lako prelaze u eksploziju. Vodonik-peroksid izaziva teške opekotine na koži čoveka.

Bakar, olovo i neki drugi metali izazivaju intenzivno razlaganje vodonik-peroksida.

U raketnoj tehnici se koristi koncentrisani rastvor vodonik-peroksida u vodi (od 80 do 90%). Za povećavanje stabilnosti u vodonik-

peroksid se dodaju male količine stabilizatora (na primer, fosforna kiselina).

Vodonik-peroksid u koncentraciji od 80 do 90% koristi se kao jednokomponentna pogonska materija u startnim avionskim motorima. Zbog niskog specifičnog potiska motori sa vodonik-peroksidom se dosta retko koriste. On se češće koristi kao pomoćna pogonska materija — za dobijanje radnog tela turbina turbopumpnih agregata.

Vodonik-peroksid se razlaže pod uticajem tečnih ili čvrstih katalizatora: kalcijum-permanganata, kalijuma ili natrijuma i oksida gvožđa. Usled te reakcije obrazuje se smeša pare i gasa koja je, u stvari, smeša vodenih para i gasovitog kiseonika.

Smeša pare i gasa, koja se dobija prilikom raspadanja vodonik-peroksida, ima relativno nisku temperaturu (oko 500°C) i niske energetske karakteristike.

Koncentrisani vodonik-peroksid zahteva pažljivo rukovanje. Drži se u aluminijumskim buradima zapremine 100 do 120 litara. Pre punjenja sud se dobro ispira koncentrisanim natrijumom, vodom i 10%-om sumpornom kiselinom.

§ 3.4. TEČNA GORIVA

Kao goriva za raketne motore sa tečnim pogonskim materijom koriste se uglavnom one materije u kojima su gorivni elementi ugljenik i vodonik. Između tih materija najrasprostranjeniji su naftini derivati, alkoholi i goriva koja se pale pri kontaktu sa oksidatorom.

Naftini derivati

Naftini derivati su smeše različitih ugljovodonika. Ponekad se takva goriva zovu još i ugljovodoničnim.

Kao gorivne komponente za RMTPM mogu se koristiti obični avionski kerozini i čisti (neetilizirani) benzini.

Kerozin se, zahvaljujući svojim pozitivnim osobinama, uspešno primenjuje u RMTPM. On omogućava dobijanje pogonske materije sa visokom kaloričnom vrednošću i pojavljuje se kao tečna materija u širokom intervalu temperatura. On se može koristiti za hlađenje komore sagorevanja.

Kerozin je dobio široku primenu zahvaljujući sledećim svojstvima:

— specifičnoj težini 0,819 g/cm^3;

— temperaturi smrzavanja — 60°C;
— tački ključanja 150 do 280°C;
— toplotna moć 10.250 *kcal*/kg.

Naftini derivati u RMTPM obično se koriste sa tečnim kiseonikom, azotnom kiselinom i dosta retko sa vodonik-peroksidom. Ova goriva se ne pale pri dodiru sa oksidatorom i zato je pri stavljanju motora u rad potreban specijalni prinudni izvor paljenja.

Široka sirovinska baza, jeftinoća, antitoksičnost i neagresivnost u odnosu na metale su pozitivne osobine naftinih derivata.

Nedostatak kerozina je njegova relativno mala specifična težina.

Alkoholi

Alkoholi ili kiseonično-ugljovodonična goriva, primenjivani su zajedno sa tečnim kiseonikom u prvim tipovima raketa (A-4) i dobili su široku primenu danas („redstoun" i dr.).

Etil (C_2H_5OH) i metil (CH_3OH)-alkoholi su manje efikasni od naftinih derivata. Pri drugim jednakim uslovima RMTPM koji rade sa alkoholom, imaju nešto niže karakteristike potiska.

U RMTPM alkoholi se primenjuju kada je neophodno obezbediti normalne uslove hlađenja komore sagorevanja, pa čak i smanjivanja specifičnog potiska.

Osnovne karakteristike alkohola:

	etil-alkohol	metil-alkohol
specifična težina	0,79 g/cm³	0,79 g/cm³
temperatura ključanja	78,3°C	64,6°C
temperatura smrzavanja	—112°C	—95°C
toplotna moć	7180 *kcal*/kg	5330 *kcal*/kg

U alkoholu je sadržana znatna količina kiseonika, usled čega je za njegovo sagorevanje potrebna manja količina oksidatora nego kod kerozina. Time se objašnjava činjenica što relativna količina alkohola u gorivu dostiže od 45 do 50%. Zato, kada se kao tečnost za hlađenje koristi gorivo, RMTPM koji upotrebljavaju kiseonik-alkohol, znatno se lakše hlade od motora koji koriste kiseonik-kerozin, jer se povećava potrošnja rashladne tečnosti i prema tome količina toplote koju ona prima.

Etil- i metil-alkoholi se mešaju sa vodom u svim razmerama, i zato se ponekad (kada je otežano hlađenje komore sagorevanja) primenjuju vodeni rastvori tih alkohola, bez obzira na to što se pri tome smanjuje toplotna moć goriva.

Maksimalna koncentracija etil-alkohola je 95% i ograničena je uslovima tehnologije njegove proizvodnje.

Karakteristike alkohola 93,5%-ne koncentracije i tečnog kiseonika prikazane su u tabeli 3.2.

Osnovna svojstva nekih pogonskih materija

Tabela 3.2.

pogonska materija	stehiometrijski odnos komponenata ν kg oksidatora/kg goriva	toplotna moć H_u, kcal/kg	specifična težina kg/dm³	temperatura u komori sagorevanja °K	specifični potisak P_{spec} kgsek/kg
azotna kiselina + kerozin	5,50	1.460	1,36	2950—3000	225—235
azotna kiselina + tonka — 250	4,60	1.490	1,32	3000	230—240
azot tetraoksid + kerozin	4,9	1.550	1,38	3200	235—245
tečni kiseonik + kerozin	3,37	2.200	1,00	3550—3650	270—280
tečni kiseonik + etil-alkohol 93,5%-ne koncentracije	1,95	2.020	0,99	3250—3350	250—260
tečni kiseonik + dimazin	2,13	2.200	1,02	3300—3400	280—290
tečni fluor + hidrazin	2,38	2.230	1,32	4600—4700	340—350

Zamena za etil-alkohol može da bude metil-alkohol koji sa tečnim kiseonikom daje smešu nešto slabijeg kvaliteta. Metil-alkohol se meša sa etil-alkoholom kada ovog poslednjeg nema dovoljno.

Ponekad se za forsiranje rada RMTPM sa kiseonično-alkoholnim pogonskim materijama, koriste smeše alkohola i avionskog benzina (dvojne gorivne smeše), ili smeše alkohola, benzina i benzola (trojne gorivne smeše).

Proizvodnja alkohola je razvijena, i zato je on relativno jevtin. On ne deluje razorno na konstrukcione materijale.

Azotno-vodonično gorivo

Od azotno-vodoničnih goriva najviše pažnje zaslužuju hidrazin i njegovi derivati: metil-hidrazin i dimazin.

H i d r a z i n je tečnost koja se dobija od amonijaka i otrovan je. Specifična težina mu je oko 1 g/cm³, tačka smrzavanja — 2°C, tačka ključanja 113,5°C, a toplotna moć 1940 *kcal*/kg.

Hidrazin je najefikasnije gorivo koje omogućava dobijanje visokih vrednosti specifičnog potiska pri sagorevanju gotovo sa svim oksidatorima. Nedostatak hidrazina je visoka tačka smrzavanja i toksičnost.

D i m a z i n — za razliku od hidrazina — ima nižu tačku smrzavanja (— 58°C). Specifična težina dimazina je 0,795 g/cm³, temperatura ključanja 63°C, a toplotna moć 2200 *kcal*/kg.

Goriva koja se pale u dodiru sa oksidatorom

Neka tečna goriva, u dodiru sa jakim oksidatorima, pale se samostalno. Takva goriva nazivamo samozapaljivim. Pri puštanju motora u rad nije potreban specijalni uređaj za početno paljenje radne smeše, pošto gorivo stupa u dodir sa oksidatorom i obrazuje samozapaljivu smešu. Danas postoji veliki broj samozapaljivih goriva. Ali zbog visoke cene i što ih ima malo, njihova je primena u RMTPM u svojstvu osnovnih komponenata, ograničena; koriste se za puštanje motora u rad.

Samozapaljiva pogonska materija se može primenjivati i kao sredstvo hemijskog paljenja u tečnim gasogeneratorima. Najrasprostranjenija su sledeća samozapaljiva goriva:

— tonka — 250, koja se sastoji od smeše 50% ksilidina $C_6H_3(CH_3)_2NH_2$ i 50% trietil-amina $N(C_2H_5)_3$;

— gorivo, sastavljeno od 80% anilina $C_6H_5NH_2$ i 20% furfuril-alkohola $C_4H_3OCH_2OH$;

— hidrazin-hidrat $N_2H_4H_2O$.

Treba imati u vidu da je većina samozapaljivih goriva otrovna (naročito anilin, ksilidin, trietil-amin) i izazivaju trovanja ako dođu u dodir sa kožom i pri udisanju njihove pare.

§ 3.5. UNITARNE POGONSKE MATERIJE

Unitarne pogonske materije imaju u svom sastavu elemente oksidatora i goriva koji se nalaze u jednom rezervoaru motorskog uređaja.

Unitarnim pogonskim materijama su svojstvene eksplozivne osobine. Praktično, mogu se koristiti samo ako su dovoljno bezbedne u rukovanju i pri eksploataciji.

Veoma ograničeni broj unitarnih pogonskih materija pogodnih za eksploataciju, može se dobiti na osnovu rastvora azotne kiseline. Tako, rastvor dihlor-etana u azotnoj kiselini smatra se bezopasnom materijom za rukovanje i transport. Ipak nema garancije od mogućnih eksplozija pri korišćenju te smeše u RMTPM.

Izvesno interesovanje predstavlja nitrometan. Da bi potpuno sagoreo dodaju mu se katalizatori sagorevanja: hrom, nikl, olovo, mangan i dr. Ove materije se mogu zameniti kiseonikom ili vodonik-peroksidom.

Smeša od 72% nitrometana i 28% kiseonika daje unitarnu pogonsku materiju, pri čijoj primeni specifični potisak u motoru dostiže do 242 kg sek/kg.

Kao unitarna pogonska materija predlaže se trokomponentna smeša tetranitrometana, protooksidi azota i amonijaka. Tetranitrometan, uprkos velikoj specifičnoj težini (1,65 gr/cm^3) i nizu drugih pozitivnih osobina, ne može se koristiti samostalno za unitarnu pogonsku materiju pošto je eksplozivan. Zbog toga je otežana njegova primena u svojstvu oksidatora, bez obzira na jaka oksidativna svojstva.

Vodonik-peroksid razmotren u poglavlju § 3.3 lako se razlaže na kiseonik i vodu sa izdvajanjem toplote,

$$H_2O_2\,(\text{teč.}) \rightarrow H_2O\,(\text{gas.}) + \frac{1}{2}\,O_2 + 12{,}59\ cal. \qquad (3.3)$$

To omogućava primenu vodonik-peroksida kao samostalne unitarne pogonske materije niske toplotne moći i sa niskom temperaturom sagorevanja.

Za veću bezbednost od eksplozije većini unitarnih pogonskih materija, treba dodavati interne materije koje ne učestvuju u reakciji sagorevanja. Drugi način smanjivanja eksplozivnih svojstava ovih pogonskih materija vrši se spravljanjem bogatije smeše.

Međutim, obe metode dovode do smanjivanja toplotne moći pogonske materije, pa prema tome i do smanjivanja specifičnog potiska. Zbog pomenutih nedostataka unitarna pogonska goriva nisu našla primenu u RMTPM.

§ 3.6. ODNOS IZMEĐU KOMPONENATA POGONSKIH MATERIJA

Za potpuno sagorevanje određene količine goriva, teoretski je potrebna potpuno određena minimalna količina oksidatora. Tako, na primer, za puno sagorevanje jednog kilograma kerozina teoretski je

potrebno 14,8 kg vazduha ili 7,4 kg vodonik-peroksida, ili 5,5 kg azotne kiseline, ili 3,37 kg tečnog kiseonika.

Pri radu RMTPM ovaj odnos se ne održava uvek tačno. Na svaki kilogram goriva koji dospeva u komoru sagorevanja može se dodavati više ili manje oksidatora nego što je to teoretski neophodno za njegovo sagorevanje.

Težinski odnos među komponentama, pri kome se u pogonskoj materiji nalazi minimalna količina oksidatora, neophodna za potpunu oksidaciju goriva, naziva se stehiometrijskim. Taj odnos karakteriše stehiometrijski koeficijent υ_s koji pokazuje koliko je kilograma oksidatora potrebno za potpunu oksidaciju 1 kg goriva.

Količina oksidatora koja se stvarno dovodi u komoru sagorevanja na 1 kg goriva naziva se stvarnim odnosom komponenata pogonske materije i karakteriše se koeficijentom υ koji se određuje izrazom:

$$\upsilon = \frac{\dot{G}_{ok}}{\dot{G}_{gor}}, \tag{3.4}$$

gde je $\dot{G}_{ok}$ = težinska sekundna potrošnja oksidatora kg/sek;

$\dot{G}_{gor}$ = težinska sekundna potrošnja goriva kg/sek.

Ako podelimo stvarni odnos komponenata ν sa stehiometrijskim ν_s, količnik će ukazivati na višak ili nedostatak oksidatora u pogonskoj materiji.

Odnos $\frac{\upsilon}{\upsilon_s} = \alpha$ naziva se koeficijentom viška oksidatora.

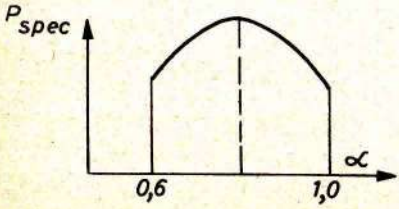
Ako je $\alpha < 1$, u gorivu nedostaje oksidator ili postoji višak tečnog goriva a ako je $\alpha > 1$, u pogonskoj materiji je višak oksidatora ili nedostatak goriva.

U praksi se u komoru sagorevanja uvodi nešto manje oksidatora nego što je teoretski potrebno za potpuno sagorevanje goriva. To se objašnjava sledećim razlozima:

— pri odstupanju od stehiometrijskog odnosa unekoliko se prigušuju reakcije disocijacije produkata sagorevanja koje se odvijaju uz apsorpciju toplote;

— pri malom smanjivanju količine oksidatora koji se uvodi u komoru sagorevanja za 1 sek. poboljšavaju se uslovi mešanja komponenata i usled toga dolazi do njihovog potpunog sagorevanja.

Ipak, pri sagorevanju goriva sa znatno manjim količinama oksidatora jedan deo goriva ostaje nesagoriv i taj deo se gubi. Zato smanjivanje oksidatora u pogonskoj materiji, u odnosu na teoretski neophodnu količinu, mora da ima racionalne granice.



Sl.3.1. Zavisnost specifičnog potiska od koeficijenta viška oksidatora.

Za većinu pogonskih materija zavisnost specifičnog potiska P_{spec}. od koeficijenta viška oksidatora α biće onakva kao što je prikazano na slici 3.1.

Iz grafikona sledi da maksimalnoj vrednosti specifičnog potiska odgovara neka određena vrednost koeficijenta viška oksidatora. U savremenim RMTPM $\alpha = 0{,}7$ do 0,9.

§ 3.7. KLASIFIKACIJA ČVRSTIH POGONSKIH MATERIJA

Čvrsta pogonska materija je smeša goriva i oksidatora.

Baruti su bili prva čvrsta pogonska materija sa kojima su radili raketni motori. Takvi motori su u konstruktivnom pogledu bili jednostavni i kompaktni. Međutim, zbog vrlo kratkog vremena rada motora, velike težine rakete i relativno niskih energetskih karakteristika čvrstih pogonskih materija smatralo se dugo da se ovakvi motori mogu primenjivati samo za bustere i male rakete. Za poslednjih 5 do 7 godina to mišljenje se promenilo i motori sa RMČPM sve više se uvode u oblast koju su ranije zauzimali isključivo RMTPM.

Uspesi u tehnologiji i proizvodnji čvrste pogonske materije u obliku šipki velikih dimenzija i težine, koje gore po unutrašnjoj površini, obezbedili su toplotnu izolaciju zidova komore sagorevanja. To je omogućilo da se zidovi komore sagorevanja motora proračunavaju kao „hladni" motor i da se na taj način bitno smanji težina njegove konstrukcije.

Zahvaljujući smanjivanju težine konstrukcije motora, a i razradi vatrostalnih materija, bitno su se poboljšale karakteristike motora sa čvrstom pogonskom materijom i produžilo vreme njegovog rada.

Nedostaci RMTPM su:

— relativno komplikovana konstrukcija motornog uređaja zahteva specijalni sistem dostavljanja tečnih komponenata u komoru sagorevanja;

— priprema raketa sa RMTPM zahteva za lansiranje mnogo vremena i da osoblje koje opslužuje bude visokokvalifikovano;

— po pravilu, rakete napunjene komponentama pogonske materije ne mogu se dugo čuvati u skladištu;

— RMTPM je relativno teško projektovati, a naročito motore sa velikim potiscima.

To je primoralo da se motorima sa čvrstim pogonskim gorivom posveti ozbiljna pažnja.

Po svojim gabaritima i veličini potiska RMČPM nemaju ograničenja. Razrada novih recepture pogonske materije omogućila je dobijanje specifičnog potiska motora 230 do 250 kg sek/kg i produženje trajanje rada do 50 sek.

Prednosti raketa sa RMTPM su:

— nepotrebi su rezervoari pogonske materije, pumpe i cevne instalacije;

— jednostavnost rukovanja;

— kratko vreme pripreme za lansiranje;

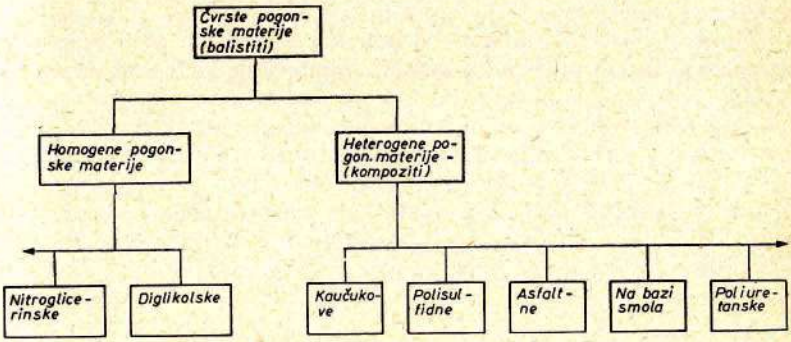
— dugotrajna spremnost za lansiranje;

— dovoljna sigurnost;

— relativno mala cena i dr.

Dobra svojstva RMTPM dopuštaju da ih smatramo najperspektivnijim.

Savremene čvrste pogonske materije, u skladu sa svojim sastavom i fizičkom strukturom, dele se na dve grupe (slika 3.2): balistitna (malodimna) čvrsta pogonska materija (baruti) i heterogene (kompozitne) čvrste pogonske materije.



Sl. 3.2. Klasifikacija čvrstih raketnih pogonskih materija

Osnova balistitnih čvrstih pogonskih materija (bezdimnih baruta) je nitroceluloza. Rastvarač je drugi osnovni element ovih pogonskih materija. Najčešće se kao rastvarači koriste nitroglicerin i dinitrodietilenglikol, koji gotovo potpuno ostaju u pogonskom punjenju posle njegovog formiranja. Zbog toga se takve čvrste pogonske materije ponekad nazivaju nitroglicerinskim ili diglikolnim (zavisno od rastvarača).

Kompozitne čvrste pogonske materije su vrlo fine mehaničke smeše goriva i oksidatora. Kao oksidator se u njima koriste neorganske materije bogate kiseonikom: neke soli azotne, hlorne i perhlorne kiseline (nitrati, hlorati, perhlorati) i dr.

Neorganski oksidatori mešaju se sa materijama koje su bogate gorivnim elementima: kaučukom, asfaltom, organskim smolama, polietilenom itd. i kao rezultat dobijaju se kaučukove, asfaltne i druge kompozitivne čvrste pogonske materije.

U drugu grupu čvrstih raketnih pogonskih materija spada i dimni barut.

Dimni barut je mehanička smeša kalijumove šalitre (75%), drvenog ćumura (15%) i sumpora (10%). Šalitra koja ulazi u sastav baruta igra ulogu oksidatora. Ona lako izdvaja kiseonik koji onda oksidiše gorivne elemente — ćumur i sumpor. Osnovni gorivni element je drveni ćumur koji se dobija iz nesmolastih vrsta drveta (jasike i šljive). Sumpor u sastavu baruta služi kao vezivni element i olakšava paljenje baruta.

Dimni barut obezbeđuje dobijanje vrlo malih specifičnih potisaka $\pm$ oko 70 kg sek/kg i zbog toga ne nalazi primenu u svojstvu osnovne pogonske materije. U raketnoj tehnici dimni barut može da se primenjuje kao pripala osnovnog pogonskog punjenja i u piropatronima.

Opšti nedostatak dimnog baruta, a i balistitnih je neophodnost održavanja visokih pritisaka u komori sagorevanja radi normalnog gorenja.

Energetska karakteristika čvrste pogonske materije je tzv. proizvedena snaga. Ta snaga je nešto manja od snage f čvrste pogonske materije, koja je jednaka proizvodu gasne konstante R na temperature produkata sagorevanja T. U proizvedenu snagu uračunavaju se uslovi sagorevanja u komori motora pri konstantnom pritisku; ona se koristi za određivanje brzine isticanja, gasa iz komore sagorevanja a i za proračun motora.

---

* Kod čvrstih pogonskih materija se često termin „specifični potisak" zamenjuje terminom „jedinični impuls".

§ 3.8. OSNOVNI ZAHTEVI KOJI SE POSTAVLJAJU PRED ČVRSTE POGONSKE MATERIJE

ČPM mora da poseduje niz osobina koje zadovoljavaju uslove rada datog motora, njegovu eksploataciju i ekonomičnost.

Pred ČPM se postavljaju sledeći osnovni zahtevi:

1. Pogonska materija mora da obezbedi najveći mogući specifični potisak koji omogućava dobijanje velikih brzina leta rakete.

2. Pogonska materija mora da ima što veću specifičnu težinu koja obezbeđuje dobijanje velikih vrednosti koeficijenta punjenja rakete pogonskom materijom.

3. Pogonska materija mora da ima što manji kritični pritisak*. Mali radni pritisak u komori sagorevanja u motoru omogućava smanjivanje debljine njenih zidova, pa prema tome i težine rakete, što povećava daljinu gađanja.

4. ČPM mora da ima veliku mehaničku čvrstoću koja isključuje oštećenja pogonskog punjenja pritiskom u komori sagorevanja i inercionim opterećenjima. Raspadanje punjenja u procesu rada motora dovodi do povećavanja površine sagorevanja i pritiska u komori, kao i do njenog razaranja.

5. Pogonsko punjenje treba da bude, po mogućstvu, jednorodno po sastavu i svojstvima. Jednorodnost pogonske materije dozvoljava očuvanje postojanih vrednosti parametara (pritiska, temperature, brzine isticanja) gasnog mlaza pri radu motora.

6. Pogonska materija mora da sagoreva po zakonu kojim se obezbeđuje postojanost potiska motora na putanji. Da bi se ispunio taj uslov neophodno je dobijati nepromenljive količine gasova u jedinici vremena, tj. treba imati postojanu površinu sagorevanja pogonskog punjenja.

7. Pogonska materija mora da održi postojanu brzinu sagorevanja u širokom temperaturnom intervalu, što omogućava dobijanje stabilnih vrednosti pritiska i temperature u komori sagorevanja, brzine isticanja mlaza sagorelih gasova i sile potiska pri gađanju u raznim temperaturnim uslovima.

8. Osetljivost pogonske materije na mehaničke i toplotne uticaje mora da bude takva da se obezbedi sigurnost u rukovanju i puštanju u rad pogonske grupe bez otkaza.

---

* Pod kritičnim pritiskom podrazumeva se onaj najmanji pritisak u komori sagorevanja pri kome je obezbeđeno normalno sagorevanje ČPM.

9. Pogonska materija mora da ima dobru plastičnost, što isključuje pojavu naprslina pri širenju ili skupljanju zidova komore sagorevanja pod dejstvom temperature.

10. ČPM mora da ima visoku hemijsku postojanost koja isključuje promene fizičko-hemijskih svojstava pri dužem skladištenju.

11. Da bi bilo obezbeđeno duže skladištenje rakete kompletirane sa ČPM ne sme postojati uzajamno dejstvo sa elementima toplotne izolacije komore sagorevanja.

§ 3.9. BALISTITNE ČVRSTE POGONSKE MATERIJE

Pod balistitnim ČPM podrazumevamo čvrste rastvore nitrata celuloze u specijalnim rastvaračima. U takve rastvore mešaju se male količine dodataka (aditiva).

Osnovna materija balistitnih ČPM je nitroceluloza. Ona se dobija hemijskom reakcijom celuloze sa azotnom kiselinom.

Celuloza je osnova mnogih biljaka i široko je rasprostranjena u prirodi. Tako se lan i kudelja sastoje gotovo potpuno od celuloze. U pamuku ima oko 99%, a u masi nekih vrsta drveta—oko 50% celuloze.

Zahvaljujući velikoj količini kiseonika, vodonika, ugljenika i azota, nitroceluloza je unitarna pogonska materija sa malom toplotnom moći.

Nitroceluloza se karakteriše količinom azota koji je u njoj sadržan. Razlikuju se piroksiline, sa 12 do 14,14% azota, i koloksiline u kojima je azota manje od 12%. Prisustvo azota u nitrocelulozi utiče na njene energetske karakteristike. Tako piroksilini imaju veću silu i temperaturu reakcije nego koloksilini. Ipak koloksilini se odlikuju povećanom proizvodnjom gasova.

Specifična težina nitroceluloze je oko 1,66 gr/cm^3. Nitroceluloza je brizantna eksplozivna materija, sposobna da detonira pri udarcu i proboju puščanih zrna.

Radi dobijanja rastvora homogenog sastava, nitroceluloza se rastvara. U proizvodnji balistitnih ČPM obično se kao rastvarač koristi nitroglicerin i dinitrodietilen-glikol. Oba ova elementa gotovo potpuno ostaju očuvana u pogonskoj materiji, usled čega su dobili naziv teško-isparljivih rastvarača.

Nitroglicerin je providna tečnost sa specifičnom težinom od oko 1,6 gr/cm^3. Dobija se nitrovanjem glicerina. Nitroglicerin je veoma osetljiv na mehaničke uticaje. Zato je pri rukovanju njime neophodno strogo se pridržavati tehničkih propisa.

Dinitrodietilen-glikol se dobija nitroiranjem dietilenglikola azotnom kiselinom. Pri tome se dobija tečna materija specifične težine od oko 1,39 gr/cm^3. Osetljivost te materije na zagrevanje i mehaničko delovanje je manja nego nitroglicerina.

Zbog povećane eksplozivnosti, nitroglicerinu je ograničena količina u sastavu pogonske materije. Za potpuno rastvaranje nitroceluloze i smanjivanje eksplozivnosti pogonske mase pogonske materije primenjuju se dopunski rastvarači. Jedan od njih je dinitrodietilen-glikol.

Osim nitroceluloze i rastvarača kao osnovnih komponenata, u sastav balistitnih pogonskih materija uvode se razni dodaci: stabilizatori, flegmatizatori i dr. Dodaci omogućuju dobijanje pogonske materije sa neophodnim fizičko-hemijskim svojstvima, obezbeđuju hemijsku postojanost pogonskog punjenja, štite ga od rastrešivanja a takođe poboljšavaju tehnološke karakteristike.

Stabilizatori stvaraju hemijski postojane materije koje usporavaju proces razlaganja nitroceluloze. Kao stabilizatori koriste se centraliti koji se uvode u pogonsku materiju u količinama od oko 2%.

Radi olakšavanja procesa oblikovanja, u sastav balistitnih pogonskih materija uvode se neki tehnološki dodaci (plastizatori). Za te dodatke koriste se neisparljive materije koje u pogonskim materijama ostaju posle formiranja punjenja — vosak, vazelinsko ulje i druge materije.

Flegmatizatori smanjuju brzinu sagorevanja pogonske materije. Kao flegmatizatori koriste se kamfor, centralit i neke smole.

Ponekad se, za bolje sagorevanje, u sastav pogonske materije uvode oksid magnezijuma, krede, olovni oksid i druge materije.

Na kvalitet balistitnih ČPM jako utiče količina vlage i drugih isparljivih elemenata. Sadržaj tih elemenata mora da bude, po mogućstvu što manji, jer se u protivnom naglo smanjuje hemijska postojanost pogonskog punjenja i njegovo sagorevanje postaje neravnomerno.

Hemijski sastav i osnovne karakteristike nekih balistitnih pogonskih materija prikazani su u tabeli 3.3.

Balistitna pogonska punjenja izrađuju se presovanjem ili livenjem.

Pri presovanju u procesu tople obrade, na valjcima se obrazuje koloidni rastvor. Pri tome dobijeni tanki veliki listovi presuju se u punjenje odgovarajućeg geometrijskog oblika pri temperaturi od oko 75°C i pritisku približno 500 kg/cm^2. Pošto relativno visoki pritisci i temperature pri presovanju mogu da izazovu eksploziju, punjenje ovim načinom smatra se opasnim. Osim toga, veoma je komplikovano dobijanje debelih šipki metodom presovanja.

Tabela 3.3.

Hemijski sastav i osnovne karakteristike nekih balistitnih pogonskih materija

marka goriva	sastav	sadržaj u %	toplotna moć kcal/kg H_u	temperatura sagorevanja °K	proizvedena snaga f, kgm/kg	specifična težina γ gr/cm³	specifični potisak P_{spec} kgsek/kg
JRN	nitroceluloza	51,5	895	2390	87400	—	195
	nitroglicerin	43,0					
	dietil-ftalat	3,25					
	drugi dodaci	2,25					
sporo goreće gorivo	nitroceluloza	56,5	880	2330	76000	—	—
	nitroglicerin	28,0					
	dinitrotoluol	11,0					
	centralit	4,4					
	vosak	0,1					
105—5	nitroceluloza	60,0	890	2390	86900	1,59	—
	dinitrodietilen glikol	39,66					
	čađ	0,1					
	drugi dodaci	1,14					
JPN	nitroceluloza	51,5	1230	3190	103400	1,61	230
	nitroglicerin	43,5					
	centralit	1,0					
	dietil-ftalat	3,0					
	drugi dodaci	1,0					

Pogonsko punjenje se lije u specijalne kalupe ili neposredno u komoru motora gde se prethodno stavljaju kalupi (patrice) koje daju geometrijski oblik poprečnom preseku punjenja.

Posle punjenja kalupa komadima nitroceluloze, u njega se uliva nitroglicerin i unose dodaci. Smeša se vulkanizira i ostavlja nekoliko dana da odleži.

Dobijanje pogonskog punjenja metodom livenja je takođe propraćeno nizom teškoća zbog niskih svojstava livenja balistitnih ČPM.

Gustina balistitnih pogonskih materija vrši bitan uticaj na karakter i brzinu njihovog sagorevanja. Radi dobijanja pogonskog punjenja, koje cigaretno sagoreva u paralelnim slojevima, daje mu se određena

gustina. Ona kod balistitnih pogonskih materija, koje se sada koriste u inostranstvu, iznosi 1,54 do 1,62. Temperatura paljenja je u granicama od 180 do 220°C.

Neophodnost održavanja visokih pritisaka u komore sagorevanja radi obezbeđivanja postojanog sagorevanja balistitnih ČPM dovodi do povećavanja težine konstrukcije pogonske grupe. Zbog toga je koeficijent punjenja pogonskom materijom RMTPM ovakvim pogonskim materijama mali i iznosi 0,5 do 0,6. Osim toga, balistitne pogonske materije su relativno skupe.

Po mišljenju inostranih vojnih stručnjaka, balistitne rakete ČPM su danas iscrple rezerve svog daljeg usavršavanja. Očigledno, pogonske materije će naći primenu samo u raketama taktičke namene i vrste „vazduh-vazduh".

§ 3.10. HETEROGENE (KOMPOZITNE) ČVRSTE POGONSKE MATERIJE

Veoma je teško obezbediti normalno sagorevanje balistitnih ČPM pri niskim pritiscima u komori sagorevanja. Osim toga, energetske karakteristike tih pogonskih materija relativno su male. Zbog toga se poslednjih godina intenzivno radi na pronalaženju novih pogonskih materija koje bi imale bolje balističke i eksploatacione karakteristike.

Stvaranje ČPM kompozitnog tipa važan je korak u daljem razvitku raketne tehnike. Proizvodnju takvih pogonskih materija olakšava postojanje jeftinih polaznih proizvoda: hlorata, nitrata, smola, asfalta i drugih materijala.

Kompozitne ČPM su fina (atomizirana) mehanička smeša koja sagoreva postojano pri pritiscima od 15 do 20 kg/cm^2. Postojano sagorevanje tih pogonskih materija pri niskim pritiscima su pozitivne odlike u odnosu na ostale tipove ČPM.

Najčešće se kao oksidatori kompozitnih pogonskih materija koriste soli aluminijum-nitrata ili amonijum-perhlorata koje imaju veliku gustinu i zadovoljavajuće energetske karakteristike, a relativno su jeftine. Kao goriva mogu se koristiti najraznovrsnije materije: bitumeni, smole, kaučuci, poliuretani i dr.

U prvim varijantama kompozitnih ČPM kao gorivo je primenjivan polisulfid. Ali on daje produkte sagorevanja sa velikom molekulskom težinom i malim specifičnim potiskom (oko 190 do 210 kg sek/kg.)

Odnos goriva i oksidatora u kompozitnom ČPM može da se menja u dovoljno širokim granicama, što omogućava da variraju neke njegove karakteristike.

Katalizatori sagorevanja (čađ, parafin, oksid bakra i dr.) uvode se u sastav pogonskih materija za ubrzavanje oksidacionih i redukcionih reakcija.

U kompozitnim ČPM, vezivna goriva su ponekad sama flegmatizatori koji smanjuju brzinu sagorevanja i osetljivosti pogonskog punjenja u pogledu eksplozije. Zbog toga se za smanjivanje jakog flegmatizatornog dejstva takvog goriva uvode antiflegmatizatori — katalizatori.

Plastizatori su namenjeni za poboljšavanje plastičnosti gotovih pogonskih punjenja. Njegovu ulogu vrše sama vezivna goriva. Osim toga, u svojstvu plastizatora primenjuje se vazelinsko i ricinusovo ulje, vosak i druge materije.

Sastav i svojstva nekih kompozitnih ČPM pokazani su u tabeli 3.4.

Tabela 3.4.

Sastav i svojstva nekih kompozitnih ČPM

Marka	sastav goriva	težinski sadržaj u %	temperatura sagorevanja pri stalnom pritisku K	proizvedena snaga f, kgm/kg	specifični potisak $\frac{kg/sek}{kg}$ P_{spec}	specifična težina gr/cm³ γ
ALT-161	kalijum-perhlorat asfalt nafta	76 16,8 7,2	2060	58000	182	1,77
—	amonijum perhlorat kaučuk	80 20	2670	90000	200	1,75
—	amonijum-nitrat kaučuk katalizator	80 18 2	1720	66000	—	1,55

Proizvodnja kompozitnih ČPM, u poređenju sa proizvodnjom balistitnih ČPM, odlikuje se znatnom jednostavnošću i jeftinoćom. Ove pogonske materije imaju temperaturu paljenja od 250 do 300°C i gore postojanije u poređenju sa nitroglicerinskim barutima.

Kompozitna ČPM mogu se skladištiti godinama a da se ne izmene njihove fizičko-hemijske osobine. Najvažnija prednost ovih pogonskih materija je što mogu dobro da se liju. Danas se dobijaju livna punjenja prečnika do 2 m i težine od nekoliko tona.

§ 3.11. POGONSKE MATERIJE ZA MLAZNE MOTORE

U mlaznim motorima kao oksidator goriva koristi se kiseonik iz vazduha. Za većinu vrsta goriva količina vazduha, neophodna za sagorevanje jednog kilograma goriva, iznosi 14—15 kg.

Sa zadovoljavajućom tačnošću, količinu vazduha, neophodnu za potpuno sagorevanje 1 kg goriva, možemo odrediti po formuli

$$\dot{G}_v = \frac{2{,}67C + 8H - 0}{0{,}232}, \tag{3.5}$$

gde je C — količina ugljenika u gorivu, %;
H — količina vodonika u gorivu, %;
O — količina kiseonika u gorivu, %;
0,232 — težinski deo kiseonika u vazduhu.

Obično se u motor uvodi dva-tri (i više) puta više vazduha nego što je potrebno. Jedan njegov deo koristi se za sagorevanje goriva, a drugi (veći) ide za hlađenje motora.

Jednačina potiska mlaznih motora može se napisati po analogiji sa jednačinom (2,5):

$$P = \frac{\dot{G}_v}{g}(u_a - v) + \frac{\dot{G}_{gor}}{g} u_a, \tag{3.6}$$

gde je $\dot{G}_v$ — sekundna težinska potrošnja vazduha u kg/sek;
u_a — brzina isticanja radnog tela, m/sek;
v — brzina ulaska vazduha jednaka brzini leta, m/sek;
$\dot{G}_{gor}$ — sekundna težinska potrošnja goriva, kg/sek.

Pošto je potrošnja goriva u mlaznim motorima znatno manja od potrošnje vazduha, drugi deo jednačine (3.6) se može zanemariti. Pri tome greška u određivanju potiska nije veća od 1,5 do 2%.

Što je toplotna moć pogonske materije veća, pri ostalim nejednakim uslovima njegova će potrošnja za stvaranje zadatog potiska biti manja, a vreme leta i domet rakete sa mlaznim motorom veći.

Osnovna sirovina za proizvodnju goriva za MM je nafta i njeni derivati.

Kao goriva koriste se razni derivati nafte — od najslabijih vrsta benzina do kerozina, čija tačka ključanja dostiže do 300°C. Takva goriva se praktično sastoje gotovo samo od ugljovodonika. Količina drugih sastojaka, kao sumpora, azota i kiseonika, ne prelazi 1%.

Najboljim gorivima smatraju se kerozini koji ključaju u granicama od 140 do 280°C. Oni imaju relativno visoka energetska svojstva i obezbeđuju normalan rad motora.

Gorivo širokog frakcionog sastava na osnovi benzina — ligroinokerozinske frakcije lako isparava i ima veliki pritisak zasićenih para. Tako, ako se rezervoari napune tim gorivom sa pritiskom zasićenih para od 100 mm živinog stuba, pri zagrevanju tog goriva do 150°C pritisak pare dostići će oko 2.700 mm živinog stuba, a pri zagrevanju do 230°C — 10.250 mm živinog stuba.

Pri takvim pritiscima zasićenih para gorivo intenzivno „kipi" i isparava, što dovodi do njegovih velikih gubitaka i poremećaja režima rada motora. Zbog toga se navedena goriva ne koriste za letove nadzvučnih brzina.

Za brzine leta bliske $M_a = 2$, gorivo mora da ima pritisak zasićenih para u temperaturnom dijapazonu 30 — 40°C oko 5—8 mm živinog stuba, a pri 150°C — ne više od 500 mm živinog stuba. Takve karakteristike, mogu se dobiti ako se upotrebe goriva teškog frakcionog sastava, sa početnom tačkom ključanja ne višom od 200°C.

Osnovne karakteristike goriva prikazane su u tabeli 3.5

Osnovne karakteristike goriva MM

Tabela 3.5

karakteristike	vrste goriva					
	JP-3	JP-4	JP-5	JP-6	RJ-1	RP-1
specifična težina gr/cm³	0,74 - 0,78	0,75 - 0,80	0,78 - 0,84	0,78 - 0,84	0,84 - 0,86	0,8 - 0,82
toplotna moć kcal/kg	10270	10400	10250	—	—	—
pritisak zasićenih para pri 38°C, mm živ. stuba	260 - 380	100 - 150	55	—	—	—
temperatura paljenja, °C	—23	—13	+61	—	+88	+43
temperatura mržnjenja °C	—60	—60	—48	—51	—40	—40

Gorivo JP-3 ima visok pritisak zasićenih para, što mu otežava primenu na velikim visinama. Ovaj bitni nedostatak manje je izražen kod goriva JP-4. Zbog toga se preporučuje upotreba goriva JP-4 na letelicama koje lete brzinom do 1.800 km/h.

Gorivo JP-5 ima teži frakcioni sastav u poređenju sa gorivom JP-4, a niži pritisak zasićenih para. Ovo gorivo se koristi za brzine leta od 3.000 km/h i više.

Poslednjih godina su kao goriva počeli da se primenjuju termički stabilni kerozini, specijalno rafinirani: JP-6, RJ-1, RP-1. Oni se odlikuju teškim frakcionim sastavom, povećanom hemijskom stabilnošću i namenjeni su za rakete sa nadzvučnim brzinama leta.

Neke vrste goriva pri dugom stajanju pod uticajem temperature i kiseonika iz vazduha gube hemijsku stabilnost i mogu oksidisati uz stvaranje tečnih i čvrstih taloga. Ako se stvore veće količine takvih taloga, postaje nemogućan normalan rad motora.

Opasno je takođe zagrevanje goriva, čemu su izložena pri letu rakete sa velikom brzinom.

Za dobijanje goriva visoke hemijske stabilnosti dodaju im se specijalni aditori — antioksidatori, a bira se i naročita tehnologija koja obezbeđuje dobijanje određenog hemijskog sastava, stabilnog pri dugom skladištenju i u letu.

§ 3.12 PERSPEKTIVNE RAKETNE POGONSKE MATERIJE

Efikasnost, ekonomičnost i usavršenost motora u znatnoj meri su određene karakteristikama primenjenog goriva. Zbog toga se pitanjima razrade novih raketnih pogonskih materija pridaje velika pažnja.

Pri razradi novih pogonskih materija teži se jačanju sledećih njihovih energetskih karakteristika.

1. Toplotne moći pogonske materije primenom visokokaloričnih jedinjenja bora, fluora, berilijuma i nuklearnih goriva.

Osnovna prednost bora i borovodonika nad ugljovodoničnim gorivima je u tome što bor ima toplotu sagorevanja za 78% veću nego ugljenik. Borovodonici pri sagorevanju oslobađaju za 50—60% toplote više nego naftini derivati.

Toplota sagorevanja bora iznosi 10750—13950 *kcal*/kg. U praksi su najinteresantnija dva jedinjenja bora sa vodonikom — pentaboran i dekaboran.

Primena borana kao goriva omogućiće povećavanje daljine leta rakete za 50—60%, u poređenju sa kerozinskim gorivima.

Korišćenje takvih oksidatora kao što su tečni kiseonik i fluor, za sagorevanje borana vezano je sa visokim temperaturama, koje su neprihvatljive u praksi sa obične RMTPM.

2. specifične težine komponenata pogonske materije pri održavanju visoke toplotne moći. Ovo se odnosi na razmotrene materije, a takođe na aluminijum, magnezijum i oksidatore-ozon i jedinjenja fluora.

Veća specifična težina pogonske materije omogućava povećavanje daljine leta na račun težine pogonske materije u raketi pri jednakoj startnoj težini.

U poslednje vreme se sve veća pažnja pridaje poliuretanima koji sadrže dovoljno veliku količinu kiseonika. Primenom poliuretana kao gorivnih elemenata može se smanjiti količina oksidatora u pogonskoj materiji i zameniti ga drugim poželjnijim elementima. Poliuretani održavaju svoja svojstva u širokom temperaturnom intervalu od —55 do + 150°C.

Prve američke kompozitne ČPM su mogle razvijati specifični potisak 170—190 kgsek/kg. Kasnije, dodavanjem visokokaloričnih primesa — lakih metala u prahu — i drugim merama, njihov specifični potisak bio je povećan na 220—230 kgsek/kg.

Poslednjih godina izrađeni su liveni blokovi pogonske materije težine nekoliko tona. Takve pogonske materije obezbeđuju dužinu rada motora do jednog minuta. Kao primer može da posluži raketa „polaris" (dometa do 2400 km), čije se pogonsko punjenje teško nekoliko tona sastoji od poliuretanovog cementatora, 10—15% aluminijumskog praška i oksidatora.

Međukontinentalna raketa „minitmen" imaće čvrstu pogonsku materiju na bazi poliuretana. Već su izvršena paljenja šipki pogonskog punjenja prečnika 1,96 m i težine 11 t. Specifični potisak tih pogonskih materija iznosi 245 kgsek/kg pri radnom pritisku u komori sagorevanja od oko 70 kg/cm^2.

U potrazi za pogonskim materijama sa visokom toplotnom moći, ispitane su mogućnosti metalnih goriva. Pritom je ustanovljeno da gotovo sva metalna goriva imaju krupan nedostatak — veliku molekularnu težinu produkata sagorevanja. Uporedo sa velikom toplotnom moći, ovo izaziva pojavu visokih temperatura i velike gubitke zbog disocijacije. Na primer, za gorivo kiseonik + aluminijum, temperatura sagorevanja iznosi oko 5000°K.

Gubici energije pri disocijaciji i isparavanju produkta sagorevanja iznose 2600 $_{kcal}$/kg ili 67% veličine toplotne moći (H_u = 3900 $_{k^2cal}$/kg).

Pri tome specifični potisak date pogonske materije iznosi 230 kgsek/kg, tj. manji je nego kod nekih savremenih pogonskih materija.

Specifični potisak metalnih pogonskih materija je mali. Da bi se povećao, celishodna je samo delimična zamena ugljenika metalnim gorivnih elemenata, što se i radi u poliuretanovim pogonskim materijama.

Istovremeno sa poliuretanima produžava se razrada drugog ČPM na bazi nitroglicerina i nitroceluloze za primenu u motorima operativno-taktičkih raketa.

Najpovoljniji oksidatori su amonijum perhlorat, koji je jeftin, nije mu komplikovana proizvodnja i najefikasniji je od svih oksidatora.

Započeti su radovi na stvaranju raketnih motora u kojima će se primenjivati čvrsto gorivo i tečan oksidator. Gorivo ima oštro izražen negativni kiseonički bilans i razmešta se po komori sagorevanja.

Gasoviti produkti sagorevanja goriva mešaju se sa tečnim oksidatorom u dopunskoj komori, koja se nalazi pred mlaznikom, i potpuno sagorevaju. Pri tome se izdvaja dopunska količina toplote.

Prema vestima strane štampe, računa se da će se u takvim „hibridnim" motorima dobiti specifični potisak do 300 kgsek/kg. Pri razradi novih receptura ČPM, velika pažnja se posvećuje usavršavanju tehnologije proizvodnje i poboljšavanju procesa sagorevanja. Perspektiva je stvaranje odeljenih elemenata krupnih monolitnih pogonskih blokova pogonske materije. Izmenom količine i veličine takvih elemenata mogu se dobiti pogonska punjenja svih razmera.

ČPM, na kojima se sada eksperimentiše u inostranstvu, po svoj prilici će omogućiti da se poveća specifični potisak za oko 20 kgsek/kg i da se dovede do vrednosti od 260 do 270 kgsek/kg.

Pažljivi proračuni specifičnih potisaka omogućavaju pronalaženje najperspektivnijih pogonskih materija. Ipak, teoretska ispitivanja i praksa termodinamičkih proračuna pokazuju da hemijska pogonska materija ima potpuno određenu granicu vrednosti specifičnih potisaka, 350—450 kgsek/kg.

Najveće mogućnosti povećavanja efikasnosti raketnih motora pojaviće se korišćenjem nuklearne energije. Zato se stvaranju besprekornih konstrukcija nuklearnih motora posvećuje sve veća pažnja.

Glava IV

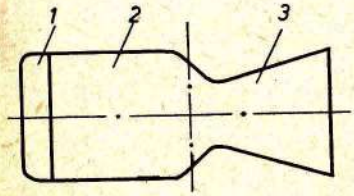
KOMORE SAGOREVANJA

§ 4.1. PROCESI U KOMORI SAGOREVANJA

Sagorevanje u komori RMTPM

Raketni motor je toplotna mašina u kojoj se jedan oblik energije pretvara u drugi, naime: potencijalna hemijska energija pogonske materije prelazi u toplotnu energiju produkta sagorevanja, a ova se pretvara u kinetičku energiju gasnog mlaza.

Osnovni deo raketnog motora, gde se vrši pomenuto pretvaranje energije jeste komora sagorevanja.



Sl. 4.1. Šema komore sagorevanja:
1 — glava; 2 — komora sagorevanja; 3 — mlaznik

Komora sagorevanja je namenjena za pretvaranje hemijske energije pogonske materije koja u nju dolazi, u kinetičku energiju gasne struje gasova koji ističu iz mlaznika, usled čega se i stvara reaktivna sila.

Po karakteru procesa koji teku u njoj, komora sagorevanja se deli na tri osnovna dela: glavu, telo i mlaznik (sl. 4.1). Podela komora sagorevanja na mlaznik u komori vrši se uslovno po preseku, čija je površina tri puta veća od površine kritičnog preseka, jer u tom, uslovnom preseku, brzina isticanja produkata sagorevanja dostiže znatnu veličinu.

TPM se, po pravilu, sastoji od goriva i oksidatora koji se odvojeno uvode u komoru sagorevanja. Komponente pogonske materije imaju znatnu hemijsku energiju. Ta se energija pogonske materije pretvara u toplotnu u procesu sagorevanja, koja je, u stvari, reakcija uzajamnog

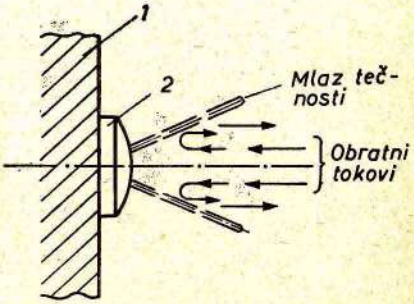
dejstva goriva i oksidatora. Tu reakciju prati izdvajanje velike količine toplote, usled čega se temperatura produkata sagorevanja povećava do veoma velikih vrednosti.

Proces sagorevanja odvija se u komori gorenja. Dalje se toplotna energija pretvara u kinetičku energiju gasova koji ističu. Proces pretvaranja toplotne energije gasovitih produkata sagorevanja u kinetičku vrši se u mlazniku.

Procesu sagorevanja neposredno prethode pripremni procesi: raspršivanje, isparavanje i mešanje komponenata. Raspršivanje i grubo mehaničko mešanje komponenata goriva imaju bitan značaj za potpuno sagorevanje pogonske materije i zavisi od tipa glave komore sagorevanja i rasporeda brizgaljki.

Kapljice raspršenog goriva zagrevaju se i isparavaju kako na račun toplote koju zračenjem predaju produkti sagorevanja, tako i na račun konvekcije usled pojave obratnih tokova vrelih produkata sagorevanja u zoni glave (slika 4.2.).

Mešanje goriva i oksidatora neophodno je da bi potpuno sagoreli. Za bolje mešanje i ravnomerno raspoređivanje komponenata po preseku komore, glava se snabdeva većim brojem brizgaljki, razmeštenih u određenom rasporedu. Procesi raspršivanja, mešanja, isparavanja i sagorevanja ne teku dosledno jedan za drugim, već naležu jedan na drugi i vrše uzajamno dejstvo. Ipak, u komori sagorevanja možemo, uslovno, da izdvojimo nekoliko karakterističnih zona (sl. 4.3.).

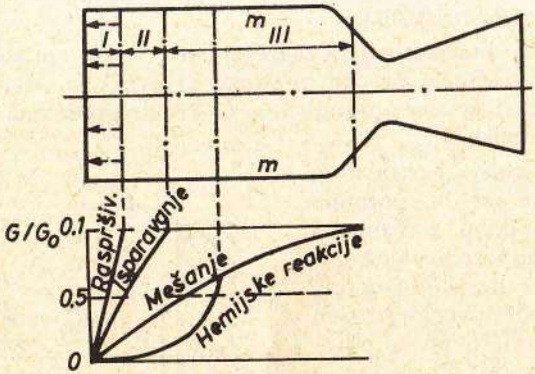


Sl. 4.2. Šema obratnog strujanja u zoni komore sagorevanja:
1 — glava; 2 — brizgaljke

U prvoj zoni (I), koja se nalazi neposredno uz unutrašnju površinu glave, raspadaju se strujnice goriva na kaplje. To je zona raspršivanja. Drugi procesi — isparavanje i mešanje — teku veoma lagano.

U drugoj zoni (II) nastaje intenzivnije isparavanje i počinje mešanje komponenata. Tu počinju i hemijske reakcije, ali je njihova brzina mala zbog niske temperature. Ova zona je uslovno nazvana zonom isparavanja i mešanja.

U trećoj zoni (III) intenzivno teku hemijske reakcije. Ova zona se, uslovno, deli na dve oblasti. Oblast do preseka *m-m* karakteriše se time što je u njoj temperatura gasa još relativno niska, a zato je mala i brzina hemijskih reakcija. Pomešana pogonska materija ne isparava niti sagoreva odjednom nego postepeno. To je oblast kinetičkog sagorevanja. Porast temperature dovodi do naglog porasta hemijskih reakcija, pri čemu, počevši od neke vrednosti temperature, celokupna pogonska materija koja je već pomešana trenutno sagoreva. Brzina sagorevanja iza preseka *m-m* zavisi od brzine difuzije. Zato se ona i naziva oblašću difuznog sagorevanja.



Sl. 4.3. Šema toka procesa u komori sagorevanja:

$\frac{G}{G_0}$ — odnos količine pogonske materije, završenog procesa

Proces sagorevanja se odvija prvenstveno u difuzionoj oblasti, jer se vreme, neophodno za sagorevanje, određuje brzinom mešanja.

Treća zona (III) komore naziva se zonom mešanja i hemijskih reakcija.

U celini, procesi koji teku u komorama sagorevanja raketnog motora sa RMTPM veoma su komplikovani i teško ih je detaljno izučavati.

Procesi koji se zbivaju u komori sagorevanja karakterišu se nizom osobenosti i to:

— komora sagorevanja ima isključivo visoko toplotno naprezanje i visoku temperaturu sagorevanja pogonske materije: toplotno

naprezanje+ komore $U = (0,5—2,0)\ 10^9$ *kcal*/m³ čas, a temperatura produkata sagorevanja $T = 3000—4000°K$;

— gorenje u komori sagorevanja zbiva se pri relativno visokim pritiscima koji dostižu vrednost $p = 15—60$ kg/cm² i više:

— vreme proticanja pogonske materije u komori sagorevanja veoma je kratko i iznosi $\tau = 0,003—0,008$ sek.

Paljenje. Vibraciono sagorevanje

Paljenje TPM u komori sagorevanja može da nastane na razne načine i zavisi od prirode komponenata pogonske materije. Samo nezapaljive pogonske materije pale se kad se ubrizgavaju u komoru sagorevanja gde se već nalazi izvor paljenja. Ovaj izvor se može ostvariti na tri načina:

— sagorevanjem baruta koji se sam pali od inicijalne kapisle (usijane žice);

— posredstvom pomoćnog gasnog ili tečnog plamenika;

— pomoću samozapaljive smeše koja je prethodno uvedena u komoru.

Poslednji način je dovoljno siguran i široko rasprostranjen. U slučaju primene prvih dvaju načina, izvor paljenja mora da bude dovoljno jak, da bi se obezbedilo paljenje osnovnih komponenata u onim količinama u kojima se uvode u komoru pri puštanju motora u rad.

Samozapaljiva pogonska materija počinje da reaguje i izdvaja toplotu pri kontaktu još u tečnom stanju i zato je radi sigurnijeg paljenja potrebno obezbediti dobar kontakt u tečnoj fazi.

Samozapaljiva pogonska materija ima izvestan period kašnjenja paljenja koji ne sme da bude veći od 0,03 sek. Pri puštanju motora, u rad za vreme tog perioda komore se sakuplja pogonska materija. Pri sagorevanju te nakupljene pogonske materije moguće je naglo povećati pritisak, što može čak izazvati razaranje komore. Da bi se smanjilo nagomilavanje pogonske materije u komori, u početnom stadijumu puštanja motora u rad treba smanjivati dovod pogonske materije u komoru sagorevanja. Zato u motorima postoje uređaji koji ograničavaju dovod komponenata u komoru pri puštanju motora u rad.

Pri ispitivanju na probnom stolu i eksploataciji motora otkriveno je, da pri nekim uslovima režim rada motora postaje nestabilan. Proces

---

* Toplotno opterećenje zapremine komore sagorevanja sa RMTPM meri se količinom toplote koja se izdvaja u jedinice zapremine u jedinici vremena i izražava se u *kcal*/m³ čas ili *kcal*/l sek.

nestabilnog rada motora vezan je sa tzv. vibracionim sagorevanjem pogonske materije. Ova pojava je izazvana time što pri nekim uslovima rada motora, bez spoljnih uticaja, pritisak u komori sagorevanja počinje periodično da se menja sa različitom učestalošću i amplitudom. Amplituda kolebanja pritiska može da dostigne veoma značajne vrednosti što remeti normalan rad motora i čak može da izazove njegovo oštećenje. Osim toga, ova kolebanja menjaju veličinu sile potiska, remete rad mlaznika itd.

Razlikuju se dva vida kolebanja — niske i visoke učestanosti.

Kolebanja niske učestanosti (200 *Hz*) karakterišu se relativno visokim amplitudama i u stanju su da izazovu oštećenje ili razaranje komore sagorevanja.

Ustanovljeno je da se kolebanje niske učestanosti javlja usled toga što se pogonska materija koja ulazi u komoru ne pretvara odmah u produkte sagorevanja, već kroz izvesno vreme, neophodno za mešanje, isparavanje i sagorevanje.

Pojavljivanje niskofrekventnih kolebanja može se predstaviti na sledeći način. Pretpostavimo da je iz bilo kog uzroka pritisak u komori opao u poređenju sa nominalnim. To će dovesti do veće potrošnje komponenata pogonske materije. Potrošnja pogonske materije će se povećavati do onog trenutka dok se prvi deo pogonske materije sa povećanom potrošnjom ne pretvori u gas. Posle tog momenta pritisak u komori će porasti srazmerno povećanoj sekundnoj potrošnji i biće veći od nominalnog. Povećavanje pritiska izazvaće smanjivanje potrošnje pogonske materije što će, dovesti do snižavanja pritiska u komori itd.

Teoretski i eksperimentalnim ispitivanjima utvrđeno je da postizanju ravnomernog rada komore sagorevanja doprinose sledeći činioci:

— pogonske materije čije je vreme preobražaja u gasovite produkte malo, tj. imaju veliku brzinu sagorevanja;

— povećavanje zapremine komore sagorevanja; u ovom slučaju kolebanja će biti postepenija, jer što je veća zapremina komore, veći deo suvišne potrošnje pogonske materije ide na izmene rezerve gasa u komori;

— povećanje razlike pritiska na brizgaljkama: što je veća razlika, manja je relativna promena razlike pritiska na brizgaljkama, pa i promena potrošnje.

Za razliku od niskofrekventnih kolebanja, visokofrekventna imaju male amplitude, ali je ipak njihova pojava krajnje nepoželjna jer dovodi do naglog povećavanja toplotnih tokova na zidove komore i njihovog

brzog progorevanja. Uzroci pojavljivanja visokofrekventnih kolebanja gotovi su jednaki uzrocima pojavljivanja niskofrekventnih ali nisu vezani sa procesom sagorevanja u komori u celini već sa procesom sagorevanja i pretvaranja TPM u zagrejane gasove u malim posebnim delovima komore.

Sastav produkata sagorevanja

Sastav produkata sagorevanja, koji se obrazuje usled reakcije sagorevanja pogonske materije, složen je i zavisi od niza činioca među koje se ubrajaju temperatura gorenja, koeficijent viška oksidatora i pritisak u komori sagorevanja.

Ako bi gorenje bilo pri relativno niskim temperaturama, a koeficijent viška oksidatora bio jednak jedinici, produkti sagorevanja sastojali bi se samo od gasa ugljenoksida, vodenih para i molekulskog azota. U stvari, proces sagorevanja u komorama RMTPM zbiva se pri velikim temperaturama koje zavise od sastava komponenata pogonske materije i pri koeficijentu viška oksidatora koji je veći od jedinice.

Pri temperaturama 2750—2800°K primećuje se znatna disocijacija ugljenmonoksida i vodenih para. Disocijacija se zbiva po jednačinama:

$$\begin{aligned} CO_2 &\rightleftarrows CO + 0{,}5O_2; \\ H_2O &\rightleftarrows H_2 + 0{,}5O_2; \\ H_2O &\rightleftarrows OH + 0{,}5H_2. \end{aligned} \tag{4.1}$$

Na taj način je rezultat ovih reakcija taj što se u produktima sagorevanja dopunski stvaraju ugljenmonoksid, hidroksilna grupa, molekulski vodonik i kiseonik. Osim toga, ugljenmonoksid i vodonik mogu da se nalaze u produktima sagorevanja ne samo usled reakcije disocijacije, već i usled nepotpunog sagorevanja ugljenika i vodonika pri koeficijentu viška oksidatora manjem od jedinice.

Pri još većim temperaturama u produktima sagorevanja količina oksida azota postaje značajna. Ona se formira po reakciji:

$$N_2 + O_2 \rightleftarrows 2NO \tag{4.2}$$

Takođe postaju značajne količine gasova u atomskom stanju — vodonika, kiseonika i azota. Gasovi se u atomskom stanju formiraju po sledećim reakcijama disocijacije:

$$\begin{aligned} H_2 &\rightleftarrows 2H; \\ O_2 &\rightleftarrows 2O; \\ N_2 &\rightleftarrows 2N. \end{aligned} \tag{4.3}$$

Znači ako pogonska materija sagoreva pri dovoljno velikim temperaturama, produkti sagorevanja se sastoje od smeše: ugljen-dioksida, vodene pare, ugljenmonoksida, molekulskih azota, vodonika, kiseonika, hidroksida, oksida i azota, a takođe vodonika, kiseonika i azota u atomskom stanju. Ovo je najverovatniji sastav produkta sagorevanja, jer druge reakcije, na primer, obrazovanja ugljovodonika pri velikim temperaturama, ne treba uzimati u obzir, pošto su ugljovodonici u tim slučajevima nepostojani. Reakcije disocijacije gasova, koje prate proces sagorevanja, vrše se uz izdvajanje toplote i zbog toga dovode do snižavanja stepena iskorišćavanja hemijske energije pogonske materije. Usled pojave disocijacije, ne dostiže se maksimalno mogućna temperatura produkta sagorevanja.

Stepen disocijacije produkta sagorevanja zavisi od temperature i pritiska. Može se reći da, što je veća temperatura i manji pritisak, proces disocijacije biće intenzivniji, i obrnuto.

Povoljna je bilo koja pojava koja doprinosi ograničavanju maksimalne temperature u komori sagorevanja, ne umanjujući pri tome karakteristike motora. U takve pojave spadaju smanjivanje koeficijenta viška oksidatora, što dovodi do smanjivanja temperatura sagorevanja. Ovo se, opet, pozitivno odražava na smanjivanje stepena disocijacije. Uticaj pritiska u komori sagorevanja na sastav produkta sagorevanja određuje se reakcijama koje nastaju među tim produktima.

Ako reakcije disocijacije idu sa povećavanjem broja mola ili zapremine gasne smeše, porast pritiska dovodi do suzbijanja reakcija disocijacije i povećavanja sadržaja u gasnoj smeši produkta potpunog sagorevanja.

Većina reakcije disocijacije produkta sagorevanja raketnih pogonskih materija vrši se uz povećanje zapremine gasne smeše i zato, povećavanje pritiska u komori sagorevanja unekoliko smanjuje stepen disocijacije.

§ 4.2. OPŠTA KONSTRUKCIJA KOMORE SAGOREVANJA

Oblici i razmere komora sagorevanja

Danas se primenjuju sledeći osnovni oblici komora sagorevanja: loptasti, cilindrični i konusni (sl. 4.4).

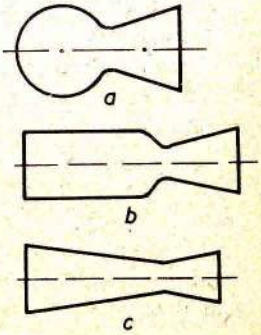
Loptaste komore sagorevanja (njihove podvrste su — kruškaste) imaju sledeća preimućstva:

— najmanja je površina komore gorenja pri datoj zapremini, što smanjuje težinu komore i olakšava hlađenje;

— čvršće su i zato imaju tanje zidove nego cilindrične.

Međutim loptaste komore su komplikovane za izradu i nemaju dovoljnu površinu za razmeštaj brizgaljki, što prisiljava da se grade pretkomore, a to još više komplikuje tehnologiju izrade. Loptaste komore se primenjuju za motore koji imaju velike potiske, kada je težina komore velika.

Cilindrične komore sagorevanja su podesne i jednostavne za izradu: koriste se široko u motorima raznih namena. U ovim komorama se lako ostvaruje proces obrazovanja smeše. Nedostaci cilindričnih komora su u tome što je njihovo svojstvo čvrstine mnogo niže u poređenju sa loptastim komorama, a osim toga one imaju veliku površinu hlađenja, što otežava proces rashlađivanja. Cilindrične komore se primenjuju u višekomornim motorima, kod kojih se, umesto jedne, koristi svežanj (paket) od nekoliko komora.



Sl. 4.4. Oblici komora sagorevanja:
a — loptasti; b — cilindrični; c — konusni

Konusne komore sagorevanja u suštini su ulazni deo mlaznika. Njihovo preimućstvo je maksimalna jednostavnost izrade. Osnovni nedostatak je, u poređenju sa drugim komorama, umanjen specifični potisak. Smanjivanje specifičnog potiska se objašnjava time što zbog male dužine zone gorenja proces sagorevanja pogonske materije ne uspeva da potpuno izvrši, a i time što usled rasturanja produkata sagorevanja po dužini komore pada pritisak.

Geometrijske razmere komora sagorevanja određuju se iz uslova obezbeđivanja zadatog potiska motora pri najvećim mogućnim vrednostima specifičnog potiska, tj. pri najvećem mogućnom iskorišćavanju energije koju sadrži pogonska materija.

Zapreminu komore sagorevanja određuje vreme zadržavanja goriva i gasovitih produkata sagorevanja u njoj. Ovo vreme mora da bude dovoljno za potpuno završavanje svih procesa u komori sagorevanja. Što su savršenije organizovani, manje je vreme neophodno za zadržavanje pogonske materije i gasnih produkata u komori. Za karakteristiku kompaktnosti komora sagorevanja treba ih upoređivati ne na apsolutnim zapreminama već po relativnoj veličini.

Kao relativna karakteristika zapremine komore sagorevanja uzeta je sila potiska po litru koja je jednaka odnosu sile potiska motora prema zapremini komore sagorevanja:

$$P_l = \frac{P}{V_k} (kg/l). \tag{4.4}$$

Što je sila potiska po jedinici zapremine komore sagorevanja veća, manja je zapremina komore sagorevanja pri datom potisku.

Na postojećim motorima, sila potiska po jedinici zapremine komore sagorevanja jednaka je u proseku $Pl \approx 70—450$ kg/l.

Druga relativna karakteristika zapremine komore sagorevanja je „proizvedena dužina" komore lp koja je, u stvari, odnos zapremine V_k komore sagorevanja i površine F_{kr} kritičnog preseka:

$$l_p = \frac{V_k}{F_{kr}} (\mathrm{m}) \tag{4.5}$$

U postojećim motorima $lp \approx 1{,}7—4$ m. Proizvedena dužina lp i vreme proticanja pogonske materije τ_z — su parametri proporcionalni jedan drugom:

$$\tau_z = klp$$

gde je k — konstanta za datu vrstu pogonske materije vrednost koja zavisi od toplotne moći pogonske materije i drugih parametara.

Za konačno određivanje razmera komore sagorevanja (ima se u vidu cilindrična komora) neophodno je, sem zapremine V_k, odrediti još prečnik komore sagorevanja d_o ili bezdimenzionu površinu f_k pod kojom se podrazumeva odnos površine komore i površine kritičnog preseka mlaznika, tj.

$$f_k = \frac{F_o}{F_{kr}} = \frac{d_o^2}{d_{kr}^2},$$

gde su F_o i d_o — površine i prečnik cilindričnog dela komore;

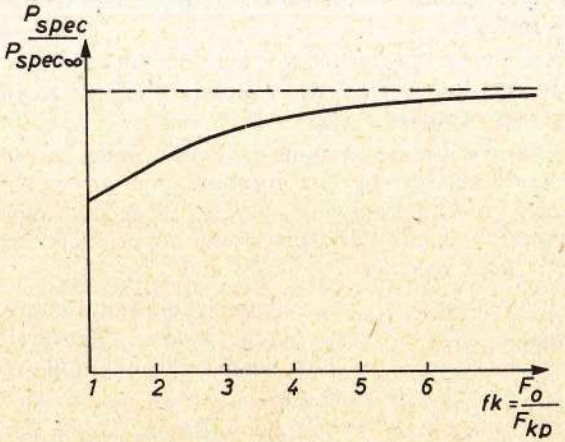
F_{kr} i d_{kr} — površina i prečnik kritičnog preseka mlaznika.

Vrednost f_{kr} (ili d_o) ne može se odrediti proizvoljno jer promena f_k dovodi do promene osnovnih parametara motora.

Poznato je da smanjivanje prečnika d_o (smanjenje F_o/F_{kr}) date komore, pri nepromenjenim vrednostima F_{kr}, ugla otvora mlaznika α i razlike pritiska gasova između početnog dela komore sagorevanja i

završetka mlaznika, dovodi do pada pritiska u onom delu komore sagorevanja koji naleže na mlaznik, što vodi ka smanjivanju termičkog koeficijenta korisnog dejstva komore i ka smanjivanju brzine isticanja gasova iz mlaznika i njoj proporcionalnog specifičnog potiska.

Na slici 4.5 prikazana je kriva zavisnosti specifičnog potiska od dimenzione površine komore sagorevanja pri adijabatskom širenju gasova u mlazniku, pri čemu $R_{spec}\,\infty$ odgovara $F_o = \infty$.



Sl. 4.5. Zavisnost specifičnog potiska od bezrazmerne površine komore sagorevanja

Iz navedenog grafikona se vidi da pri $F_o/F_{kr} < 2{,}5—3{,}0$ pad pritiska u komori sagorevanja primetno odražava veličinu specifičnog potiska. Zato se pri određivanju razmera komore sagorevanja uzima $F_o/F_{kr} \geqslant 3{,}0$. Međutim, povećavanjem dimenzione površine za više od 6 do 8 puta ne dovodi do bitnog povećavanja specifičnog potiska.

U praksi prečnik komore sagorevanja za motore sa azotnom kiselinom može da se odredi po obrascu:

$$d_o = (2{,}0 - 3{,}0)\ d_{kr} \tag{4.6}$$

a za alkoholno-kiseoničke (loptaste) u zavisnosti

$$d_o = (2{,}3 - 2{,}5)\ d_{kr}$$

Dalje povećavanje d_o vodi ka povećavanju težine komore sagorevanja i ograničava se kalibrom rakete.

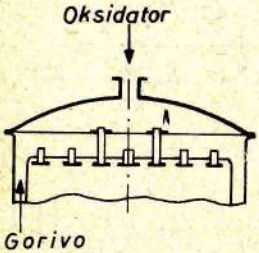
Vrsta glava

Priprema goriva i oksidatora za sagorevanje ostvaruje se u procesu obrazovanja smeše, u čijem se toku komponente pogonske materije raspršuju, mešaju međusobno i delimično isparavaju. U procesu obrazovanja smeše moraju se obezbediti:

— dovoljna finoća raspršivanja komponenata i njihovo dobro međusobno mešanje;

— jednorodnost koncentracije pogonske materije po poprečnom preseku komore; što se ovaj uslov bolje ispunjava manji su gubici usled fizičke nepotpunosti sagorevanja;

— raznomerne brzine kretanja pogonske materije po poprečnom preseku komore sagorevanja; na mestima gde je brzina nešto veća od neophodne, proces sagorevanja ne stiže da se potpuno završi i gorenje je nepotpuno, a gde je brzina manja od proračunate, zapremina se ne koristi potpuno.



Sl. 4.6. Šema pljosnate glave

Ispunjavanje svih ovih uslova postiže se putem izbora odgovarajućeg oblika glave, vrste brizgaljki i njihovog rasporeda na glavi.

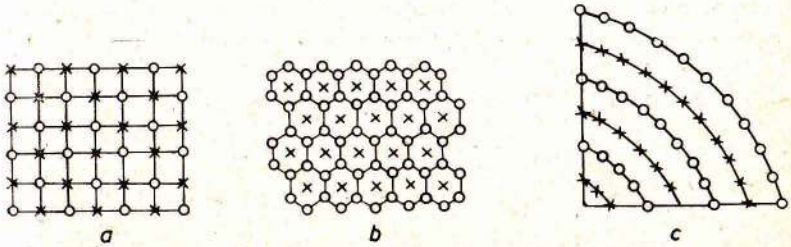
Glava služi za razmeštaj uređaja koji obezbeđuju uvođenje komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja i obrazovanje smeše.

U RMTPM primenjuju se *pljosnate glave, sferne sa pretkomorama* i *glave u obliku zarubljene kupe.*

Pljosnate glave (sl. 4.6) češće se koriste za cilindrične i konusne komore sagorevanja. One imaju sledeća preimućstva: relativno prostu konstrukciju, u sklopu sa cilindričnim komorama obezbeđuju jednorodnost polja brzina i koncentracije pogonske materije po poprečnom preseku komore. Nedostaci su im — relativno mala čvrstoća i tvrdoća.

Pri razmatranju brizgaljki na glavi teži se da se što tačnije ispune zahtevi postavljeni pred obrazovanje smeše. Zato se postavlja veliki broj brizgaljki pri čemu brizgaljke goriva i oksidatora moraju ravnomerno da se smenjuju. Osim toga njihov raspored mora da obezbedi pogodan dovod komponenata pogonske materije do njih, i moraju da

se rasporede tako da oksidator ne pada na zid komore jer u protivnom može telo komore lako da progori.



Sl. 4.7. Šema rasporeda brizgaljki na pljosnatoj glavi:
a — šahovski; b — u obliku saća; c — koncentrični

Postoje razni načini rasporeda brizgaljki na glavi: šahovski, koncentrični i u obliku saća (slika 4.7).

Kod šahovskog rasporeda, brizgaljke goriva i oksidatora se međusobno smenjuju. Pri tome svaka brizgaljka goriva je okružena sa četiri brizgaljke oksidatora. Nedostatak ovog rasporeda je u tome što je broj brizgaljki goriva približno jednak broju brizgaljki oksidatora, a pošto je oksidatora u pogonskoj materiji uvek više (2—5 puta) nego goriva, snažan mlaz oksidatora se slabo meša sa slabim mlazom goriva, što se negativno odražava na kvalitet smeše. Ipak se ovaj raspored primenjuje dosta često.

Pri rasporedu u obliku saća, brizgaljki oksidatora je više od brizgaljki goriva. Pri tome je svaka brizgaljka goriva okružena sa šest brizgaljki oksidatora, što pospešuje obrazovanje smeše.

Koncentrični raspored brizgaljki ne daje bitna preimućstva pred šahovskim ili onim u obliku saća i zato se retko primenjuje. Mogućna je primena koncentričnog rasporeda u kombinaciji sa drugim oblicima.

Sferne glave sa pretkomorama (slika 4.8) primenjuju se u motorima sa loptastom ili kruškastom komorom sagorevanja, tj. u motorima velikih potisaka.

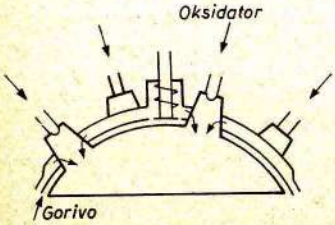
Prednost sfernih glava sastoji se u velikoj čvrstoći i krutosti konstrukcije. Nedostatak im je vrlo složena konstrukcija.

Usled nedovoljne površine za postavljanje brizgaljki, sve poznate sferne glave su izgrađene sa pretkomorama. Primena pretkomora komplikuje konstrukciju, ali olakšava eksperimentalnu obradu komore

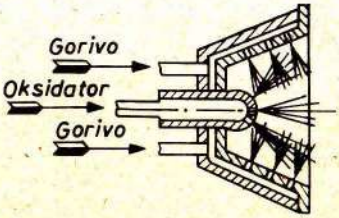
sagorevanja jer je pri tome mogućna prethodna opitna obrada jedne pretkomore.

Brizgaljke u pretkomori razmeštene su na sledeći način: u centar glave postavlja se snažna brizgaljka oksidatora — sa velikim brojem otvora, raspoređenih pod raznim uglovima u odnosu na osu pretkomore, brizgaljke goriva razmeštaju se po običnoj površini u nekoliko redova.

Glave u obliku zarubljene kupe (sl. 4.9) po obliku podsećaju na šator.



Sl. 4.8. Šema sferne glave sa pretkomorama



Sl. 4.9. Šematski prikaz glave u obliku zarubljene kupe

Njihov nedostatak je komplikovanost izrade i teškoća dobrog obrazovanja smeše u njima. Duž ose komore sagorevanja obrazuje se kao pletenica od raspršenog goriva koje se kreće velikom brzinom, što dovodi do nepotpunog završetka procene sagorevanja. Dobre osobine ovih glava su velika čvrstina i veća površina za razmeštaj brizgaljki nego kod pljosnatih glava.

Dobro obrazovanje smeše može se postići ako prethodi dobro raspršivanje komponenata.

Brizgaljke za raspršivanje pogonske materije

Brizgaljke za raspršivanje komponenata pogonske materije veoma su važni organi stvaranja smeše goriva i oksidatora koji se dovode u komoru sagorevanja. Od tipa i konstrukcije brizgaljki u znatnoj meri zavisi kvalitet raspršivanja.

Kvalitet raspršivanja komponenata pogonske materije određuje se sledećim pokazateljima:

1. Finoćom i jednorodnošću raspršivanja. Finoća raspršivanja karakteriše se srednjim prečnikom kapljica na koje se razbija mlaz. Kod savremenih motora taj prečnik iznosi otprilike oko 25—250μ,

jer bi pri većim kapljicama proces obrazovanja smeše zakašnjavao. Jednorodnost raspršivanja karakteriše se promenom prečnika kapljice u mlazu raspršene pogonske materije. Što su uže granice u kojima se nalaze prečnici kapljica raspršenih komponenata, jednorodnije je raspršivanje.

2. Domet mlaza, tj. dubinom prodora kapljica u gasnu sredinu. Poželjno je imati kratak mlaz jer je u protivnom potrebna veća zapremina komore, što je nepoželjno.

3. Uglom konusa raspršivanja ugao između tangente i oblika mlaza koji se sastaju u mlazniku brizgaljke.

Po principu delovanja brizgaljki pogonske materije se dele na dve grupe:

— mlazne, u koje kao podgrupa ulaze one sa koncentričnim prorezima;

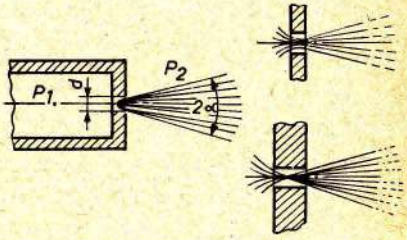
— centrifugalne, koje se opet dele na tangencijalne i brizgaljke sa uvijenim žlebovima (vrtložnicima).

Postoje brizgaljke i mešanog tipa.

Po broju komponenata pogonske materije koje se raspršuju sa jednom brizgaljkom dele se na jednokomponentne, predviđene za raspršivanje jedne komponente pogonske materije i dvokomponentne, predviđene za jednovremeno raspršivanje dveju komponenata pogonske materije.

Mlazne brizgaljke su, u stvari, otvori u glavi komore ili u dovodnim sudovima pogonske materije (sl. 4.10).

Mlazne brizgaljke su najjednostavnije za izradu i imaju male hidraulične otpore. Nedostaci mlaznih brizgaljki su relativno grubo raspršivanje, mali ugao konusa raspršivanja ($2\alpha \approx 10$—$15°$) i velika dužina mlaza, usled čega je zona raspršivanja duga, što dovodi do produživanja komore sagorevanja.



Sl. 4.10. Isticanje komponenata pogonske materije iz mlazne brizgaljke

Potrošnja tečnosti kroz brizgaljke može se odrediti po formuli:

$$\dot{G} = u F_{\Phi} \sqrt{2g \Delta p_{\gamma}} \tag{4.7}$$

gde je μ — koeficijent potrošnje; za mlazne brizgaljke je jednak 0,65—0,85;

F_Φ — površina izlaznog preseka mlaznika; prečnik mlaznog preseka d kod mlaznih brizgaljki iznosi 0,5—2,5 mm;

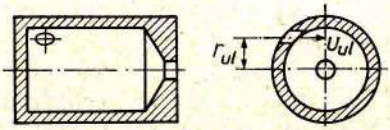
g — ubrzanje zemljine teže;

$\Delta p = p_1 - p_2$ — razlika pritiska na brizgaljkama;

γ — specifična težina tečnosti.

Brizgaljke sa prorezima su u stvari koncentrični prorezi, načinjeni na glavi pod uglom u odnosu na osu komore. Oni obezbeđuju dobro raspršivanje i mešanje, ali imaju velike hidraulične gubitke i mogu da se zapuše. Ove brizgaljke se primenjuju u sistemima za hlađenje komora sagorevanja.

Centrifugalne brizgaljke — su one u kojima se veštački stvara vrtloženje komponente koja se dovodi kroz njih. Po načinu dobijanja vrtloga, centrifugalne brizgaljke se dele na tangencijalne i one sa žlebovima.



Sl. 4.11. Centrifugalna tangencijalna brizgaljka

U tangencijalnoj brizgaljki (sl. 4.11) tečnost ulazi kroz otvor čija je osa upravna na osu brizgaljke.

Princip rada tangencijalne centrifugalne brizgaljke je u sledećem: ako se zanemare gubici na trenje, momenat količine kretanja čestice tečnosti na ulazu u brizgaljku mora da bude jednak momentu količine kretanja u bilo kom drugom preseku brizgaljke, tj.

$$m u_{ul} r_{ul} = m u r$$

gde su m — masa čestica;

u_{ul} — brzina kretanja čestica pri ulazu u brizgaljke;

r_{ul} — rastojanje od ose brizgaljke do ose ulaznog otvora;

u — brzina kretanja čestica u proizvoljnom preseku;

r — rastojanje od ose brizgaljke do čestice tečnosti u proizvoljnom preseku.

Brzina kretanja čestice tečnosti na rastojanju r do ose brizgaljke

$$u = \frac{u_{ul} r_{ul}}{r} \tag{4.8}$$

Brzina kretanja čestice približavanjem ka osi brizgaljke raste (smanjuje se r), a pritisak opada. To će se zbivati sve dok pritisak u

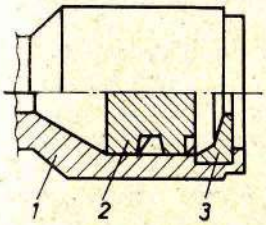
centralnom delu brizgaljke ne postane jednak pritisku u komori sagorevanja. Zato centralni deo brizgaljke neće biti ispunjen tečnošću — ona će se nalaziti samo na periferiji.

Centrifugalna brizgaljka sa žlebovima (sl. 4.12) razlikuje se od tangencionalne po tome što se u njoj vrtloženje toka stvara u zavojnom kanalu (vrtložniku).

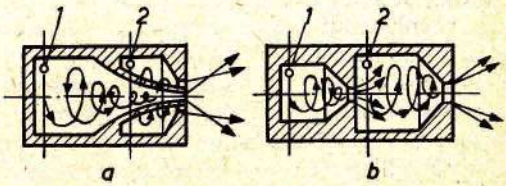
Dobre osobine centrifugalnih brizgaljki su znatna usitnjenost i veoma veliki ugao raspršivanja ($2\ \alpha = 70 - 120°$) pri maloj dužini mlaza raspršivanja. Međutim, oni su komplikovaniji od mlaznih raspršivača i imaju velike hidraulične gubitke, naročito brizgaljke sa uvojnim kanalima.

Centrifugalno-mlazne brizgaljke su kombinacija centrifugalnih i mlaznih brizgaljki. Pritom se tečnost dovodi kako na taj tako i na drugi način.

Dvokomponentne brizgaljke (sl. 4.13) obezbeđuju dobro raspršivanje, ali su komplikovane za proizvodnju. Primenjuju se kad nema



Sl. 4.12. Centrifugalna brizgaljka sa pružnim žlebovima:
1 — telo; 2 — vrtložnik; 3 — mlaznik



Sl. 4.13. Principijelne šeme dvokomponentnih centrifugalnih brizgaljki:
a — brizgaljka sa spoljnim mešanjem komponenata pogonske materije; b — brizgaljka sa unutrašnjim mešanjem komponenata pogonske materije; 1 — ulaz oksidatora; 2 — ulaz goriva

dovoljno mesta za smeštaj jednokomponentnih. Dele se na brizgaljke sa mešanjem komponenata pogonske materije izvan brizgaljki i na one sa mešanjem pogonske materije unutar brizgaljki.

§ 4.3. MLAZNIK RAKETNOG MOTORA

Parametri gasnog mlaza

Produkti sagorevanja koji se obrazuju u komori sagorevanja dolaze u mlaznik, gde se njihova toplotna energija pretvara u kinetičku energiju isticanja produkta sagorevanja. Stanje produkta sagorevanja,

kao i svakog gasa, karakteriše se potpuno određenim fizičkim veličinama (parametrima) od kojih su glavni: apsolutni pritisak p, apsolutna temperatura T, gustina ρ (specifična težina γ ili specifična zapremina v), gasna konstanta R i brzina isticanja u.

Za idealne gasove i njihove smeše ustanovljena je veza između osnovnih parametara u vidu jačine stanja:

$$\frac{p}{\rho} = gRT. \tag{4.9}$$

Gustina gasa vezana je sa specifičnim zapreminskim odnosom

$$\rho v g = 1 \tag{4.10}$$

Zato se jednačina stanja može napisati u vidu

$$pv = RT. \tag{4.11.}$$

Veličina gasne konstante zavisi od sastava gasa. U navedenim formulama pritisak p izražen je u kg/m^2, gustina ρ — u kgsek^2/m^4, temperatura — u stepenima apsolutne skale, gasna konstanta R — u kgm/kg stepen, specifična zapremina v — u m^3/kg.

U mlazniku komore motora zbiva se proces bez dovođenja toplote gasu i bez njenog odvođenja od gasa. Procesi takvog tipa nazivaju se a d i j a b a t s k i m. Toplota u mlazniku koja se odvodi o gasa ka zidovima i ona što se izdvaja usled trenja i menjanja sastava gasa, sasvim su neznatne i malo utiču na sam proces.

Za adijabatski proces među parametrima postoji određena veza koja se izražava sledećom zavisnošću:

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_o}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{\rho}{\rho_o} = \left(\frac{p}{p_o}\right)^{\frac{1}{k}} \frac{v}{v_o} = \frac{P_o}{p}^{\frac{1}{k}} \tag{4.12}$$

$$u = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} RT_o \left[1 - \left(\frac{p}{p_o}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

gde su p_o, T_o, ρ_o, v_o — početne vrednosti pritiska, temperature, gustine i specifične zapremine;

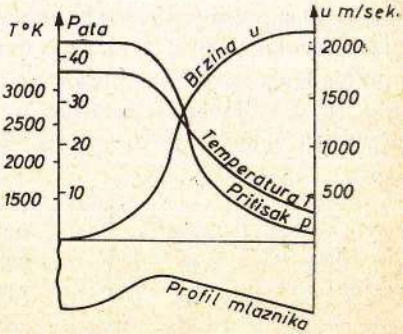
p, T, ρ, v — tekuće vrednosti ovih parametara;

k — pokazatelj adijabate koja zavisi od temperature i sastava gasa;

u — brzina isticanja.

Pri kretanju gasa kroz mlaznik parametri gasnog toka se menjaju. Ne navodeći matematičke proračune može se videti da pritisak po dužini mlaznika opada do vrednosti bliskoj spoljnom pritisku, a temperatura se smanjuje, dok brzina mlaza i specifična zapremina rastu. Na slici 4.14 prikazana je promena parametra gasnog mlaza po dužini komore motora.

Osnovni parametri na preseku mlaznika savremenih motora imaju približno sledeće vrednosti: pritisak $p_a = 0{,}6—0{,}8$ *at*; temperatura $T_a = 1200—1400°K$, brzina isticanja $u = 2000 —$ $— 3000$ m/sek.



Sl. 4.14. Promena parametara gasnog mlaza duž komore sagorevanja

Brzina zvuka u gasovima. Kritična brzina. Nadzvučni mlaznik

Svojstva gasnog mlaza naglo se menjaju u zavisnosti od brzine mlaza. Granica između malih i velikih brzina je brzina zvuka u gasu. Pod njom se podrazumeva brzina prostiranja uzdužnih kolebanja u sredini. Pri tome je reč ne samo o kolebanjima koje čovečje uho prima kao zvuk, već i o kolebanjima čije se frekvencije nalaze iza praga čujnosti.

Pri adijabatskom procesu brzina zvuka se određuje prema formuli

$$a = \sqrt{kg\,RT} \tag{4.13}$$

Kao što iz formule sledi, brzina zvuka u gasu zavisi od temperature gasa.

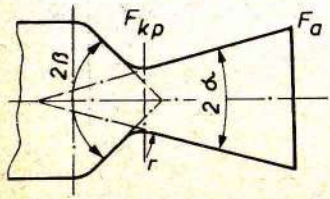
Za vazduh $k = 1{,}4$; $R = 29{,}28$ kgm/kg stepen, izraz za brzinu zvuka dobija oblik

$$a = 20{,}1\sqrt{T} \tag{4.14}$$

Za produkte sagorevanja u komori raketnog motora pri $T = 3000°K$; $k = 1{,}2$ i $R = 34$ kgm/kg stepen brzina zvuka je $a = 1100$ m/sek.

Brzina gasnog mlaza može biti i veća i manja od lokalne brzine zvuka, ali je mogućan i takav slučaj, kada brzina kretanja gasa u nekom preseku mlaza postane jednaka lokalnoj brzini zvuka. Takvo stanje mlaza naziva se k r i t i č n i m. Brzina mlaza jednaka lokalnoj brzini zvuka naziva se k r i t i č n o m b r z i n o m.

Nadzvučne brzine mlaza gasa mogu se dobiti pomoću nadzvučnog ili Lavalovog mlaznika, u obliku kanala čiji je presek prvo smanjuje, a zatim povećava (sl. 4.15).



Sl. 4.15. Oblik nadzvučnog mlaznika

Zapaženo je da, ako se kroz Lavalov mlaznik propušta gas tako da je u najužem preseku kritična brzina, dalje, iza grla otvora, brzina mlaza počeće da raste. Ako se mlaz koji struji pod zvučnom brzinom, ubrzava u sušenom delu kanala, a u proširenom usporava, nadzvučni mlaz, obrnuto u suženom kanalu, usporavaće se, a u proširenom ubrzavati.

Na taj način je utvrđeno da za nadzvučne mlazove postoji pravilo proticanja mlaza, upravo suprotno pravilu proticanja mlazne podzvučne brzine.

Presek mlaznika u kome se dostiže kritična brzina isticanja naziva se kritičnim ili uskim presekom mlaznika.

Unutrašnja energija i sadržaj toplote gasa

Gas koji se nalazi u određenom stanju (na primer, pri datom pritisku i datoj temperaturi), sadrži potpuno određenu rezervu energije. Pri promeni stanja gasa, po pravilu, menja se i rezerva energije u njemu.

Jedna od energetskih karakteristika gasa je u n u t r a š n j a e n e r g i j a. Pod njom se podrazumeva energija kretanja čestica (molekula i atoma) od kojih se on sastoji. Mera energije koju sadrže čestice u kretanju je temperatura. Da bi se uspostavila veza između unutrašnje energije i temperature uvešće se pojam specifične toplote.

S p e c i f i č n o m t o p l o t o m bilo kog tela naziva se sposobnost tog tela da prima ili predaje toplotu pri promeni temperature. Ona se određuje količinom toplote koju treba predati jedinici materije da bi se njena temperatura podigla za 1°C. Jedinica specifične toplote je kcal/kg stepen.

Razlikuju se srednja, stvarna, težinska, zapreminska i molarna specifična toplota, specifična toplota pri stalnom pritisku i specifična toplota pri stalnoj zapremini.

Nas će interesovati specifična toplota pri stalnoj zapremini c_p i specifična toplota pri stalnom pritisku c_p. Ako se gas zatvori u posudu i zagreva bez promene zapremine, količina toplote koja će se utrošiti za zagrevanje gasa na temperaturu t, određuje se po formuli

$$Q_v = c_v \, \gamma_o \, V_o t, \tag{4.15.}$$

gde je c_v — specifična toplota pri stalnoj zapremini;

γ_v — specifična težina gasa;

V_v — zapremina gasa;

t — temperatura do koje je gas zagrejan.

Ako se ista zapremina gasa zagreva do te iste temperature, a očuva stalni pritisak, količina potrošene toplote odrediće se po formuli

$$Q_p = c_p \, \gamma_o \, V_o t, \tag{4.16}$$

gde je c_p — specifična toplota pri stalnom potisku.

Eksperimentalnim putem je utvrđeno da je $Q_p > Q_v$. Ovo se objašnjava time što se u drugom slučaju toplotna energija koja se dovodi gasu ne troši samo na povećavanje unutrašnje energije gasa. Jedan njen deo odlazi na spoljni rad gasa — na širenje. Potpuno je očigledno da je $c_p > c_v$.

Odnos $\frac{C_p}{C_v} = k$ naziva se koeficijentom adijabate. Koeficijent adijabate za vazduh je $k = 1{,}40$, za azot $k = 1{,}41$, za gasnu smešu u komori sagorevanja $k \approx 1{,}1—1{,}25$. On zavisi od sastava gasa. Unutrašnja energija gasa zavisi samo od temperature i izračunava se po formuli

$$U_u = c_v T \tag{4.17}$$

Ovde je specifična toplota c_v uzeta kao konstanta, a u stvari, zavisi takođe od temperature.

Osim unutrašnje energije, gas sadrži rezervu potencijalne energije pritiska. Ta je energija analogna potencijalnoj energiji sabijene opruge. Veličina potencijalne energije težinske jedinice gasa određuje se proizvodom pritiska p i specifične zapremine v.

Formula za određivanje potencijalne energije može se predstaviti u obliku

$$U_p = pv \tag{4.18}$$

Zbir unutrašnje i potencijalne energije pritiska naziva se sadržajem toplote (H). Na taj način

$$H = c_v T + Apv \tag{4.19}$$

gde je A — termički ekvivalent rada koji služi za pretvaranje rada iz mehaničkih jedinica u toplotne.

On je jednak $\frac{1}{427}$ kcal/kgm.

Ako se gas sastoji od nekoliko hemijskih materija između kojih mogu da se vrši hemijska reakcija, praćena izdvajanjem toplote, takva smeša, osim toplotne unutrašnje energije, poseduje još i hemijsku.

Tako, na primer, kiseonik i vodonik, uzeti odvojeno, poseduju samo toplotnu energiju, a njihova smeša u kojoj može da se odvija hemijska reakcija sagorevanja, raspolaže, osim toga, i hemijskom energijom.

Potpun toplotni sadržaj gasa biće

$$H_p = c_v T + Apv + U_{hem} \tag{4.20}$$

Jednačina održanja energije

Pri isticanju gasa u gasnom mlazu može da se jedna vrsta energije pretvara u drugu. Pri tome se bezuslovno održava zakonitost o neuništivosti energije. Za struju gasa u mlazniku smatraće se da nema razmene toplote između mlaza i zidova komore, tj. da se vrši adijabatski proces. Pošto nema dovođenja i odvođenja toplote, ukupna energija mlaza ostaje stalna, tj. ukupna energija 1 kg gasa na ulazu u mlaznik jednaka je ukupnoj energiji 1 kg gasa na izlasku iz mlaznika.

Ukupna energija 1 kg gasa sastavljena je u ovom slučaju od:

— unutrašnje toplotne energije $c_v T$;

— potencijalne energije pritiska pv;

— kinetičke energije usmerenog kretanja gasnog mlaza $\frac{u^2}{2g}$.

Na taj način, ukupna energija gasa, izražena u toplotnim jedinicama biće

$$E = c_v T + Apv + A\frac{u^2}{2_g} \tag{4.21}$$

ili

$$E = H + A\frac{u^2}{2g} \tag{4.22}$$

Očigledno je da je ukupna energija gasa na ulazu u mlaznik jednaka

$$E = Ho + A\frac{u_o^2}{2g}, \tag{4.23}$$

a na izlazu iz mlaznika

$$E = H_a + A\frac{u_a^2}{2g}, \tag{4.24}$$

gde je H_g i u_o — toplotni sadržaj i brzina gasa na kraju komore sagorevanja, tj. pred ulazom u mlaznik;

H_a i u_a — toplotni sadržaj i brzina gasa na izlazu iz mlaznika.

Saglasno zakonu o održanju energije

$$H_o + A\frac{u_o^2}{2g} = H_a + A\frac{u_a^2}{2g} \tag{4.25}$$

Data jednačina izražava zakon održanja energije, po kome energija ne iščezava niti se iznova pojavljuje, već prelazi iz jednog oblika u drugi. Pri tome nisu uzete u obzir hemijske energije i potencijalna energija težine.

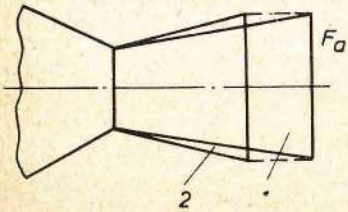
Geometrijske razmere i oblik mlaznika

Geometrijski oblik i razmere mlaznika biraju se tako da bude sa što manjim gubicima energije. U isto vreme njegova površina mora da bude što manja. Povećavanjem površine rastu težina mlaznika i količina toplote koja se predaje tečnosti za hlađenje. Ipak, pri bilo kom obliku mlaznika u njemu će se gubiti jedan deo energije.

Gubici na trenju u ulaznom konusu zavise od oblika ulaznog dela mlaznika. Oni su relativno mali. Da bi se smanjili, ulaz u mlaznik se konstruiše tako da bude postepen, a u kritičnom preseku mlaz-

nik se zaobljuje. Ugao ulaza 2β nema bitan uticaj na veličinu gubitaka i može da se kreće u granicama od $2\beta = 60$ do $120°$. Radijus zaokruživanja u kritičnom preseku obično se uzima $r = d_{kr}$ (sl. 4.15).

Gubici u izlaznom konusu javljaju se usled trenja gasova o zidove ili zbog odvajanja mlaza od zidova. Da bi se smanjili gubici zbog trenja neophodno je smanjivati površinu mlaznika. Pri datim razmerama F_{kr} i F_a površina mlaznika će biti tim manja što je manja njegova dužina, odnosno što je veći ugao otvora izlaznog konusa.

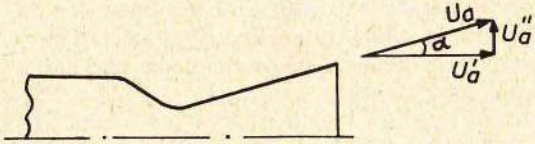


Sl. 4.16. Konusni mlaznici sa raznim uglovima otvara izlaznog konusa

Iz sl. 4.16 se vidi da je površina mlaznika 2, koji ima veliki ugao otvora, manja od površine mlaznika 1. Ali pri vrlo velikom uglu otvora mlaznika može da dođe do odvajanja mlaza od zidova mlaznika, što dovodi do gubitka energije.

Optimalni ugao otvora izlaznog konusa mlaznika je u granicama $2\alpha \approx 20—30°$.

Gubici na rasturanje brzine pri izlazu iz mlaznika izazivaju se time što je brzina gasa na izlazu iz mlaznika usmerena ne po njegovoj osi već pod nekim uglom (sl. 4.17). U stvaranju potiska učestvuje samo osna komponenta brzine u_a'. Što je veći ugao izlaznog konusa 2α, manja je u_a' i veći gubici na rasturanje, tj. veća je komponenta brzine u_a''.



Sl. 4.17. Gubici u mlazniku zbog rastojanja brzine isticanja

Za smanjivanje ove vrste gubitaka neophodno je smanjivati ugao otvora mlaznika 2α. Ali u konusnom mlazniku smanjivanje ugla 2α dovodi do produžavanja mlaznika, što je necelishodno iz navedenih razloga. Zato se za smanjivanje gubitaka na rasturanje brzine isticanja primenjuju profilisani mlaznici.

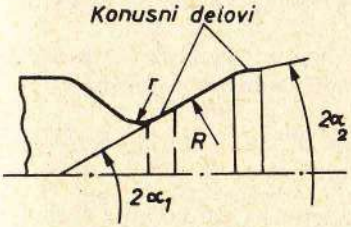
Profilisanje se sastoji u izboru takvog oblika izlaznog dela mlaznika koji omogućava isticanje gasova u snopu paralelnom osi komore.

To se može postići postepenim smanjivanjem ugla otvora mlaznika po njegovoj dužini, pri čemu u izlaznom proseku ugao otvora mora da bude ravan nuli ili da ima malu vrednost.

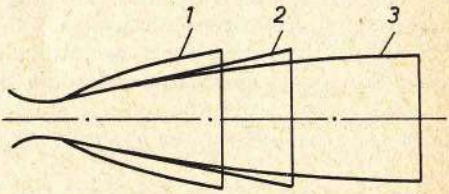
Razlikujemo gasodinamičko i profilisanje spojenim lukovima (približno profilisanje).

Kod gasodinamičkog profilisanja profil mlaznika se postepeno menja, a unutrašnji oblik mlaznika određuje u isto vreme i pravac kretanja gasnog mlaza unutar mlaznika. Gasodinamičko profilisanje mlaznika daje povećan specifični potisak, ali se, pri tome povećava dužina mlaznika, što povećava njegovu površinu i pogoršava uslove hlađenja, a takođe težinu mlaznika. Povećavanje težine mlaznika smanjuje efekat koji se postiže profilisanjem. Zato se danas primenjuje profilisanje spojenim lukovima (približno profilisanje). Pri tome se izlazni deo mlaznika gradi sa uglovima otvora $2\alpha_1$ i $2\alpha_2$, a linija prelaza između njih ide po luku obima (sl. 4.18). Konusnog dela na proseku može i da ne bude. Veličina uglova uzima se u granicama $2\alpha_1 = 60 - 90°$; $2\alpha_2 = 10 - 20°$.

Približno profilisanje ne daje neki značajan dobitak specifičnom potisku i pritom mlaznik postaje kraći od konusa. Za poređenje, na (sl. 4.19) su prikazane razne konture mlaznika sa jednakim razmerama kritičnog i izlaznog preseka koji imaju razne oblike izlaznog konusa.



Sl. 4.18. Šema približno profilisanog mlaznika



Sl. 4.19. Obrisi mlaznika sa jednakim P_{kr} i F_a:
1 — približno profilisani mlaznik; 2 — konusni mlaznik; 3 — gasodinamički profilisani mlaznik

§ 4.4. HLAĐENJE KOMORA SAGOREVANJA

Pojam o zagrevanju komora sagorevanja

Radni proces u komori sagorevanja praćen je visokom temperaturom produkata sagorevanja (3000—4000°K), relativno visokim pritiskom (15—60 kg/cm²) i velikim brzinama kretanja gasa (2000—3000 m/sek) na preseku mlaznika. To omogućava povećavanje top-

lotnih tokova od gasa ka zidu komore sagorevanja; ponekad tokovi dostižu u kritičnom preseku mlaznika $20'10^6$ $kcal/m^2$ čas. Sve ovo izaziva brzo zagrevanje i gubitak čvrstoće komore sagorevanja čak i kad je napravljena od vatrostalnog materijala.

Intenzivnost razmene toplote karakteriše se veličinom specifičnog toplotnog toka q u $kcal/m^2$ čas, pod kojim se podrazumeva količina toplote koja prolazi kroz kvadratni metar površine tela u toku jednog sata.

Toplota se predaje od gasova zidovima komore na dva načina: konvekcijom i zračenjem (toplotnim).

Konvenktivna razmena toplote nastaje kad se prenosi kroz tečnost ili gasove a takođe pri predavanju toplote od tečnosti ili gasa zida ili suprotno — od zida ka tečnosti ili gasu. Pri konventivnoj razmeni toplota se prenosi premeštanjem čestica tečnosti ili gasa. Količina toplote koja se prenosi konvekcijom biće utoliko veća ukoliko je veći broj čestica koje prilaze zidu u jedinici vremena i ukoliko sadrži više toplote. Količina čestica koje dolaze u neposredan dodir sa zidom u jedinici vremena utoliko je veća, ukoliko je veća njihova brzina kretanja. Količina toplote koja se sadrži u jedinici gasa je tim veća što su veće specifična težina i temperatura gasa.

U RMTPM toplota se konvenkcijom predaje od vrelih produkata sagorevanja koji se kreću po komori sagorevanja, ka zidovima i od njih na tečnost za hlađenje.

Konvektivni specifični toplotni tok koji se prenosi sa gasa na zidove komore sagorevanja određuje se po Njutnovoj formuli:

$$q_k = \alpha_g (T_g - T_{zg}) \left(\frac{kcal}{m^2 \text{ čas}} \right) \tag{4.26}$$

gde je α_g — koeficijent prelaza toplote od gasa na zid komore sagorevanja koji karakteriše intenzivnost prelaza toplote na zid; T_g — temperatura gasa, °C; njen iznos za celu dužinu komore motora uzima se obično kao jednak i ravan temperaturi gasova u komori sagorevanja; T_{zg} — temperatura unutrašnje površine zida komore koja je u dodiru sa gasom.

Koeficijent prelaza toplote određuje se uslovima razmene toplote između gasa i zida. To je obično složena funkcija oblika, razmere i temperature površine zagrevanja T_{zg}, brzine kretanja gasova u, njihove temperature T_g, fizičkih parametara gasa — koeficijenta toplotne provodljivosti λ, specifične toplote c_p, gustine φ, viskoznosti μ i drugih faktora.

Za određivanje koeficijenta prelaza toplote sa vrelog gasa na zid dok gas teče po glatkoj cilindričnoj cevi koja se najviše koristi danas, uzima se formula Gluhmana — Iljuhina, dobijena eksperimentalnim putem:

$$\alpha_g = 74{,}3 c_{psr} (g\mu_{sr})^{0,18} \frac{\dot{G}^{0,82}}{d^{1,82}} \left(\frac{T_g}{T_{zg}}\right)^{0,35} \left[\frac{kcal}{m^2 \text{čas}^0\, C}\right], \qquad (4.27)$$

gde je c_{psr} — srednja specifična toplota gasa, kcal/kg stepen, određena na temperaturi unutrašnje površine zida: $g = 9{,}81$ m/sek^2 — ubrzanje zemljine teže;

μ_{sr} — srednji koeficijent dinamičke viskoznosti gasova, kgsek/m^2;

G — potrošnja gasova u komori sagorevanja jednaka sekundnoj potrošnji goriva, kg/sek;

d — prečnik omotača komore sagorevanja po gasnoj površini ili srednji prečnik dela dužine komore m.

Navedena formula je eksperimentalno proverena za dozvučne brzine. Mlaznik komore ima konusni ili oblik blizak njemu. Stoga se dobija nadzvučna brzina isticanja gasova i formula daje približnu vrednost α_g za mlaznik.

Na koeficijent prelaza toplote od gasa ka zidu utiču sekundna potrošnja gasa, njegovi fizički parametri, geometrijske razmere gasnog kanala i drugi faktori.

Sekundna potrošnja gasa pošto proizilazi po jednačini neprekidnosti, proporcionalna je proizvodu brzine kretanja gasa „u" i njegove specifične težine γ. Ovaj proizvod se naziva t e ž i n s k o m b r z i n o m.

$$\frac{\dot{G}}{F} = u\gamma,$$

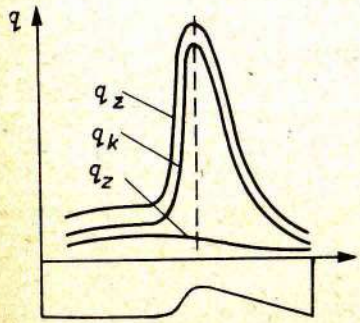
gde je F — tekuća vrednost površine poprečnog preseka komore sagorevanja duž ose.

Pošto je veličina $\dot{G}$ stalna po dužini komore i mlaznika, očigledno je da će težinska brzina imati najveću vrednost u kritičnom preseku mlaznika, gde $F = F_{kr}$ ima najmanju vrednost.

Prema tome, i konvektivni specifični toplotni tok dostiže u kritičnom preseku (sl. 4.20) maksimalnu vrednost.

Težinska brzina, a prema tome i koeficijent prelaza toplote od gasa ka zidu, zavisi takođe od pritiska. Porastom pritiska povećava se specifična težina, što vodi porastu prenosa toplote od gasa ka zidu.

Iz formule (4.27) sledi takođe da se pri povećanju prečnika komore sagorevanja bez promene parametra gasa, koeficijent prelaza toplote smanjuje, jer njegova veličina zavisi od prečnika gasnog kanala. Ova okolnost ukazuje na to da je komoru većih dimenzija lakše hladiti nego manju.



Sl. 4.20. Raspored specifičnih toplotnih tokova po dužini komore

Prenos toplote zračenjem zavisi uglavnom od temperature i pritiska, i to u većoj meri od temperature. Osim toga, zračni toplotni tok zavisi od sastava gasova, jer je intenzitet zračenja raznih molekula različit: najjače zrače pare vode i ugljendioksid.

Veličina specifičnog zračnog toka, po zakonu Stefana—Bolcmana, proporcionalna je četvrtom stepenu apsolutne temperature gasa:

$$q_z = k\left(\frac{T_g}{100}\right)^4 \left(\frac{kcal}{m^2\ \text{čas}}\right), \tag{4.28}$$

gde je k — koeficijent proporcionalnosti, zavisan od sastava gasa, temperature i pritiska.

Povećavanjem pritiska u komori sagorevanja, koeficijent proporcionalnosti k raste, što dovodi do povećavanja q_z.

Veličina zračnog toplotnog toka je znatno manja od konvektivnog. Najintenzivnije zračenje toplote je tamo gde je velika temperatura gasova, tj. u komori sagorevanja. Veličina zračnog toplotnog toka ovde je (1,5 — 2) 10^6 $kcal/m^2$čas.

U kritičnom preseku, u vezi sa smanjivanjem temperature gasova, veličina zračnog toplotnog toka je manja.

Na sl. 4.20 prikazan je raspored specifičnih toplotnih tokova koji dodiruju zidove komore sagorevanja. Ukupni specifični toplotni tok

$$q\Sigma = q_k + q_z \tag{4.29}$$

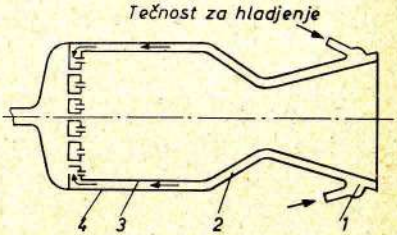
U savremenim motorima on može dostići veoma značajne veličine (5—30) 10^6 $kcal/m^2$čas i više. Zbog velikih toplotnih tokova, zidovi komore sagorevanja se zagrevaju dosta brzo i ako se ne preduzmu nikakve mere za njihovo hlađenje progoreće za veoma kratko vreme.

Osnovni zadatak hlađenja komore sagorevanja sastoji se u tome da se ne dopusti povećavanje temperature zida preko granice, određene svojstvima materijala zida i vremenom rada motora.

Razlikuju se sledeće vrste hlađenja: spoljno, unutrašnje i mešovito.

Osim toga, komora sagorevanja može se zaštititi od suvišnog zagrevanja izolovanjem unutrašnjeg zida komore od toplote gasova specijalnim pokrivačem, na primer, keramikom, grafitom, volfram-karbidom i tome slično.

Spoljno hlađenje, čija je najjednostavnija šema prikazana na sl. 4.21, sastoji se u tome što tačnost za hlađenje ulazi u kolektor 1, a iz njega u prostor za hlađenje koji je formiran od spoljnog i unutrašnjeg omotača komore sagorevanja. Prolazeći kroz prostor za hlađenje, tečnost hladi zidove komore, a sama se pritom zagreva. Spoljno hlađenje može se podeliti na dve vrste: protočno i cirkulaciono.



Sl. 4.21. Šema spoljneg hlađenja:
1 — kolektor; 2 — put hlađenja; 3 — unutrašnji zid komore; 4 — spoljni zid komore

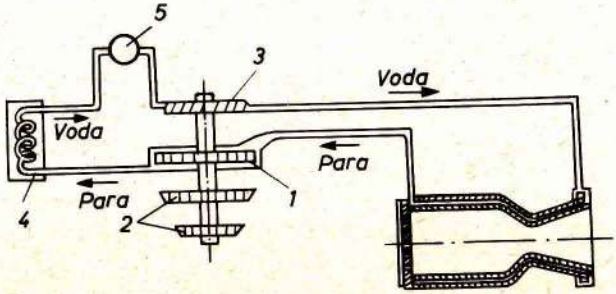
Pri protočnom hlađenju komora se hladi komponentama pogonske materije koje, posle zagrevanja u prostoru za hlađenje, dolaze u glavu, a iz nje, kroz brizgaljke u komoru sagorevanja. Kao tečnost za hlađenje koristi se ona komponenta koja može da apsorbuje veću količinu toplote, a nju će apsorbovati ona komponenta koja ima veću specifičnu toplotu i višu tačku ključanja.

Protočno hlađenje je najrasprostranjeniji i, sem toga, ekonomičan vid hlađenja. Ovde se sva toplota koju predaje komora sagorevanja tečnosti za hlađenje gotovo potpuno vraća u komoru. Zato se ovaj način hlađenja ponekad naziva i regenerativnim.

Ako se za hlađenje koriste obe komponente, jedna od njih hladi komoru sagorevanja, a druga mlaznik.

Kod cirkulacionog sistema hlađenja, u raketi se nalazi specijalna tečnost za hlađenje koja, posle zagrevanja u prostoru izvan omotača, odlazi u kondenzator, a iz njega opet u prostor za hlađenje. Na sl. 4.22 prikazana je mogućna principijelna šema pogonske grupe sa cirkulacionim sistemom hlađenja, u kojem kao tečnost za hlađenje služi

voda. Pri zagrevanju u prostoru za hlađenje voda se pretvara u paru koja se zatim koristi kao radno telo za pokretanje turbine.

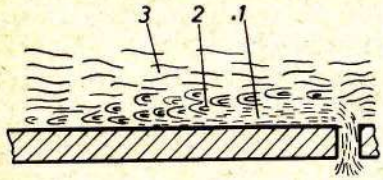


Sl. 4.22. Principijelna šema motorskog uređaja sa cirkulacionim sistemom hlađenja:
1 — turbina; 2 — pumpe za pogonske materije; 3 — pumpe za vodu; 4 — kondenzator; 5 — rezervoar sa vodom

Unutrašnje hlađenje je moguće ili oblikovanjem unutrašnje površine komore sagorevanja jednom od komponenata pogonske materije ili znatnim odstupanjem međusobnog odnosa komponenata pogonske materije od stehiometrijskog u sloju pored zida komore sagorevanja, a to se postiže odgovarajućim rasporedom brizgaljki.

Dok se kod spoljnog hlađenja teži da se oduzme toplota koja se prenosi od gasova na zidove komore, kod unutrašnjeg hlađenja stvara se sloj neposredno uz zid sa nižom temperaturom. On umanjuje toplotne tokove koji idu od gasova na zidove komore.

Komponente (po pravilu, gorivo) za oblikovanje unutrašnjih zidova komore uvode se kroz specijalne prstenaste pojaseve koji imaju ureze, ili mlazne brizgaljke. Tečnost koja ulazi pod uticajem mlaza produkata sagorevanja velikom brzinom razliva se po zidu komore u veoma tankom sloju i isparava. Tako dobijamo dva zaštitna sloja: od tečnosti i od parne zavese (film) (sl.4.23).

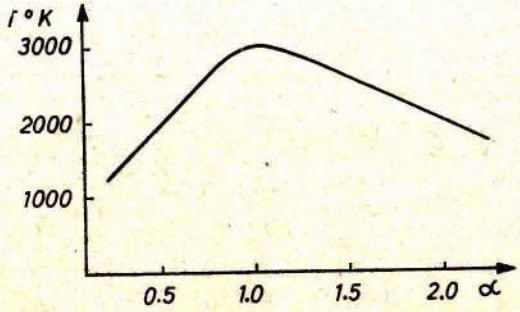


Sl. 4.23. Šema zaštitnog delovanja unutrašnjeg hlađenja:
1 — tečni sloj; 2 — pare; 3 — vreli gasovi

Po meri isparavanja sloja gorива i širenja parnog sloja za vreme kretanja duž komore, njihova zaštitna svojstva slabe, ali ostaju saču-

vana u celini na odstojanjima do nekoliko santimetara od pojasa (otprilike na sredini komore sagorevanja).

Unutrašnje hlađenje, putem odbijanja sloja smeše pogonske materije od zida, od stihiometrijskog, vrši se rasporedom brizgaljki goriva po periferiji i glave komore sagorevanja. Usled viška goriva, u sloju neposredno pored zida obrazuju se produkti nepotpunog sagorevanja sa sniženom temperaturom, što smanjuje predaju toplote od gasova na zid. Na sl. 4.24. prikazan je grafikon zavisnosti temperature produkata sagorevanja od koeficijenta viška oksidatora (od sastava pogonske materije).



Sl. 4.24. Grafikon zavisnosti teoretske temperature produkta sagorevanja od koeficijenta viška oksidatora

Kao što sledi iz grafikona, temperatura produkta sagorevanja može se smanjiti povećavanjem ili smanjivanjem koeficijenta viška oksidatora.

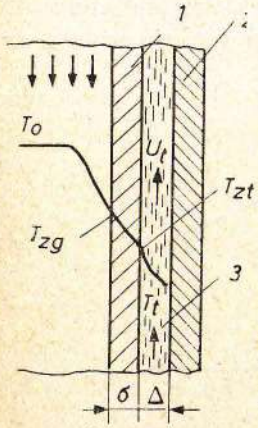
U komorama sagorevanja smanjuje se koeficijent viška oksidatora, jer se u protivnom znatno pojačava koroziono delovanje oksidatora.

Varijanta unutrašnjeg hlađenja je porozno hlađenje. U tom slučaju se unutrašnji zid komore pravi od šupljikavog materijala; tečnost za hlađenje ulazi kroz šupljine u unutrašnjost komore, stvarajući sloj zavese od pare.

Nedostatak svih vrsta unutrašnjeg hlađenja je u tome što ovde gorivo ne učestvuje potpuno u procesu sagorevanja, a to smanjuje specifični potisak motora.

Mešovito hlađenje je kombinacija dve vrste hlađenja — unutrašnjeg i spoljašnjeg. Ovom načinu se pribegava kada hlađenje komore sagorevanja ne može da se vrši ni jednim drugim načinom.

Spoljno protočno hlađenje je, kao što je ranije isticano, osnovni način hlađenja komora sagorevanja RMTPM. Pogledaćemo podrobnije fizičku sliku procesa razmene toplote koji nastaje kod spoljnog protočnog hlađenja.



Sl. 4.25. Šema rasporeda temperature u komori pri protočnom hlađenju:
1 — unutrašnja obloga komore; 2 — spoljna obloga komore; 3 — tečnost za hlađenje

Zbirni specifični toplotni tok $q\Sigma$, određen po formuli (4.29), dolazi na zid komore sagorevanja, i predaje se tečnosti za hlađenje. Pri ustaljenom režimu, temperatura zida komore sagorevanja sa strane gasova T_{zg} i temperatura zida sa strane tečnosti T_{zt} biće postojane (sl. 4.25).

Unutrašnja površina zida komore sagorevanja dobija toplotu od njene predaje gasova putem konvekcije i zračenjem; ova toplota se dalje predaje spoljnoj površini zida komore putem toplotne provodljivosti. U metalima prenos toplote nastaje usled difuzije slobodnih elektrona. Specifični toplotni tok koji prolazi kroz zid komore, pri ustaljenom režimu ravan je $q\Sigma$ i određuje se po formuli

$$q\Sigma = \frac{\lambda}{\delta}(T_{zg} - T_{zt}), \qquad (4.30)$$

gde je λ — koeficijent toplotne provodljivosti, kcal/m čas step; δ — debljina zida.

Specifični toplotni tok koji deluje na tečnost za hlađenje jednak je takođe $q\Sigma$ i određuje se po formuli

$$q\Sigma = \alpha_t\ (T_{zt} - T_t), \qquad (4.31)$$

gde je α_t — koeficijent predavanja toplote;

T_t — temperatura tečnosti za hlađenje.

Koeficijent predavanja toplote zavisi od niza faktora, a u prvom redu od težinske brzine $u_t\ \gamma_t$. Pošto je za tečnost za hlađenje specifična težina pri ustaljenom režimu stalna, koeficijent predaje toplote znatno zavisi od brzine kretanja tečnosti u prostoru za hlađenje i raste sa njenim povećanjem.

Pri stalnoj potrošnji tečnosti za hlađenje brzina, kretanje zavisi od rastojanja između unutrašnjeg omotača komore i spoljne košuljice i povećava se smanjivanjem tog rastojanja. Prema tome, koeficijent predaje toplote povećava se smanjivanjem rastojanja između omotača komore. Međutim, treba imati u vidu da povećavanje brzine kretanja tečnosti za hlađenje na račun smanjivanja rastojanja između omotača komore dovodi do povećavanja hidrauličnih gubitaka u prostoru (košuljice) za hlađenje, što zahteva i veći pritisak pri dovođenju tečnosti i vodi porastu potrebne snage sistema za dovođenje, a prema tome i do povećavanja njegove težine.

Zadatak sistema za hlađenje komore sagorevanja svodi se na to da se pri datim uslovima rada motora obezbedi temperatura zidova sa strane koje dotiču gasovi i tečnost bude niža od dozvoljene veličine. U praksi, dozvoljena veličina temperature zida komore sagorevanja koji su u dodiru sa gasovima uzima se u granicama od 600 do 1000°C, i zavisi od kvaliteta čelika. Što u čeliku ima više legirajućih elemenata, dozvoljena temperatura zida komore biće viša.

Temperatura zida sa strane tečnosti uzima se polazeći od veličine temperature ključanja tečnosti za hlađenje T_z pri postojećem pritisku u košuljici. Mogućna su dva slučaja:

— temperatura zida komore sagorevanja sa strane tečnosti je niža od tačke ključanja tečnosti za hlađenje:

$$T_{zt} \leq T_z;$$

— temperatura zida je nešto viša od tačke ključanja tečnosti za hlađenje:

$$T_{zt} > T_z.$$

U prvom slučaju ključanje tečnosti za hlađenje u košuljici je nemoguće, a u drugom tečnost, krećući se po košuljici — ključa.

Ako tečnost ima temperaturu nižu od tačke ključanja tečnosti T_z, mehurići pare, koji se stvaraju na površini zida, spiraće se mlazom tečnosti i kondenzovati zatim u hladnijem jezgru toka. Zahvaljujući tome, povećava se stepen turbulentnosti u mlazu tečnosti za hlađenje što dovodi do povećavanja koeficijenta predaje toplote pri istoj brzini kretanja tečnosti za hlađenje kroz košuljicu. Zato je pojava mehurastog ključanja tečnosti za hlađenje faktor koji pozitivno utiče na hlađenje komore.

Pri višim temperaturama zida sa strane tečnosti, mehurići pare se obrazuju intenzivnije i mlaz tečnosti ne stiže da ih spere. U sloju nepo-

sredno pored zida može da se obrazuje kompaktna opna od pare sa niskom toplotnom provodljivošću. U tom slučaju koeficijent predaje toplote naglo opada i toplotni mlaz nepotpuno se spira od strane tečnosti za hlađenje, što dovodi do porasta temperature zida i on može da pregori.

Pogledaćemo uticaj pojedinih faktora na temperaturu T_{zg} i T_{zt}. Temperatura zida komore sa strane gasa, na osnovu formule (4.30) može da se odredi na sledeći način:

$$T_{zg} = \frac{\delta}{\lambda} \cdot q_{\varepsilon} + T_{zt} \tag{4.32}$$

Kao što se vidi iz ovog odnosa, pri istoj debljini zida, istom specifičnom toplotnom mlazu i istoj temperaturi sa strane tečnosti, temperatura zida komore sa strane gasa biće tim manja što je koeficijent toplotne provodljivosti metala veći.

Pošto najveći koeficijent sprovođenja toplote imaju niskougljenični čelici, polazeći od uslova obezbeđenja sigurnog hlađenja, u mnogim slučajevima se kao materijal za komoru sagorevanja koriste niskougljenični ili niskolegirani čelici. Za niskougljenične čelike koeficijent sprovođenja toplote je $\lambda = 40—50$ kcal/m. čas grad, a za legirane je manji.

Veličina temperature zida sa strane gasa kod istih metala, debljine zida i specifičnog toplotnog mlaza, biće tim manja što je manja temperatura zida sa strane tečnosti.

Iz formule za konvektivni prenos toplote između zida i tečnosti proizilazi da je

$$T_{zt} = q_{\varepsilon} \frac{1}{\alpha_t} + T_t \tag{4.33}$$

Iz ovoga vidimo da se temperatura T_{zt} smanjuje povećavanjem koeficijenta predaje toplote α_t. Zato se povećavanjem koeficijenata predaje toplote smanjuje i temperatura T_{zg} zida sa strane gasa.

Koeficijent predaje toplote zavisi uglavnom od veličine zazora između omotača komore sagorevanja i povećava se smanjivanjem tog rastojanja. Zato se proračun spoljnog hlađenja svodi na određivanje veličine rastojanja, pri kojoj se obezbeđuje tražena temperatura T_{zg} i T_{zt}.

Pravilno rešenje zadatka hlađenja komore sagorevanja sastoji se u tome da se pri datim uslovima rada motora (pritiska u komori p_o,

potrošnji tečnosti za hlađenje $\dot{G}_{hl}$ i temperaturi gasova T_o) zadovolje sledeći uslovi:

— temperatura zida komore sa strane gasa mora da ima takvu veličinu koja obezbeđuje neophodnu čvrstoću zidova;

— temperatura tečnosti na izlazu iz košuljice hlađenja ne sme da prelazi tačku ključanja.

Ovaj uslov će biti ispunjen kada opšti toplotni tok Q bude manji ili jednak količini toplote koju tečnost može da apsorbuje. Da bi se ispunio ovaj uslov mora da bude $\alpha \leq \dot{G}_{hl}\ c\ (Tz - Tul)$

gde je $\dot{G}_{hl}$ — sekundna potrošnja tečnosti za hlađenje (ili sekundna potrošnja komponente koja se koristi za hlađenje);

c — specifična toplota tečnosti za hlađenje;

T_z — temperatura ključanja tečnosti za hlađenje pri pritisku u košuljici;

T_{ul} — temperatura tečnosti na ulazu u prostor za hlađenje.

Ranije je isticano da na veličinu T_{zg} bitan uticaj vrši koeficijent provodljivosti toplote λ i koeficijent predaje toplote α_t. Međutim, veličina T_{zg} zavisi ne samo od navedenih koeficijenata već i od niza drugih faktora kao: od pritiska p_o i temperature T_o u komori sagorevanja, debljine zida i režima rada motora.

Razmotrićemo uticaj tih faktora na temperaturu unutrašnje strane zida. Povećavanjem pritiska u komori sagorevanja povećava se specifična težina gasa, a time i težinska brzina. Povećavanje dovodi do porasta koeficijenata predaje toplote, što dovodi do porasta veličine konvektivnog toka. Na taj način porast pritiska dovodi do porasta ukupnog toplotnog toka, a porast ovoga, do povećavanja temperature T_{zg} i T_{zt} prema formulama (4.32) i (4.33).

Porast temperature u komori sagorevanja vodi porastu konvektivnog i zračnog toplotnog toka. Prema tome, povećavanje temperature produkata sagorevanja dovodi do istog rezultata kao i povećanje pritiska, tj. do porasta temperature T_{zg}.

Uticaj debljine zida na temperaturu unutrašnje strane zida lako se utvrđuje po formuli (4.32). Iz nje sledi da pri postojanoj T_{zt} i $q\Sigma$ temperatura T_{zg} je tim manja što je manja debljina zida. Stoga je poželjno, da se komore motora grade sa što tanjim zidovima. Ali treba voditi računa da se debljina zida određuje pre svega dozvoljenim naprezanjem.

Pri promeni režima rada motora, u stvari pri smanjenoj sekundnoj potrošnji komponenata goriva, smanjuje se potisak motora. Smanjen

potisak motora dovodi do smanjivanja pritiska u komori sagorevanja i izvesnog pada temperature gasova u komori. Ovo smanjuje toplotni tok na zid komore motora. Smanjivanje sekundne potrošnje komponenata goriva znači i smanjivanje potrošnje tečnosti za hlađenje, ako se komora hladi jednom od komponenata. U vezi s tim, brzina kretanja tečnosti za hlađenje opada (razmere rastojanja ostaju nepromenjene, što dovodi do smanjivanja koeficijenta predaje toplote od zida na tečnost. Stoga pri smanjivanju potrošnje tečnosti za hlađenje njeno zagrevanje u prostoru za hlađenje može da bude veliko, što će dovesti do porasta temperature T_t. Smanjenje α_t i povećanje T_t može da dovede do toga da, bez obzira na smanjenje toplotnog toka, temperatura zida sa strane gasa poraste, jer će ukupni toplotni tok na zidu biti veći od toplote koju apsorbuje tečnost.

Na taj način sigurno hlađenje komore motora nekad je teže ostvariti u režimu manjeg potiska nego pri nominalnom režimu

Jednačina predaje toplote za hlađeni zid komore

Pri stacionarnom procesu, količina toplote koju topli gasovi predaju zidu, jednaka je količini toplote koja se predaje kroz zid i koju on predaje tečnosti za hlađenje. Zato, za ukupni specifični toplotni tok q_Σ može da se napišu sledeće tri jednačine (radi pogodnosti dalje ćemo indeks Σ ispuštati, ali pod veličinom q podrazumevaćemo ukupni toplotni tok):

1. Toplotni tok od gasova ka zidu

$$q = \alpha_z \, (T_g - T_{zg}) \tag{4.35}$$

2. Toplotni tok kroz zid komore

$$q = \frac{\lambda}{\delta} (T_{zg} - T_{zt}) \tag{4.36}$$

3. Toplotni tok od zida ka tečnosti za hlađenje

$$q = \alpha_t \, (T_{zt} - T_t) \tag{4.37}$$

U prvoj jednačini pod α_z podrazumevamo ukupni (opšti) koeficijent predaje toplote koji uračunava delovanje konvekcije i zračenja i jednak je zbiru koeficijenata predaje toplote konvekcijom i zračenjem, tj. $\alpha_z = \alpha_g + \alpha_{zv}$

Očiglednim transformacijama ovih jednačina dobićemo formulu za određivanje ukupnog temperaturnog prirasta.

$$T_g - T_t = q\left(\frac{1}{\alpha_z} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_t}\right) \tag{4.38}$$

Dalje određivanje veličine specifičnog toplotnog toka:

$$q = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_z} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_t}}(T_g - T_t) = K(T_g - T_t), \tag{4.39}$$

gde je $k = \dfrac{1}{\frac{1}{\alpha_z} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_t}}$ — koeficijent prenosa toplote kroz zid od gasa ka tečnosti za hlađenje, *kcal*/m čas°*C*.

Veličina recipročna koeficijentu prenosa toplote, naziva se termičkim otporom prenosa toplote i jednaka je

$$\frac{1}{k} = \frac{1}{\alpha_z} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_t} \tag{4.40}$$

Iz odnosa (4.40) sledi da je opšti termički otpor ravan zbiru pojedinih. Zato, ako se zid sastoji od nekoliko slojeva debljine $\delta_1, \delta_2, \ldots \delta_n$, i koeficijent njihove provodljivosti toplote biće u skladu s tim jednaki $\lambda_1, \lambda_2, \ldots \lambda_n$, onda će termički otpor prenosa toplote biti

$$\frac{1}{k} = \frac{1}{\alpha_z} + \frac{\delta_1}{\lambda_1} + \frac{\delta_2}{\lambda_2} + \ldots + \frac{\delta_n}{\lambda_n} + \frac{1}{\alpha_t} \tag{4.40'}$$

ili

$$\frac{1}{k} = \frac{1}{\alpha_z} + \sum_{i=1}^{n} \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{\alpha_t} \tag{4.40''}$$

Termički otpor zida, kao što sledi iz izraza (4.40), može se smanjiti smanjivanjem debljine zida i povećavanjem koeficijenta toplotne provodljivosti materijala. Ovo se koristi pri rešavanju pitanja hlađenja RMTPM.

Kada je potrebno da se smanji pristizanje tj. predaja toplote, neophodno je da se poveća termički otpor. Ovakav zadatak se pojavljuje pri zaštiti zidova komore RMČPM.

Zaštita zidova komore raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom

U komorama sagorevanja RMČPM gde za zaštitu zidova komore od pregorevanja, nije celishodno tečno hlađenje zbog tehničkih složenosti, zidovi se oblažu specijalnim termo-izolacionim sredstvom. Primena tečnog hlađenja RMČPM uporedo sa komplikovanjem konstrukcije motora, dovela bi do smanjivanja težinskih karakteristika letelice, jer bi bilo potrebno u nju smestiti i izvesnu količinu tečnosti za hlađenje.

Za motore koji rade sa visokokaloričnim pogonskim materijama u toku dužeg vremena, zaštita zidova komore sagorevanja i mlaznika od progorevanja prilično je složen zadatak.

Termo-izolacioni (toplotno-zaštitni) materijal koji se primenjuje za pokrivanje unutrašnje površine komore sagorevanja i mlaznika mora da ispunjava niz specijalnih zahteva. On mora da ima tačku topljenja veću od temperature produkata sagorevanja, malu provodljivost toplote i zadovoljavajuća mehanička svojstva.

Zaštitno delovanje termo-pokrivača sastoji se u tome što se povećavanjem termičkog otpora smanjuje prenos toplote od gasova na zid komore. Termopokrivač može da bude jednoslojni i višeslojni. Ukupna debljina pokrivača bira se prema uslovu da temperatura zida komore ne prelazi veličinu temperature na kojoj nastaje gubitak mehaničke čvrstoće komore.

Ponekad se termopokrivač nanosi na zidove da bi se smanjila konstruktivna težina motora, jer se izolacijom zida pod dejstvom visoke temperature u njoj smanjuje temperatura opterećenja i samim tim i debljina zida.

Kao toplotno-izolirajući pokrivač koriste se grafit, karbit titana, torijum-oksid, razni keramički sastavi, plastične mase i drugi materijali. Na primer, u antiraketi „najk-zevs" za termoizolaciju između motora i tela iskorišćena je plastična masa — staklo-tekstolit.

§ 4.5. KOMORE SAGOREVANJA RAKETNIH MOTORA SA ČVRSTOM POGONSKOM MATERIJOM

Proces sagorevanja

U raketnom motoru koji radi sa čvrstom pogonskom materijom, pogonska materija koja se sastoji od jednog ili više pogonskih punjenja (šipli), smešta se u komoru sagorevanja. Tamo su smeštene pripale, elementi sistema paljenja i drugi uređaji neophodni za normalan rad motora.

Pogonsko punjenje u komori sagorevanja oslanja se neposredno na zidove komore (pričvršćeno punjenje) ili specijalne elemente — dijafragme ili rešetke (slobodno postavljeno punjenje). U poslednjem slučaju između pogonskog punjenja i unutrašnje površine zida komore postoji zazor.

Na taj način komora RMČPM je i komora sagorevanja koja obezbeđuje sagorevanje pogonskog punjenja i izdržava znatan pritisak, i u isto vreme je mesto čuvanja pogonskog punjenja.

Sagorevanje čvrstog pogonskog punjenja počinje sa površine, zatim plamen prodire u dubinu, sagorevajući sloj po sloj.

Najpotpunija slika procesa koji uzastopno teče u pogonskom punjenju pri njegovom sagorevanju u komori motora može se predstaviti u sledećem obliku.

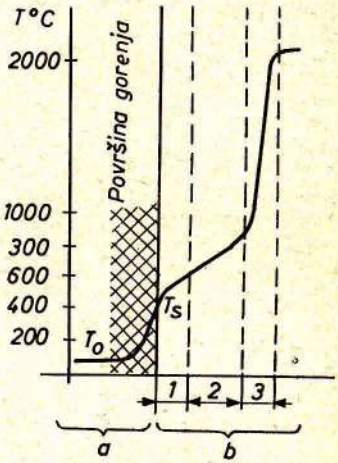
Pri zagrevanju spoljnog sloja pogonskog punjenja do temperature 100 do 120°C nastaje početno razlaganje komponenata pogonske materije; pri daljem povećavanju temperature na površini punjenja formira se gušći tečni sloj sa čije se površine isparavaju isparljivi sastojci.

Procesi u čvrstoj fazi, koji nastaju u veoma tankom sloju debljine 10^{-3} — 10^{-2} cm, visoko su egzotermički i završavaju se na temperaturi koja je samo malo veća od početne temperature punjenja. Ta razlika pri umerenim pritiscima iznosi oko 200 do 300°*C*.

Posle razlaganja čvrste faze (gušći tečni sloj spada u fazu) reakcije u gasnoj fazi proticaće trima zonama (sl. 4.26).

U neposrednoj blizini površine sagorevanja nastaju egzotermičke reakcije koje nemaju praktičan značaj; ova zona se naziva zonom gasifikacije. Dalje sledi zona pripreme gorivne smeše (pripremna zona). Najzad, kada koncentracija aktivnih produkata postaje znatna, počinju završne reakcije gorenja koje se vrše u zoni gorenja.

Temperatura gasova na kraju zone gorenja dostiže izobarsku temperaturu gorenja. Količina sagorelog goriva u jedinici vremena a prema



Sl. 4.26. Šema sagorevanja baruta koloidnog tipa:
T_o — početna temperatura punjenja; T_s — temperatura gasa na površini sagorevanja; a — čvrsta faza; b — gasna faza
1 — zona gasifikacije; 2 — zona pripreme; 3 — zona sagorevanja

tome i stvorenih produkata sagorevanja, može se odrediti po jednačini

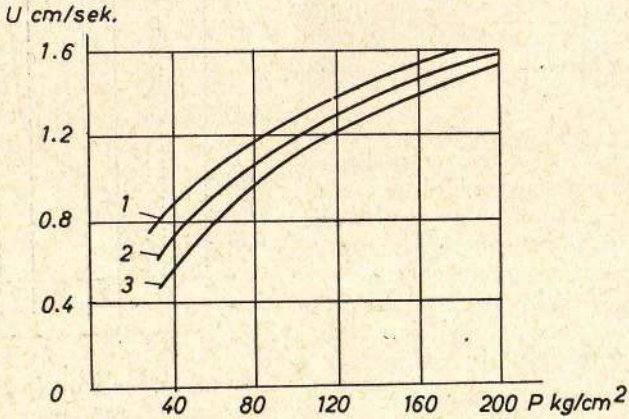
$$G = S_p u \gamma \tag{4.41}$$

gde su S_p — površina gorenja pogonskog punjenja;
u — brzina gorenja čvrste pogonske materije;
γ — specifična težina pogonske materije.

Sve se to odnosi na proces gorenja koloidnih baruta. Što se tiče mešanih kompozitnih baruta u prvom približavanju osnovne zakonitosti njihovog gorenja mogu da se uzmu da su iste onakve kao i za koloidne barute.

Jedna od osnovnih osobenosti procesa gorenja u komori RMČPM sastoji se u tome što brzina gorenja baruta bitno zavisi od veličine pritiska u komori sagorevanja. Porastom pritiska masa gasa se pripija uz površinu šipki i razmena toplote između šipke i zone gorenja se pojačava. Zbog toga se temperatura blizu površine punjenja povećava, a brzina stvaranja gasa raste tj. povećava se masa produkta koji dolaze u zonu gorenja, a time i brzina gorenja baruta.

Pri opadanju pritiska brzina gorenja se smanjuje. Zavisnost te brzine od pritiska u komori sagorevanja prikazana je na slici 4.27. Treba napomenuti da se karakter ove zavisnosti menja promenom sastava pogonske materije.



Sl. 4.27. Krive brzine sagorevanja u zavisnosti od pritiska pri raznim veličinama početne temperature punjenja:
1 — $t_o = +60°C$; 2 — $t_o = +20°C$; 3 — $t_o = -20°C$

Brzina gorenja pogonske materije „u“ meri se gustinom sloja, sagorelog u jedinici vremena, i izražava se u cm/sek. Zavisnost brzine gorenja čvrste pogonske materije od pritiska naziva sa zakonom gorenja.

Najrasprostranjeniji su takozvani stepenasti zakoni gorenja, dobijeni eksperimentalnim putem:

$$u = a + bp^n;$$

$$u = u_1 p^n, \tag{4.42}$$

gde su a, b, n — koeficijenti, zavisno od sastava i početne temperature baruta, radnog pritiska i njenih drugih parametara i određeni su eksperimentalnim putem;

u_1 — brzina gorenja baruta određene marke pri natpritisku od 1 *at* i temperature 15°*C*.

Navedene zavisnosti daju zadovoljavajuće rezultate pri pritiscima 100—150 kg/cm$_2$.

Navećim pritiscima (do 300 kg/cm^2) zakon gorenja je blizak linearnom i izražava se formulom

$$u = a + bp \tag{4.43}$$

Na brzinu gorenja čvrstih pogonskih materija utiče ne samo pritisak u komori sagorevanja, već i početna temperatura punjenja. Prikazane krive brzine gorenja za razne veličine pritiska i početne temperature punenja (sl. 4.27) dobro ilustruju ovu zavisnost. Orijentacioni proračuni pokazuju da za većinu koloidnih baruta pri karakterističnim pritiscima u komori sagorevanja povišenje ili snižavanje temperature punjenja za 1°*C* povećava ili smanjuje brzina gorenja u proseku za 0,1—0,5%.

Kompozitne pogonske materije potčinjavaju se istim onim zakonima sagorevanja kao i baruti. Ali treba napomenuti da njihova brzina sagorevanja u manjem stepenu zavisi od početne temperature i pritiska u komori sagorevanja.

Osim toga, kompozitna pogonska materija postojano gori na relativno niskim pritiscima, veličine 15—70 kg/cm^2. Brzine gorenja koloidnih baruta pri pritisku u komori gorenja do 100 kg/cm^2 nalaze se u granicama 0,8—2,7 cm/sek; brzine gorenja kompozitnih pogonskih materija pri pritisku u komori sagorevanja do 70 kg/cm^2 imaju granicu 0,25—1,3 cm/sek.

Eksperimentalni podaci pokazuju da povećavanjem brzine gasnog mlaza, paralelnog površini gorenja pogonskog punjenja, brzina gorenja

„u" se povećava do veličina koje prelaze njenu normalnu veličinu u_o, određenu po formuli (4.42) i (4.43). Ova pojava se zove e r o z i v n i m g o r e n j e m. Priroda tog gorenja još nije dovoljno jasna, ali je ipak ustanovljeno da su parametri toka produkta sagorevanja i intenzivnost prenosa toplote određujući faktori koji izazivaju erozivno sagorevanje.

Brzinu sagorevanja pri erozivnom gorenju možemo približno da predstavimo formulom

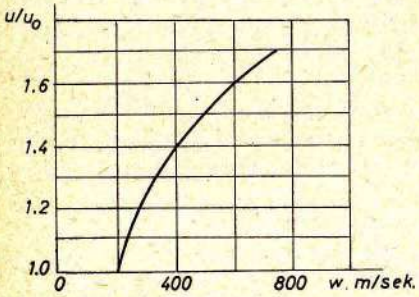
$$u = u_o \, [1 + k_e \, (w - w_e)] \tag{4.44}$$

gde je k_e — erozioni koeficijent koji zavisi od brzine gasnog mlaza i pritiska u komori sagorevanja;
pri povećavanju brzine gasnog mlaza erozioni koeficijent se smanjuje, na primer, pri $w = 200$ m/sek $k_e = 0{,}00245$ sek/m, a pri $w = 350$ m/sek, $k_e = 0{,}00214$ sek/m; s povećavanjem pritiska povećava se i erozioni koeficijent;

w — srednja brzina gasnog mlaza paralelnog sa površinom gorenja pogonskog punjenja;

w_e — donja granica brzine gasnog mlaza, iza koje brzina gasova koji oblivaju površinu gorenja ne utiče na brzinu gorenja (granična brzina).

Na sl. 4.28 prikazana je eksperimentalna zavisnost erozivnog odnosa od brzine gasnog mlaza. Eksperimentom je utvrđeno da erozivno gorenje postoji samo na početku gorenja i brzo prestaje jer se slobodni presek u toku gorenja brzo povećava.



Sl. 4.28. Eksperimentalna zavisnost erozivnog odnosa od brzine gasnog mlaza w

Erozivno gorenje se otklanja povećavanjem slobodnog proseka komore sagorevanja ili međuprostornim bočnim isticanjem produkata sagorevanja.

U motorima sa RMČPM ponekad se zapaža i takozvano isprekidano nestabilno gorenje koje se još zove a n o m a l n i m. Ono se sastoji u tome što se pri radnim pritiscima nižim od izvesne minimalne veličine gorenja završava na kraju hemijskih reakcija samo prvog stadijuma gasofaznih procesa oksidacije. U tom slučaju

izdvaja se samo deo toplotne energije koji može da ne bude dovoljan za održavanje neprekidnog gorenja i ono će tada prestati.

Gorenje može da se obnovi ako se motor zagreje i gasovi paljenja ostanu u komori sagorevanja.

Sila potiska i jedinični impuls RMČPM

Sila potiska RMČPM određuje se po istoj formuli kao i kod RMTPM, navedenoj u gl. II. Ali u praksi se za proračune koristi formula koja omogućava da se odredi sila potiska RMČPM kroz pritisak u komori sagorevanja. Tu silu navodimo bez izvođenja:

$$P = \xi \; P_o F_{kr} \tag{4.45}$$

gde je ξ — koeficijent reaktivne sile koji zavisi od koeficijenta adijabate i mlaznika;

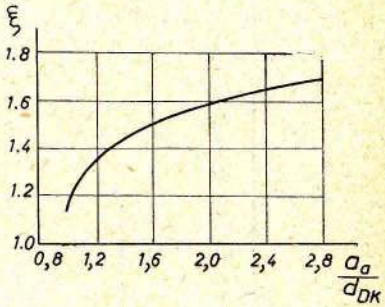
p_o — pritisak u komori sagorevanja u kg/cm^2;

F_{kr} — površina kritičnog preseka mlaznika u cm^2.

Na sl. 4.29 prikazana je zavisnost teoretske veličine koeficijenata reaktivne sile od proširivanja mlaznika za $k = 1{,}25$.

Formula (4.45) dobro se usaglašuje sa praksom pri malim proširivanjem mlaznika.

Za razliku od RMTPM gde je specifični potisak jedan od glavnih pokazatelja efikasnosti motora. Kod motora sa čvrstom pogonskom materijom najvažnijom karakteristikom se smatra jedinični impuls.



Sl. 4.29. Zavisnost koeficijenta reaktivne sile od proširivanja mlaznika pri $k = 1{,}25$

Jediničnim impulsom se naziva parametar koji karakteriše efikasnost rada RM s tačke gledišta prirasta količine kretanja rakete na račun sagorevanja 1 kg goriva.

Količinski jedinični impuls jednak je odnosu punog impulsa i pune težine punjenja čvrste pogonske materije.

Ako je potisak motora približno stalan za sve vreme rada motora τ_m, puni impuls se određuje po jednačini

$$I = P\tau_m \tag{4.46}$$

Tada se jedinični impuls izražava jednačinom

$$I_1 = \frac{I}{\omega}\left(\frac{kg\,sek}{kg}\right), \tag{4.47}$$

gde je ω — ukupna težina gorivnog punjenja čvrste pogonske materije.

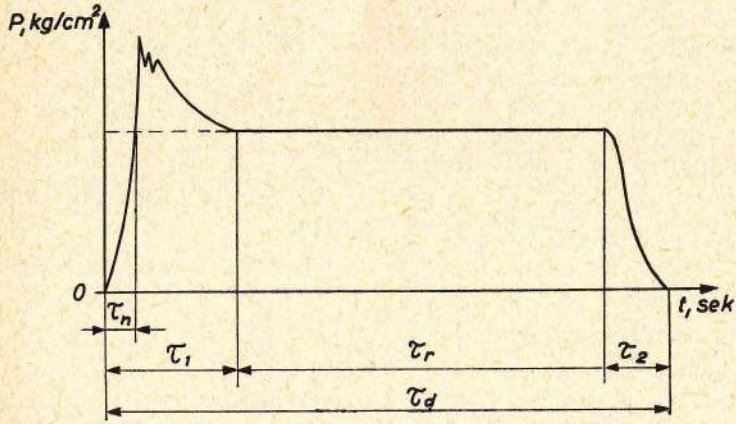
Jedinični impuls treba smatrati kao osnovni kriterij ocenjivanja efikasnosti rada RMTPM. Što je on veći motor je efikasniji.

Za savremeni motor koji radi sa čvrstom pogonskom materijom, veličina jediničnog impulsa iznosi u proseku $I_1 = 200\,\frac{kg\,sek}{ka}$, ali može da bude i veća.

Pritisak u komori sagorevanja

Pritisak u komori sagorevanja RMČPM je obično veći nego kod istog motora sa tečnim gorivom, jer ga ne ograničavaju parametri sistema dovoda pogonske materije. Pritisak u komori sagorevanja dostiže 300 kg/cm² (veći pritisci mogu se koristiti u slučaju veoma kratkotrajnog — oko 0,05 sek. — rada motora). U većini savremenih RMČPM pritisak se nalazi u granicama 30 — 100 kg/cm².

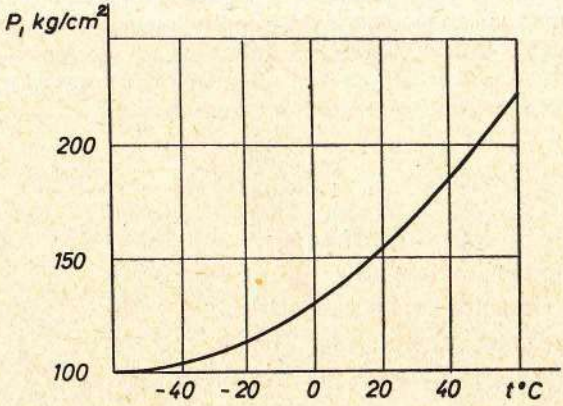
Karakter promene pritiska u komori sagorevanja po vremenu — jedna je od osnovnih radnih karakteristika motora (4.30).



Sl. 4.30. Kriva pritiska u komori RMČPM:
τ_n:— vreme porasta radnog pritiska; τ_1 — vreme izlaska motora na režim; τ_2 — vreme dogorevanja i slobodnog isticanja gasa; τ_r — vreme računskog režima sagorevanja; τ_u — ukupno vreme rada motora

Na krivoj pritiska može se izdvojiti nekoliko delova koji karakterišu razne periode rada motora. Pritisak u komori sagorevanja znatno zavisi od početne temperature pogonskog punjenja, što je ozbiljan nedostatak motora koji radi sa čvrstom pogonskom materijom.

Na sl. 4.31. prikazana je kriva koja ilustruje zavisnost pritiska u komori sagorevanja RMČPM od početne temperature pogonskog punjenja. Iz grafikona se vidi da pri povećavanju temperature od —40 do + 40°C, veličina pritiska u komori sagorevanja povećava se gotovo dva puta, pa se prema tome i veličina potiska može promeniti za isti broj puta. Tako velika zavisnost pritiska od početne temperature punjenja smanjuje borbena i eksploataciona svojstva rakete. Osetljivost pritiska na promenu temperature je tim veća što su veći temperatura i pritisak u komori sagorevanja.



Sl. 4.31. Karakteristika zavisnosti pritiska u komori sagorevanja od početne temperature punjenja

Radni pritisak u komori sagorevanja mora da bude veći od minimalnog iznosa, određenog eksperimentalno za svaku marku pogonske materije, pri kojem se primećuje anomalno sagorevanje i niži od maksimalnog koji se određuje ako se pođe od neophodnog vremena rada motora.

Na taj način radni pritisak mora da bude u dijapazonu svojih krajnjih vrednosti:

$$p_{min} \leq p_o \leq p_{max}$$

Ovaj dijapazon može da bude dovoljno širok. Pri tome se podešava da radni pritisak bude takav da dobije optimalni motor (koji pri minimalnoj opštoj težini može da obezbedi neophodni ukupni impuls). Pri tome se pritisak u komori sagorevanja naziva optimalnim.

Neke konstruktivne karakteristike komore sagorevanja i bloka mlaznika

Za izradu komora sagorevanja RMČPM danas se koriste niskolegirajući čelici povećane čvrstoće.

Ali poslednjih godina se za izradu elemenata konstrukcije raketa sve češće koriste plastične mase, i među njima u prvom redu, razne staklo-plastike sa velikom specifičnom čvrstoćom*.

Unutrašnji zidovi komora sagorevanja motora koje rade dugo oblažu se termoizolacionim materijalima, a mlaznici se prave sa teško topljivim umecima od grafita, molibdena, keramike i drugih termootpornih materijala. Ove mere odstranjuju opasnost od pregrejavanja ili progorevanja zidova komore i mlaznika za vreme rada motora.

Debljina zidova komore zavisi od pritiska u komori, njenog prečnika i čvrstoće materijala i određuje se po formuli

$$\delta = \frac{p_o d_o}{2\sigma_t} \cdot \eta \tag{4.48}$$

gde je p_o — pritisak u komori sagorevanja;

d_o — prečnik komore;

σ_t — granica čvrstoće materijala;

η — koeficijent rezerve čvrstoće.

Dužinu komore možemo odrediti preko zapremine goriva:

$$L = \frac{V_g}{\frac{\pi \cdot d_o^2}{4} - S_g} \tag{4.49}$$

gde je V_g — zapremina pogonske materije; uključujući i inhibitor

S_g — slobodna površina poprečnog preseka komore.

Zapremina pogonske materije V_g određuje se u zavisnosti od veličine potiska, vremena rada motora, tipa pogonske materije i pritiska u komori sagorevanja.

---

* Pod specifičnom čvrstoćom se podrazumeva odnos granice čvrstoće materijala i njegove specifične težine.

Blok mlaznika RMČPM može da bude u obliku jednog centralnog mlaznika ili bloka sa više mlaznika. Izbor varijante zavisi od niza faktora; šeme i kalibra rakete, a takođe od zahteva u pogledu dometa i gustine rasejavanja.

Geometrijske karakteristike mlaznika bitno utiču na najvažnije parametre raketnog motora (potisak, jedinični impuls), i zato se ne mogu određivati proizvoljno.

Prečnik kritičnog preseka određuje se po formuli

$$d_{kr} \approx 0{,}5 \sqrt{\frac{u_o \cdot S_p}{p_o}} \tag{4.50}$$

gde je u_g — linearna brzina gorenja čvrste pogonske materije pri datim uslovima u određenom motoru, cm/sek;

S_p — ukupna površina pogonskog punjenja, cm^2;

p_o — radni pritisak u komori sagorevanja.

Prečnik izlaznog preseka određuje se u zavisnosti od d_{kr}. Prema tome,

$$d_a = (1{,}5—2{,}5)\, d_{kr}$$

Uslov neprekidnog isticanja gasova bez odvajanja od unutrašnje površine kroz mlaznik, omogućava dozvoljeni ugao otvora izlaznog konusa mlaznika veličine

$$2\,\alpha = 20 — 30^\circ$$

Druge mere mlaznika određuju se prema konstruktivnim shvatanjima, uzimajući u obzir već određene veličine.

Za tipične savremene konstrukcije težina mlaznika je proporcionalna ukupnom impulsu i može se orijentaciono odrediti u zavisnosti

$$G_m = 2{,}5\ 10^{-4} I (kg) \tag{4.51}$$

gde je I — ukupni impuls u kg sek.

Radi uzdužnog učvršćivanja pogonskog punjenja, slobodno uloženog u komoru i radi obezbeđivanja njegovog sagorevanja i punog dogorevanja delića pogonske materije u komori bez njihovog izbacivanja iz motora u RMŠPM postoji dijafragma koja je konstruktivno deo mlaznika.

Postojanje dijafragme smanjuje karakteristike motora, jer je ona izvor dopunskog unutrašnjeg otpora i prigušuje mlaz produkata sagorevanja.

Pri ostalim jednakim uslovima, motor bez dijafragme je perspektivniji.

Motor bez dijafragme je u principu mogućan. Šipke u takvom motoru moguće je pričvršćivati pomoću specijalnih uređaja, a izbacivanje nesagorivih čestica može se sprečiti odgovarajućom konstrukcijom poklopca mlaznika.

§ 4.6. KOMORE SAGOREVANJA MLAZNIH MOTORA

Namena komora sagorevanja i zahtevi koji se pred njih postavljaju

U komori sagorevanja mlaznih motora obrazuje se gorivna smeša koja se sastoji od goriva* i vazduha i nastaje proces efektivnog sagorevanja.

Sigurnost i efikasnost rada motora zavise uglavnom od konstrukcije komore i organizacije procesa sagorevanja u njoj.

Komore sagorevanja savremenih motora moraju da zadovoljavaju sledeće zahteve:

— postojanost procesa sagorevanja pod svim režimima;

— maksimalno sagorevanje pri minimalnim gubicima toplote;

— mali hidraulični gubici za smanjivanje gubitaka energije u motoru;

— minimalna zapremina.

Kompaktnost komore sagorevanja ocenjuje se toplotnim opterećenjem. Pod tim se podrazumeva količina toplote koja se izdvaja u jedinici zapremine u toku jednog sata, u odnosu na pritisak vazduha koji ulazi:

$$q_{ks} = \frac{\eta H_u \dot{G}}{V_k P_k} \left(\frac{k\,cal}{m^3\,čas\,atm} \right) \tag{4.52}$$

gde je η — koeficijent izdvajanja toplote, jednak odnosu stvarno izdvojene toplote pri sagorevanju prema toploti, koja bi mogla da se izdvoji pri potpunom sagorevanju pogonske materije. Za turbo-mlazne motore koeficijent izdvajanja toplote $\eta = 0{,}95—0{,}98$, za nabojno-mlazne motore on je niži i iznosi $\eta = 0{,}80—0{,}90$:

---

* Dosta često se u literaturi pojam „gorivo" zamenjuje pojmom pogonska materija, podrazumevajući pod tim materiju koja se sastoji od gorivnih elemenata.

H_u — donja toplotna moć goriva u kcal/kg;

$\dot{G}$ — časovna potrošnja goriva u kg/čas;

V_k — zapremina komore sagorevanja u m^3;

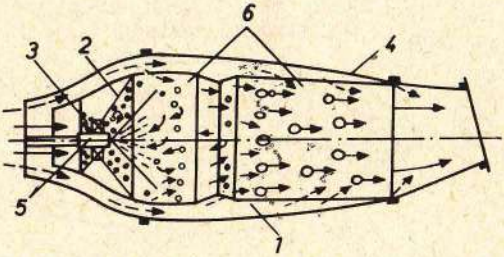
P_k — pritisak vazduha na ulazu u komoru (na izlazu iz kompresora) u atm.

Toplotno naprezanje komore sagorevanja savremenih motora dostiže (25—50) 10^6 $_{kcal}/m^3$.čas.*atm*. Pred komore sagorevanja, sem navedenih, postavljaju se i drugi zahtevi na kojima se ovde nećemo zadržavati.

Komore sagorevanja turbo-mlaznih motora (TMM)

U konstruktivnom pogledu komore sagorevanja turbo-mlaznih motora dele se na tri grupe: odvojene (samostalne), prstenaste i u obliku bloka.

Odvojene komore se postavljaju oko tela motora i učvršćuju svaka za sebe posebno svojim prirubnicama. Danas su one veoma rasprostranjene. Na sl.4.32. prikazan je presek jedne takve komore sagorevanja. Osnovni elementi komore su: plamena komora (cev) 1, ekran (stabilizator) plamena 2, vrtložnik vazduha 3, spoljno telo (obloga) 4, brizgaljka goriva 5, otvori za dovod vazduha 6.



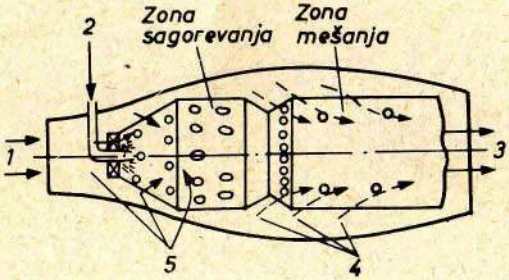
Sl. 4.32. Šema odvojene (samostalne) komore sagorevanja:
1 — vatrena komora (cev); 2 — ekran (stabilizator) paljenja; 3 — vrtložnik vazduha; 4 — spoljne telo (obloga); 5 — brizgaljka pogonske materije; 6 — otvori za dovod vazduha

Odvojene komore sagorevanja su pogodne za eksploataciju, pri pregledu se lako zamenjuju, a osim toga, zahvaljujući malim dimenzijama, imaju prednosti pri doterivanju i ispitivanjima. Kod motora, broj ovih komora može da se kreće od 6 do 16.

Radni proces u komori sagorevanja. U savremenim motorima temperatura gasova na izlazu iz komore sagorevanja (na ulazu u turbinu) obično ne prelazi 1100—1300°K, što omogućava koeficijent viška vazduha $\alpha = 3{,}5—5{,}0$.

Pri naglom smanjivanju dovoda goriva (provođenje motora sa većeg broja obrtaja na manji) koeficijent viška vazduha može da dostigne vrednost $\alpha = 20—30$ i više. Zato, da bi se obezbedilo postojano sagorevanje goriva sva količina vazduha koji se dovodi iz kompresora deli se na tri toka. Pri tome se zapremina plamena komore cevi sagorevanja deli na dve zone — zonu sagorevanja i zonu mešanja (sl.4.33).

Manji deo vazduha dolazi u zonu gorenja, obezbeđujući sagorevanje osnovne mase goriva. Ovaj vazduh se deli na dva toka. Prvi tok (primarni vazduh) kroz vrtložnik dolazi neposredno do brizgaljke i obezbeđuje sastav smeše koji odgovara $\alpha = 0{,}8—0{,}9$, tj. nalazi se u dijapazonu granica paljenja i pogodan je sa tačke gledišta brzine gorenja. Drugi tok (sekundarni vazduh) dolazi u zonu sagorevanja kroz dva-tri reda otvora koji se nalaze u plamenoj cevi. Ovaj tok dodaje kiseonik vrelim produktima nepotpunog sagorevanja. Ukupni koeficijent viška vazduha posle mešanja sekundarnog vazduha obično je jednak 1,5—1,8. Temperatura produkata sagorevanja u ovoj istoj zoni dostiže oko 1.800—2.100°K i više, što obezbeđuje dobijanje velikih brzina i potpuno sagorevanje.



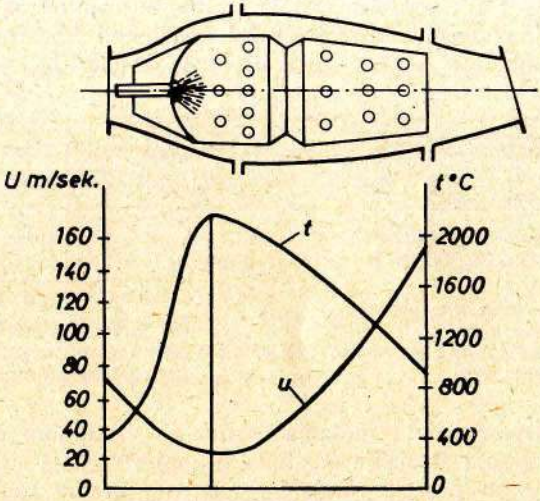
Sl. 4.33. Šema komore sagorevanja:

1 — iz kompresora; 2 — gorivo; 3 — ka turbini; 4 — dovod tercijalnog vazduha; 5 — dovod primarnog i sekundarnog vazduha

Ostali vazduh koji se dovodi u zonu mešanja ulazi kroz druge otvore u plamenoj cevi i obezbeđuje smanjivanje temperature produkata sagorevanja ispred turbine na potrebnu veličinu. Ovaj vazduh se naziva tercijalnim.

Sekundarni i tercijalni vazduh, optičući spolja po plamenu cev, obrazuju termoizolacioni sloj između zone visokih temperatura i spoljnjeg tela komore sagorevanja.

Osim gore navedene podele vazduha, za dobijanje postojanog plamenog fronta, u komorama sagorevanja se primenjuju ekrani plamena koji stvaraju oblast ispunjenu povratnim vrtložnim tokovima vrelog gasa i vazduha, pri čemu srednja brzina gasnog toka u toj oblasti ne prelazi 15—25 m/sek. (sl.4.34). Povratni tokovi gasova uslovljavaju dovod toplote od zone gorenja do smeše goriva sa vazduhom koja ponovo ulazi, obezbeđujući samim tim njeno paljenje i postojano sagorevanje.



Sl. 4.34. Promena temperature i brzine gasa duž komore sagorevanja

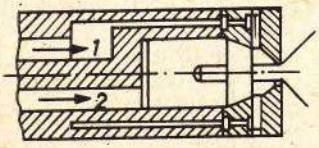
Osim toga, za intenzivnije i ravnomernije mešanje primarnog vazduha sa gorivom u mnogim komorama sagorevanja, uporedo sa ekranima, primenjuju se i specijalni vrtložnici koji stvaraju u odnosu na osu komore zavojni vazdušni tok. Pri tome se u osi plamena komore stvara smanjeni pritisak, usled čega se javljaju suprotni tokovi vazduha koji obezbeđuju dobro mešanje vazduha i goriva, a pomažu i stabilizovanju plamena.

Radni proces u komori sagorevanja uslovno se deli na sledeće etape: raspršivanje goriva, isparavanje goriva, mešanje para goriva

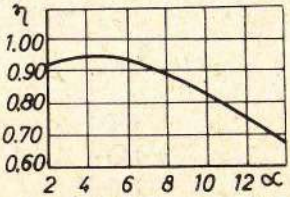
sa vazduhom, paljenje i sagorevanje smeše, mešanje produkata sagorevanja sa tercijalnim vazduhom.

Gorivo se dovodi u komoru pumpom za pogonsku materiju kroz brizgaljke koje moraju dobro da ga raspršе. Dobro raspršivanje goriva obezbeđuje centrifugalne brizgaljke koje se najčešće i primenjuju čak i kod relativno malih opadanja pritiska ($\Delta p\varphi = 5$ —7 kg/cm^2).

U proračunatom režimu pritisak dovoda goriva retko je veći od 40—60 kg/cm^2. Pri tome se na smanjenim režimima opadanje pritiska u jednokanalnoj brizgaljki smanjuje toliko da ona nije više u stanju da obezbedi potrebnu finoću raspršivanja. Zato se u svim režimima rada motora obično koriste dvokanalne brizgaljke (sl.4.35). U tom slučaju kod povećanih režima gorivo se dovodi kroz oba kanala, a kod smanjenih, samo kroz pomoćni kanal koji ima manji presek, što daje neophodne padove pritiska i zadovoljava jači kvalitet raspršivanja.



Sl. 4.35. Šema dvokanalne brizgaljke:
1 — osnovni kanal; 2 — pomoćni kanal



Sl. 4.36. Zavisnost koeficijenta izdvajanja toplote η od koeficijenta viška vazduha α

Proces isparavanja i mešanja čestica sa vazduhom u mnogome zavisi od karaktera strujanja vazduha u zoni stvaranja smeše. Pomenućemo da se u procesu mešanja, relativna brzina kapljica goriva smanjuje i većina kreće u zoni povratnih tokova brzinom bliskom brzini vazdušnog toka.

Veliki deo goriva uspeva da ispari još pre dolaska fronta plamena. To se zbiva usled dovođenja toplote od produkata sagorevanja do letećih kapljica. Proces isparavanja goriva je tim potpuniji što je duže vreme zadržavanja kapljica goriva u pretplamenoj zoni.

Ponekad se za potpunije isparavanje goriva primenjuju specijalne mere, na primer, raspršivanje goriva iz brizgaljki na vreli zid ili u specijalne komore — isparivače koji se spolja oblivaju vrelim gasovima.

Granica plamenog fronta se nalazi između granice povratnih tokova i površine maksimalnih koncentracija goriva, jer se u tom slučaju primećuje naglo povećavanje koncentracije goriva, jer se u tom

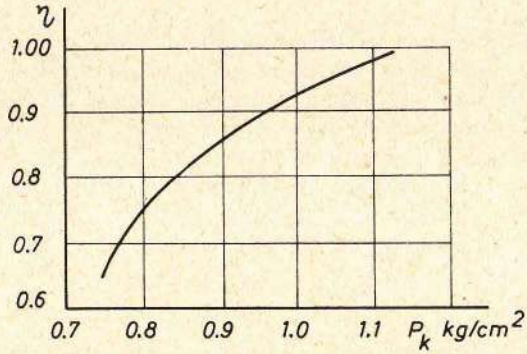
slučaju primećuje naglo povećavanje koncentracije goriva u radijalnom pravcu pri udaljavanju od granice povratnih tokova i u isto vreme blizina obratnih tokova obezbeđuje neprekidno paljenje* usled dovoda toplote.

U zoni gorenja temperatura gasa dostiže 1800—2100°*K*. Dovod tercijalnog vazduha u zonu mešanja omogućava da se na izlazu iz komore dobije ravnomeran gasni tok sa potrebnom temperaturom.

Uticaj raznih činilaca na rad komore sagorevanja. Režim rada komore bitno zavisi od sastava smeše, pritiska, temperature i brzine mlaza proticanja vazduha na ulazu u komoru, čija promena zavisi od uslova eksploatacije (visine, brzine leta i dr.). Svi ovi činioci utiču na koeficijent izdvajanja toplote.

Zavisnost koeficijenata izdvajanja toplote η od koeficijenta viška vazduha α prikazana je na sl.4.36. Iz grafikona sledi da postoji optimalna vrednost α, koja obezbeđuje potpuno sagorevanje. Uzrok smanjivanja i potpunog sagorevanja pri povećavanju α je smanjivanje brzine sagorevanja i kao posledica, iznos dela smeše koja nije proreagovana u zoni mešanja gde, usled hlađenja gasa, gorenje praktično prestaje. Uzrok smanjivanja η pri smanjivanju α je nedostatak kiseonika.

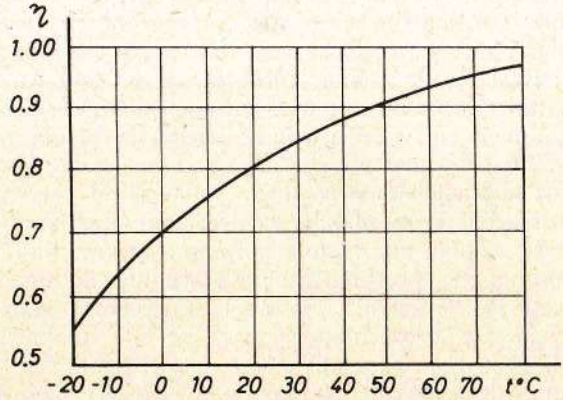
Pri padu pritiska vazduha na ulazu u komoru p_v manje od 1kg/cm^2 primećuje se znatno smanjivanje potpunog sagorevanja. Ovo se objašnjava time što se smanjivanjem pritiska smanjuju brzina hemijskih reakcija i stepen turbulentnosti toka, a to smanjuje brzinu gorenja. Smanjivanje p_k pogoršava kvalitet raspršivanja i menja koeficijent α. Na sl.4.37. prikazana je zavisnost η od p_k.



Sl. 4.37. Zavisnost koeficijenta izdvajanja toplote od pritiska na ulazu u komoru

* Prvobitno paljenje pri puštanju motora u rad ostvaruje se specijalnim uređajem za puštanje u rad.

Smanjivanje temperature T_k na ulazu u komoru sagorevanja usporava isparavanje pogonske materije i smanjuje brzine proticanja hemijskih reakcija. Proces sagorevanja se ne završava potpuno u zoni gorenja i deo goriva se odnosi u zonu mešanja, što vodi smanjivanju koeficijenata izdvajanja toplote η (sl.4.38).



Sl. 4.38. Zavisnost koeficijenta izdvajanja toplote od temperature na ulazu u komoru sagorevanja

Povećavanjem brzine vazduha u_y na ulazu u komoru iznad računske smanjuje se vreme zadržavanja pogonske smeše u zoni sagorevanja, što vodi smanjivanju potpunog sagorevanja iz tih istih razloga.

U nekim motorima gorivo sagoreva ne samo u komorama, već i u takozvanim forsažnim koje se postavljaju iza turbine, što omogućava dobijanje kratkotrajnog povećavanja potiska na račun povećavanja toplotne moći radnog gasa ispred reaktivnog mlaznika motora.

Razmere komore sagorevanja. Po pravilu, mere komore sagorevanja određuju se na osnovu eksperimentalnih i statističkih podataka. Međutim, zapremina komore sagorevanja može se odrediti po veličini toplotnog naprezanja q_{ks}:

$$V_k = \frac{\eta \dot{G} H_u}{q_{ks} p_k} \tag{4.53}$$

Dužinu plamenih komora sagorevanja možemo odrediti iz odnosa:
Za komore sagorevanja sa vrtložnikom

$$l_k = (3{,}0 - 3{,}5)\ d_k;$$

Za komore sagorevanja bez vrtložnika

$$l_k = (4{,}0 - 4{,}5)\, d_k,$$

gde je d_k — prečnik plamene komore.

Brzina vazduha koji ulazi kroz otvore u bočnim zidovima plamene komore, iznosi obično 50—60 m/sek. Pri tome površine otvora plamene komore moraju da budu raspoređene po zonama tako da koeficijent viška vazduha u zoni sagorevanja iznosi 1,7 — 2,0.

Srednja potrošnja (uslovna) brzina vazduha u maksimalnom preseku komore obično ne prelazi

$$u_{sr} = \frac{\dot{G}_v}{\gamma_k F_{\max}} \leq 30 - 40\,(m/sek), \tag{4.54}$$

gde je $\dot{G}_v$ — potrošnja vazduha;

γ_k — gustina vazduha iza kompresora;

F_{max} — maksimalni poprečni presek protočnog dela komore (po omotaču).

Iz ove formule može se odrediti F_{max}, a iz površine može se naći prečnik komore.

Komore sagorevanja NMM

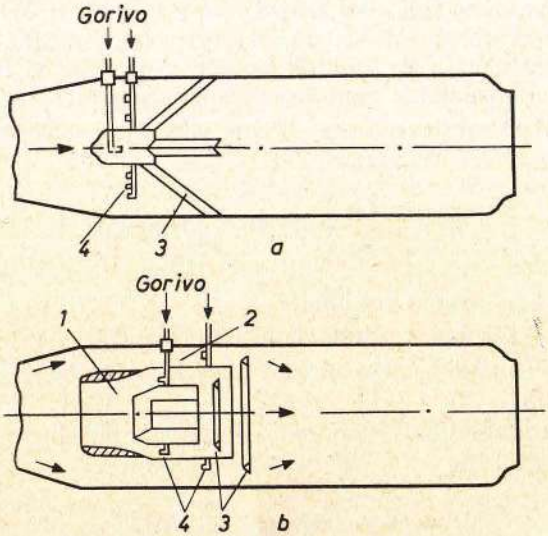
Zavisno od brzine mlaza koji nailazi na motor, protočne komore se dele na *komore dozvučnih NMM* i *komore nadzvučnih NMM*.

Prema organizaciji procesa gorenja komore se mogu podeliti na *jednokanalne* i *dvokanalne* (sl.4.39). U jednokanalnim komorama gorivo se uvodi u ceo vazdušni tok. Ove komore su najpogodnije za rad sa bogatim smešama $(\alpha \geqslant 1)$. U dvokanalnim komorama vazduh se deli na primarne i sekundarne. Gorivo se uvodi u primarni tok, sagorevanje se zbiva pri najpogodnijem sastavu smeše bliskom stehiometrijskom, a zatim se u produkte sagorevanja ubecuje svež vazduh da bi smanjio njihovu temperaturu do potrebne veličine. Dvokanalne komore su predviđene za rad sa siromašnim smešama ($\alpha > 2$). Jednokanalne i dvokanalne komore mogu da budu vrtložnog (kod gasoturbinskih motora) i stabilizatornog tipa.

Podelu komora *NMM* po drugim osobinama nećemo razmatrati.

S a s t a v k o m o r e s a g o r e v a n j a. Stabilizatorna komora sagorevanja, čija je principijelna šema prikazana na sl. 4.40. sastoji

se od sledećih osnovnih delova: uređaja za dovod i raspršivanje goriva 1, uređaja za paljenje 2, uređaja za isparavanje i turbulenciju mlaza (turbulizatora) 3 i stabilizatora plamena 4.



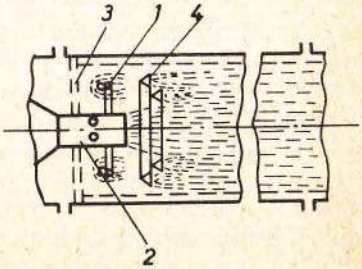
Sl. 4.39. Šema nadzvučne komore nabojno-mlaznog reaktivnog motora:
a — jednokanalna; b — dvokanalna; 1 — prvi kanal; 2 — drugi kanal; 3 — stabilizatori; 4 — brizgaljke za gorivo

Uređaji za dovod i raspršivanje goriva se sastoje iz centrifugalnih ili mlaznih brizgaljki. Komore sagorevanja malih prečnika imaju jednu brizgaljku, a velike nekoliko. Da bi se produžilo vreme zadržavanja kapljica u prostoru ispred stabilizatora, brizgaljke se postavljaju u susret strujanja mlaza toka. Pri veoma velikim brzinama strujanja, razlika u raspršivanju koje vrše centrifugalne brizgaljke prestaje da bude primetna.

Uređaji za paljenje obično se sastoje od električnih svećica. Ponekad se, radi veće sigurnosti paljenja, komore sagorevanja snabdevaju piropatronima sa električnim paljenjem. Osim toga, radi lakšeg puštanja u rad motora postoje komore prethodnog sagorevanja (pretkomore) koje stvaraju snažan plamen kojim postojano deluje i pali osnovnu smešu.

Za turbulizaciju strujanja i izravnavanja polja brzina, u nekim slučajevima se na ulaz u komoru sagorevanja postavljaju specijalni uređaji, tzv. turbulizatori.

Da bi se obezbedilo postojano gorenje i stabilizovao plameni front, u komore sagorevanja se postavljaju stabilizatori koji se obično izrađuju od čeličnih elemenata ugaonog profila, raspoređenih u obliku zraka, koncentričnih prstenova ili poprečnih rešetki. Usled lošeg opticanja iza rubova tih uređaja dolazi do prekida toka strujanja i stvara se zona suprotnih strujanja. U blizini te zone se i stabilizuje plameni front.



Sl. 4.40. Šema komore sagorevanja nabojno-mlaznog motora:
1 — uređaj za odvod i raspršivanje goriva; 2 — uređaj za paljenje; 3 — uređaj za izravnjavanje i turbulizaciju mlaza; 4 — stabilizator plamena

Radni proces u komori sagorevanja. U komori sagorevanja se zbivaju procesi raspršivanja, isparavanja i gorenja pogonske materije koji se završavaju turbulentnim mešanjem produkata sagorevanja sa svežim vazduhom.

Raspršivanje goriva zavisi od tipa brizgaljki i određuje se relativnom brzinom i viskozitetom vazduha, a takođe, gustinom i viskozitetom goriva. Povećavanjem temperature goriva, raspršivanje se poboljšava. Temperatura vazduha malo utiče na raspršivanje.

Oblik mlaza raspršivanja zavisi od brzine isticanja, finoće raspršivanja, gustine i viskoziteta vazduha, a takođe od položaja brizgaljki, u odnosu na dolazeće strujanje. Povećavanjem brzine isticanja i dimenzija kapljica, a takođe smanjivanjem gustine vazduha mlaz raspršivanja se širi: pri postavljanju brizgaljki niz strujanje, širina mlaza je nešto veća nego pri postavljanju brizgaljki suprotno strujanju mlaza, iako je do širenja mlaza došlo na nešto većoj daljini.

Isparavanje goriva zavisi od njegove isparljivosti i temperature, finoće raspršivanja, relativne brzine kapljica i temperature vazduha. Poboljšavanjem kvaliteta raspršivanja, povećavanjem isparljivosti goriva, relativne brzine kapljica, temperature vazduha i naročito početne temperature goriva, isparavanje se povećava.

Uzajamni raspored stabilizatora i brizgaljki utiče na rad komora; za svaku postoji takvo rastojanje između brizgaljki i stabilizatora pri kome će i gorenje biti najpovoljnije.

Pri zadatom uzajamnom rasporedu brizgaljki i stabilizatora određene konstrukcije i dimenzija, sastav smeše u oblasti stabilizatornih ivica određuje se pritiskom dovoda goriva, temperaturom i prirodom goriva, brzinom, pritiskom i temperaturom vazduha.

Povećavanjem pritiska dovoda potrošnja goriva raste, a raspršivanje se poboljšava. Pri povećanoj temperaturi goriva potrošnja se neznatno smanjuje na račun smanjivanja gustine goriva i opadanja debljine opne.

Pri povećavanju temperature vazduha i postojanoj temperaturi goriva raspršivanje se neznatno pogoršava usled smanjivanja gustine vazduha, a isparavanje goriva se povećava na račun porasta dovoda toplote kapljicama. Koncentracija goriva kroz brizgaljke raste zahvaljujući postojanju parne faze a poboljšavaju se i uslovi gorenja.

Pri povećavanju brzine strujanja raspršivanje se poboljšava, mlaz se sužava, isparavanje kapljica se povećava, a sadržaj goriva kroz brizgaljke raste.

Pri povećavanju pritiska vazduha raspršivanje se poboljšava, mlaz se brzo sužava, isparavanje se povećava, a gorivo sve više ulazi kroz brizgaljke.

Raspršivanje, isparavanje i sagorevanje kapljica što se sve završava mešanjem produkata sagorevanja sa vazduhom i izravnavanjem polja temperatura i brzina, moraju se obaviti u toku svega nekoliko milisekundi. U komorama nedovoljne dužine ovi procesi ne uspevaju da se završe.

Nepotpuno sagorevanje i neravnomerno polje pred ulazom u mlaznik smanjuju potisne karakteristike komore sagorevanja.

Po meri sagorevanja smeše i porasta srednje brzine mlaza, pritisak duž komore opada. Po opadanju pritiska može se približno suditi o sagorevanju smeše: gorenje se završava tamo gde pritisak praktično prestaje da opada.

Uticaj parametara smeše na potpuno sagorevanje. U parametre koji utiču na potpuno sagorevanje smeše (koeficijent izdvajanja toplote η), spadaju: koeficijent viška vazduha (sastav smeše), temperatura vazduha, brzina kretanja smeše, stepen turbuletnosti i priroda goriva.

Maksimalno sagorevanje se nalazi približno u granicama $1{,}0 < \alpha < 1{,}2$. U tom dijapazonu promene koeficijenta α, potpuno sagorevanje neznatno se menja. Pri daljem osiromašenju smeše naglo opada, a pri $\alpha \approx 1{,}6$ prekida se.

Pri obogaćivanju do $\alpha \leqq 1$ koeficijent izdvajanja toplote η postepeno se smanjuje, jer za potpuno sagorevanje goriva nedostaje kiseonik. Pri $\alpha \approx 0{,}7$ gorenje jednorodne unapred pripremljene smeše se prekida.

Temperatura vazduha utiče na sagorevanje — povećavanjem temperature sagorevanje je potpunije i granice rada se proširuju. Ovo se objašnjava time što povećavanjem temperature raste normalna brzina prostiranja plamena. Turbulentni moli* gasa izgaraju brže i pri zadatom stepenu turbulentnosti gorenje se završava na kraćem putu, a sagorevanje je pri datoj dužini komore potpunije.

Povećavanjem brzine kretanja smeše, dužina mlaza se povećava, a sagorevanje je pri datoj dužini komore nepotpunije. Pri dovoljno velikoj brzini toka plamen se odvaja od stabilizatora i gorenje se prekida.

Stepen turbulentnosti bitno utiče na rad komore. Turbulentnost pri kojoj su dimenzije turbulentnih molova uporedive sa prečnikom komore i prevazilaze razmere stabilizatora, čini rad komore grubim i smanjuje veličinu brzine toka, pri kojoj nastaje prekid.

Turbulentnost pri kojoj su dimenzije turbulentnih mola manje od poprečnih stabilizatora, povećava brzinu turbulentnog širenja plamena i pri drugim jednakim uslovima, upotpunjuje sagorevanje.

Priroda goriva pri turbulentnom sagorevanju utiče na brzinu reakcije i normalnu brzinu širenja plamena.** Normalne brzine sagorevanja ugljovodonika tipa oktana, benzina, petroleja, dizel-goriva itd. imaju pri jednakim početnim temperaturama približno istu veličinu.

Normalne brzine sagorevanja takvih goriva, kao što su vodonik, acetilen, etar, veće su nego kod ugljovodonika i zato će sagorevanje ovih goriva u vazduhu biti potpunije.

Uticaj geometrije komore na potpuno sagorevanje. Na potpuno sagorevanje utiču ne samo parametri smeše već i geometrijske karakteristike u koje spadaju prečnik komore sagorevanja, oblik i dimenzije stabilizatora, a takođe relativni presek izlaznog mlaznika.

Prečnik komore sagorevanja bitno utiče na sagorevanje. Povećavanjem dužine komore, sagorevanje je potpunije i pri nekoj dužini

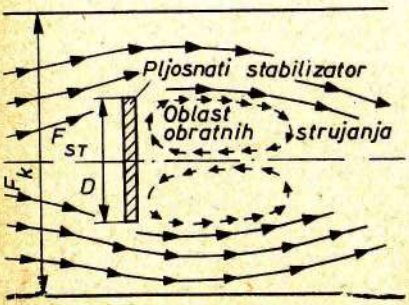
---

* Turbulentnim molima se nazivaju odeljene mase gasa koje u toku nekog vremena uspevaju da očuvaju individualnost a možemo ih pratiti okom ili posmatrati na trenutnim fotografijama.

** Pod normalnom brzinom širenja plamena podrazumeva se brzina prostiranja fronta plamena u nesagorelom gasu, izmerena u pravcu normale na front plamena.

l_k približava se ka 100%. Povećavati dužinu komore preko ove veličine nema smisla, jer povećavanjem dužine površina dodira vrelih gasova sa zidovima komore i toplotni prenosi kroz zidove rastu. Najpovoljnijom se smatra ona dužina pri kojoj je specifični impuls gasova* maksimalan.

Geometrija stabilizatora vrši prilično složen uticaj na rad komore sagorevanja. Danas se primenjuju pljosnati, konusni, sa žlebovima, cilindrični i drugi oblici stabilizatora. Na sl.4.41 prikazana je zona recilkulacije iza pljosnatog stabilizatora. Prilikom opticanja oštrih ivica stabilizatora dolazi do prekida struje, praćenog intenzivnim vrtloženjem.



Sl. 4.41. Zona recirkulacije iza ravne ploče

Pri nekoj brzini strujanja U_{sr} plamen jednorodne smeše, čiji je sastav blizak sastavu smeše koja se pali, odvaja se od stabilizatora i sagorevanje prestaje. Najbolji je onaj stabilizator kod koga pri određenom relativnom preseku $f_{st} = F_{st}/F_k$ prekid nastaje na većoj srednjoj brzini. Stabilizatori, izrađeni od radijalnih ili koncentričnih žlebova ili štapova, bolje zadržavaju plamen nego konusni.

Konstrukcija radijalnih žlebova potpomaže prebacivanje gasova koji sagorevaju od izvora paljenja u svežu smešu i pri ostalim jednakim uslovima skraćuje dužinu oblasti gorenja i povećava se potpunije sagorevanje.

Relativni presek izlaznog mlaznika $f_a = F_a/F_k$ (ovde je F_a — površina izlaznog preseka mlaznika, F_k — površina izlaznog preseka komore sagorevanja) bitno utiče na rad komore, jer se njime određuje karakter isticanja gasova, pošto promenu izlaznog preseka komore može da prati promena potrošnje gasova ili promena pritiska.

---

* Specifičnim impulsom gasova naziva se odnos sile potiska mlaza, koja deluje u izlaznom preseku, i potrošnje vazduha.

Glava V

SISTEMI DOVODA POGONSKE MATERIJE U RAKETNE MOTORE

§ 5.1. OPŠTI PODACI O SISTEMIMA DOVODA GORIVA

Dovod komponenata pogonske materije iz rezervoara u komoru sagorevanja raketnog motora sa potrebnom sekundnom potrošnjom, pod neophodnim pritiskom, ostvaruje se uređajima koji se nazivaju sistemom dovoda (ili sistemom dopremanja pogonske materije) motora.

Sistem dovoda se sastoji od delova koji stvaraju pritisak dovoda komponenata pogonske materije, cevne instalacije i drugih elemenata i sklopova koji obezbeđuju normalan rad sistema dovoda, regulisanje motora, puštanje u rad i zaustavljanje. U ove poslednje se ubrajaju: ventili, releji pritiska, releji vremena, reduktori pritiska, membrane, prigušnice, regulatori broja obrtaja i drugi elementi.

Elementi sistema dovoda mogu biti u konstruktivnom pogledu veoma različiti i sa raznim šemama međusobne veze.

Glavni element sistema dovoda koji određuje konstrukciju i delovanje svih ostalih elemenata je deo koji stvara neophodan pritisak dovoda komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja. Zavisno od tipa tog agregata, svi postojeći sistemi dovoda se dele na dve osnovne grupe:

— potiskujuće sisteme dovoda, u kojima se komponente pogonske materije dovode u komoru sagorevanja njihovim istiskivanjem iz rezervoara gasovima visokog pritiska;

— pumpne sisteme dovoda, u kojima se komponente pogonske materije uvode u komoru sagorevanja pomoću pumpi.

Po principu rada sistemi dovoda RMTPM dele se na sisteme jednokratne upotrebe koji se primenjuju u motorima raketa, i više-

kratne upotrebe (u većini slučajeva sa regulisanom potrošnjom pogonske materije) koji se obično primenjuju u avionskim motorima.

Sistem dovoda bilo kog tipa mora da ispuni sledeće osnovne zahteve:

— da je jednostavan, kompaktan i male konstruktivne težine;

— da ravnomerno dovodi radne komponente na mesto njihove upotrebe i da je lako rukovanje motorom;

— da je visoko ekonomičan i siguran u radu;

— da je jeftine izrade i udoban u eksploataciji.

Najvažnija karakteristika bilo kog sistema dovoda goriva RMTPM je njegova specifična težina koja se određuje kao odnos opšte težine sistema dovoda i zapremine rezervoara pogonske materije.

$$\gamma_{sd} = \frac{G_{sd}}{V_r}\left(\frac{kg}{l}\right) \tag{5.1}$$

gde je G_{sd} — težina svih elemenata sistema dovoda kg;

V_r — ukupna zapremina rezervoara pogonske materije.

Što je manja veličina specifične težine, sistema dovoda, on je kompaktniji, ekonomičniji i pogodniji.

Različiti sistemi dovoda na razne načine menjaju svoje težinske i ekonomske karakteristike pri promeni pritiska u komori sagorevanja, potiska motora i vremena njegovog rada, i zato imaju određenu namenu.

Pri izboru sistema dovoda i pojedinih elemenata neophodno je, u prvom redu, uzeti u obzir njegovu specifičnu težinu, komparativnu složenost konstrukcije, cenu i ekonomičnost rada.

Pogledaćemo ukratko neke oblasti primene jednog ili drugog sistema dovoda.

U konstrukcijama motora sa potiskujućim sistemom dovoda, rezervoari pogonske materije nalaze se pod približno visokim pritiskom (30—50 kg/cm^2). Radi čvrstoće, ovi rezervoari imaju debele zidove, što im povećava težinu u poređenju sa težinom rezervoara pumpnog sistema dovoda (gde je pritisak samo 2—4 kg/cm^2). Zato se potiskujući sistem dovoda koristi samo kod motora sa malim potiskom ili kratkim vremenom rada, kada su dimenzije i težina rezervoara mali. U motorima sa velikim potiskom (više od 10 do 20 t) i dugim vremenom, primenjuje se, po pravilu, pumpni sistem dovoda. Međutim, iako on daje veliki efektivni potisak, često se primenjuje potiskujući sistem dovoda jer je konstruktivno jednostavniji i jeftiniji.

§ 5.2. POTISKUJUĆI SISTEMI DOVODA

U potiskujućim sistemima dovoda, komponente pogonske materije dovode se u komoru sagorevanja istiskivanjem iz rezervoara gasom visokog pritiska. Ovaj pritisak mora da bude veći od onog u komori sagorevanja za veličinu hidrauličnih gubitaka koji se pojavljuju usled kretanja komponenata pogonske materije kroz provodne cevi i pri prolazu kroz brizgaljke. Obavezni agregat pritiskujućeg sistema je akumulator ili gas generator koji se obično naziva akumulatorom pritiska.

U RMTPM primenjuju se akumulatori pritiska na gas, barut i tečnost. U akumulatoru gasa, gas neophodan za potiskivanje komponenata nalazi se u balonu visokog pritiska.

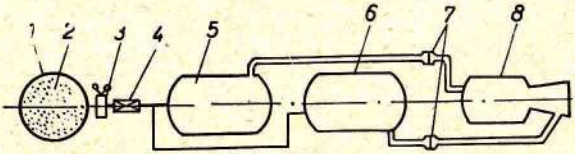
U sistemu sa barutnim akumulatorima komponente pogonske materije se potiskuju iz rezervoara produktima sagorevanja baruta, a u sistemu sa akumulatorom pritiska na tečnost — produktima sagorevanja ili razlaganja tečnih materija.

U zavisnosti od agregata koji stvara neophodan pritisak dovoda, potiskujući sistemi dovoda mogu biti sa akumulatorima pritiska na barut, tečnost i gas.

Sistem dovoda sa gasnim akumulatorom pritiska

Sistem dovoda sa gasnim akumulatorom pritiska zove se još i sistem dovoda sa vazdušnim akumulatorom pritiska (jer se kao radno telo, po pravilu, primenjuje vazduh) ili još, prosto, balonski sistem dovoda.

Principijelna šema konstrukcije ovog sistema prikazana je na sl. 5.1. Gas visokog pritiska (250—300 kg/cm^2) iz balona (1) pri otvorenom ventilu za puštanje motora u rad (3) dolazi u reduktor (4), gde se njegov pritisak smanjuje na 30—50 kg/cm^2. Zatim gas kroz provodne

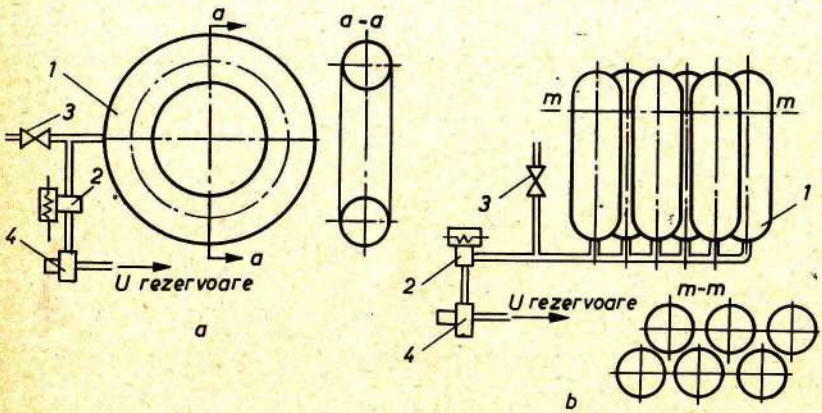


Sl. 5.1. Šema dovoda goriva pomoću komprimiranog vazduha:
1 — balon sa gasom visokog pritiska; 2 — gas; 3 — startni ventil; 4 — reduktor pritiska; 5,6 — rezervoari pogonske materije; 7 — membrane; 8 — komora sagorevanja

cevi dolazi u rezervoare pogonske materije (5) (6). Pod pritiskom gasa, komponente pogonske materije se istiskuju iz rezervoara i kroz provodne cevi dolaze u komoru sagorevanja (8) probijajući membrane (7) smeštene u provodne cevi.

Balon obično ima loptasti oblik jer će njegova težina, pri datoj zapremini, biti najmanja u poređenju sa balonom bilo kog drugog oblika. Međutim, ne može se uvek sav radni gas smestiti u jedan loptasti balon, umetnut u kalibar rakete. U tom slučaju mora se u raketu postaviti ne jedan, već nekoliko loptastih balona ili upotrebiti cilindrični, torusni i drugi tipovi balona.

Na slici 5.2. prikazani su tipični oblici balona koji se koriste u balonskom sistemu dovoda.



Sl. 5.2. Tipovi balona:
a — torusni baloni; b — cilindrični baloni; 1 — balon za gas; 2 — startni ventil; 3 — ventil za punjenje; 4 — reduktor; 5 — reduktor pritiska

Pri razmeštaju balona izvan rezervoara pogonske materije, deo prostora rakete između lopti ostaje neiskorišćen. Ako se lopte smeštaju neposredno u rezervoare, prostor između njih se potpuno koristi. Osim toga, dužina rakete u ovom slučaju ispada nešto kraća.

Neophodni pribor balonskog sistema dovoda je reduktor pritiska koji obezbeđuje stalan pritisak gasa u rezervoarima pogonske materije i prema tome ravnomeran dovod pogonske materije u komoru sagorevanja. Ovo je neophodno za očuvanje nepromenljivog režima rada motora. Bez reduktora, pritisak u rezervoarima bio bi u početku veoma

visok, a zatim bi sa potrošnjom pogonske materije i širenjem gasa opadao.

Kao radno telo u sistemima balonskog dovoda, osim vazduha, primenjuju se azot, helijum i drugi gasovi. Izbor gasa zavisi od prirode komponenata goriva pogonske materije, temperature, rastvorljivosti gasa u njima i drugih faktora. Najčešće se koristi komprimirani vazduh kao jeftinija komponenta koga ima uvek u dovoljnim količinama. Azot se primenjuje kada komponente pogonske materije mogu da stupe u hemijske reakcije sa vazduhom i samim tim da poremete normalne uslove dovoda. Helijum se primenjuje kada je neophodno da se komponente pogonske materije potiskuju na tako niskim temperaturama, na kojima se vazduh ili azot u dodiru sa hladnom tečnošću kondezuju i rastvaraju u njoj.

Prednost helijuma nad drugim gasovima sastoji se još i u tome što ima manju specifičnu i molekulsku težinu. Težina helijuma, neophodnog za potiskivanje ove ili one zapremine pogonske materije, biće gotovo 7 puta manja od težina azota. Osim toga, pri prigušivanju helijuma u reduktoru njegova temperatura raste, što dovodi do dopunskog smanjivanja neophodne težine gasa za potiskivanje, a ne zahteva specijalne uređaje za zagrevanje reduktora.

Za smanjivanje rezervi gasa u raketi celishodno je zagrevati ga pred uvođenjem u rezervoare, jer je zapremina koju zauzima gas pri stalnom pritisku upravo proporcionalna njegovoj apsolutnoj temperaturi. Zato, ako se apsolutna temperatura gasa poveća dva puta od normalne (288°*K*), tj. ako se on zagreje do 576°*K*, težina neophodne rezerve gasa smanjiće se dva puta. Pri tome će se u odgovarajućoj meri smanjiti i težina balona.

Balonski potiskujući sistem dovoda je veoma jednostavan po konstrukciji i u eksploataciji. Međutim, balonski dovod, osim nedostatka, svojstvenog uopšte svim potiskujućim sistemima (velika težina rezervoara pogonske materije), ima još jedan bitan nedostatak — težina gasa neophodnog za potiskivanje celokupne pogonske materije je veoma velika. Ako su zapremine za komponente velike, težina rezervoara, balona i rezervi gasa dostići će takve veličine da korišćenje ovog sistema dovoda postaje necelishodno.

Za potiskivanje 1 m^3 pogonske materije pri pritisku u rezervoarima 35—40 kg/cm^2 neophodno je imati oko 50 kg vazduha. Osim toga, da bi se ta rezerva vazduha smestila u raketu potrebno je imati balon zapremine oko 150 l, čak ako je početni pritisak u balonu jednak 300 kg/cm^2. Takav balon (loptastog tipa), napravljen od čelika dobrog kvaliteta, biće težak oko 150 kg i sa prečnikom od 680 mm.

Zapremina gasnog balona se određuje po formuli gde je k — koeficijent adijabate gasa;

$$V_a = \frac{k p_b V_b}{p_{ao} - p_{ak}} (m^3) \tag{5.2}$$

$P\sigma$ — pritisak dovoda (pritisak gasa u rezervoarima pogonske materije), kg/m²;

$V\sigma$ — zapremina rezervoara pogonske materije, m³;

P_{ao} — početni pritisak gasa u balonu, kg/m²;

P_{ak} — krajnji pritisak u balonu, kg/m².

Težina neophodne rezerve gasa izračunava se po formuli

$$G_a = \frac{k p_b V_b}{R_a T_{ao} \left(1 - \frac{p_{ak}}{p_{ao}}\right)} (kg) \tag{5.3}$$

gde je R_a — gasna konstanta za dati gas, kgm/kg°C;

T_{ao} — početna temperatura gasa, °K.

Debljina zida loptastog balona izračunava se po formuli

$$\delta_e = \frac{pd}{4\sigma_t} \cdot \eta \, (cm) \tag{5.4}$$

gde je p — računski pritisak u balonu, kg/cm²;

d — unutrašnji prečnik balona, cm;

σt — granica čvrstoće materijala, kg/cm²;

η — koeficijent rezerve čvrstoće.

Za balon η uzima se da je jednak 2—2,5.

Unutrašnji prečnik može se odrediti iz poznate zapremine balona V_a. Pošto je

$$V_a = \frac{1}{6} \pi d^3,$$

to je

$$d = \sqrt[3]{-\frac{6V_a}{\pi}}.$$

Težina balona drugih oblika, pri istoj rezervi vazduha, biće uvek veća od loptastih.

Debljina zida cilindričnih balona određuje se po formuli

$$\delta_c = \frac{pd}{2\sigma_t}\eta\,(cm) \qquad (5.5)$$

Baloni za komprimirani vazduh često se izrađuju od čelika visoke čvrstoće.

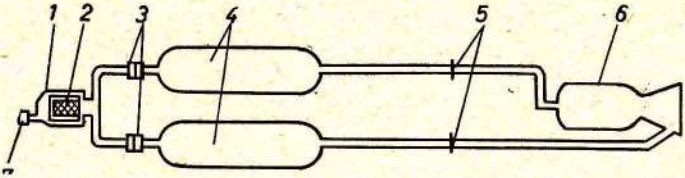
Balonski sistem dovoda primenjuje se kod RMTPM za startne rakete, ubrzače, na eksperimentalnim uređajima i kao pomoćni u drugim sistemima dovoda.

Težnja da se smanji težina sistema dovoda dovela je do stvaranja novih šema, gde se kao radno telo za akumulatore pritiska koriste čvrste ili tečne materije koje imaju veliku specifičnu težinu i visoku temperaturu produkata sagorevanja. Jedna od šema dobijanja gasa iz kondenzovane čvrste materije je sistem dovoda sa barutnim akumulatorom pritiska (gasnim generatorom.)

Sistem dovoda sa barutnim akumulatorom pritiska

Sistem dovoda sa barutnim akumulatorom pritiska, za razliku od balonskog, ima malu težinu i male gabarite. Principijelna šema tog sistema prikazana je na slici 5.3.

Princip rada ovog sistema sastoji se u sledećem: gasovi koji se stvaraju sagorevanjem barutnog punjenja (2), pri određenom pritisku probijaju gasne membrane (3) i počinju da pune pogonske materije (4). Čim pritisak u rezervoarima dostigne datu veličinu probijaju se membrane pogonske materije (5) i njene komponente počinju da ulaze u komoru sagorevanja (6). Za održavanje pritiska barutnih gasova u komori barutnog akumulatora pritiska na neophodnoj visini, postavljen



Sl. 5.3. Principijelna šema sistema dovoda sa barutnim gasnim generatorom:
1 — barutni gasni generator; 2 — barutno punjenje; 3 — gasne membrane; 4 — rezervoari pogonske materije; 5 — membrane pogonske materije; 6 — komora sagorevanja; 7 — ventil smanjenja pritiska

je ventil smanjenja pritiska (7) koji reaguje kada pritisak u komori barutnog akumulatora pritiska pređe proračunsku veličinu.

Zahvaljujući maloj specifičnoj težini vrelih gasova koji istiskuju komponente pogonske materije, za dovod 1 m^3 pogonske materije potrebno je (uzimajući u obzir hlađenje gasa na putu u rezervoar i u samom rezervoaru) 12—15 kg baruta. Barut u čvrstom stanju ima veliku specifičnu težinu — oko 1,5 kg/l) — i zato će veličine komore u kojoj sagoreva biti male — oko 12—15 l. Osim toga, barut može da sagoreva pri relativno niskim pritiscima (40—50 kg/cm^2) koji samo malo prelaze pritisak u rezervoarima. Zato zidovi tela komore sagorevanja barutnog punjenja neće biti jako debeli, a težina tela biće svega oko 25 kg. Na taj način, primenjujući za pritiskivanje goriva produkte sagorevanja barutnog punjenja, ušteđuje se (u poređenju sa balonskim dovodom) na svaki 1 m^3 potiskivanog goriva oko 160 kg težine.

Za ravnomerno potiskivanje pogonske materije iz rezervoara neophodno je imati strogo postojanu površinu gorenja barutne šipke. S tim ciljem neki delovi šipke se oblažu (inhibitor). Obloženi komad barutnog punjenja gori samo sa strane neobložene površine. Ako je neophodno održavati ravnomerno gorenje barutne šipke, čeone površine ostavljaju se neobložene. Kod takvog punjenja površina sagorevanja je postojana i jednaka čeonoj površini (slika 5.4). Prema tome ostaje postojana i težinska količina baruta koji sagoreva u jedinici vremena:

$$G_b = F_b\, u\, \gamma_b \quad \text{(kg/sek)} \tag{5.6}$$

gde je F_b — površina gorenja baruta, m^2;

u — brzina gorenja baruta, m/sek;

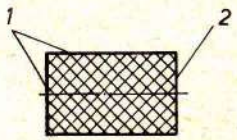
γ_b — specifična težina baruta, kg/m^3; $\gamma_b = 1.400$—1.700 (kg/m^3).

Međutim, za održavanje postojanosti površine gorenja u konstrukcijama barutnog akumulatora pritiska, sa više komada punjenja, mogućna je kombinacija postavljanja inhibitora, pri kojoj se kod jednih komada barutnog punjenja površina gorenja povećava, a kod drugih smanjuje, ali ukupna površina ostaje stalna.

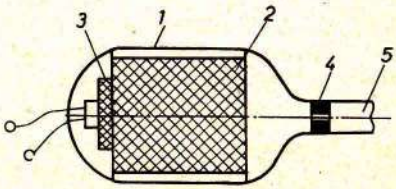
U zavisnosti od karaktera isticanja barutnih gasova i veličine pritiska barutnih gasova u komori, barutni akumulatori pritiska se dele na n a t k r i t i č n e, sa mlaznikom za smanjivanje pritiska gasova do pritiska dovoda u rezervoar, i p o t k r i t i č n e bez mlaznika.

Na sl. 5.5. prikazana je šema natkritičnog barutnog akumulatora pritiska. U telo 1 smešta se barutno punjenje (2). Ono se pri stavljanju u rad barutnog akumulatora pritiska pali pomoću pripale (3), koji se

sastoji od dimnog baruta ili termitne smeše. Usled gorenja baruta stvaraju se gasovi koji prolaze kroz mlaznik (4) i kroz cevni dovod (5) dolaze u rezervoare pogonske materije.



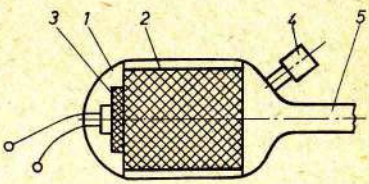
Sl. 5.4. Pogonsko punjenje sa stalnom površinom sagorevanja:
1 — obloga (inhibitor); 2 — površina sagorevanja



Sl. 5.5. Superkritični barutni gasni generator:
1 — telo; 2 — barutno punjenje; 3 — upaljač; 4 — prigušeni mlaznik; 5 — cevovod

Osnovna prednost takvog barutnog akumulatora pritiska je postojanost rada. Međutim, pritisak u natkritičnom barutnom akumulatoru pritiska dostiže do 200—250 kg/cm², što dovodi do velikog povećavanja težine akumulatora. Osim toga, kod takvih pritisaka dolazi do intenzivnog prenosa toplote od barutnih gasova na zidove barutnog akumulatora pritiska, što stvara teškoće u hlađenju. Zato se danas natkritični barutni akumulatori pritiska ne primenjuju u svojstvu osnovnog sistema, već samo u startnim sistemima.

Za razliku od natkritičnog, u potkritičnom barutnom akumulatoru pritiska (sl. 5.6) nema prigušnog mlaznika. Razlika u pritiscima u barutnom akumulatoru pritiska i rezervoarima (P_b — P_r) pri tome je mala i određuje se gubicima u sistemu dovodnih cevi. Zato je i pritisak u komori potkritičnog barutnog akumulatora pritiska mali, što poboljšava njegovu težinsku karakteristiku. Praktično možemo smatrati da je pritisak u komori potkritičnog barutnog akumulatora pritiska jednak pritisku dovoda. Da bi se sprečilo povećavanje pritiska iznad datog, u potkritični barutni akumulator pritiska postavlja se ventil smanjenja pritiska (reducir ventil) (4).



Sl. 5.6. Potkritični barutni gasni generator:
1 — telo; 2 — barutno punjenje; 3 — upaljač; 4 — ventil za smanjenje pritiska; 5 — cevovod

Osnovni barutni akumulator pritiska radi sa sporogorećim barutima koji ne obezbeđuju brz izlazak na režim, i

zato se u sistemu dovoda sa barutnim akumulatorima pritiska, osim osnovnog, ugrađuje dopunski startni barutni akumulator pritiska koji radi sa brzogorećim barutom.

Startni barutni akumulator pritiska služi za brzo popunjavanje slobodne zapremine rezervoara i dovodnih cevi barutnim gasovima, a takođe za paljenje osnovnog punjenja barutnog akumulatora pritiska.

Kao što je već napomenuto, osnovne prednosti barutnog akumulatora pritiska, u poređenju sa balonskim sistemom dovoda, to su njegova kompaktnost i manja specifična težina, usled relativno manje zapremine potrebne količine baruta. Osim toga, barutni akumulator pritiska ima važnu pozitivnu osobinu pri eksploataciji: pošto je ranije ugrađen u raketu, može dugo da sačuva svoju radnu sposobnost.

Uporedo sa nabrojanim preimućstvima, barutni akumulator pritiska ima sledeće nedostatke:

1. Gasovi koji se stvaraju pri sagorevanju baruta imaju visoku temperaturu (2000—3000°C) i zato vrše znatan toplotni uticaj na telo barutnog akumulatora pritiska, rezervoare i komponente pogonske materije. Da bi se obezbedilo duže vreme rada motora neophodno je predvideti termoizolaciju kako tela akumulatora tako i zidova rezervoara.

2. Primenu barutnih akumulatora pritisaka otežava obezbeđivanje postojanog pritiska u rezervoarima i, prema tome, stvaranje postojane potrošnje komponenata pogonske materije. Ovo se objašnjava sledećim: prvo, brzina gorenja bitno zavisi od temperature punjenja i drugo, moguće je dogorevanje gasova u rezervoaru oksidatora i više od toga (pri prevelikom hlađenju barutnih gasova), stvaranje eksplozivnih gasnih smeša.

3. Motorni uređaji sa barutnim akumulatorom pritiska teško se regulišu i isključuju.

4. Pošto baruti gore postojano pri relativno visokim pritiscima (više od 40 do 50 atmosfera natpritiska), ovo povećava potrebu za čvršćim zidovima komore sagorevanja.

Bez obzira na teškoće u radu, izazvane zavisnošću brzine gorenja baruta i toplotnih gubitaka od temperature okolnog vazduha, a takođe dogorevanjem barutnih gasova u porama oksidatora, smatra se da su sistemi dovoda sa barutnim akumulatorima pritiska perspektivni.

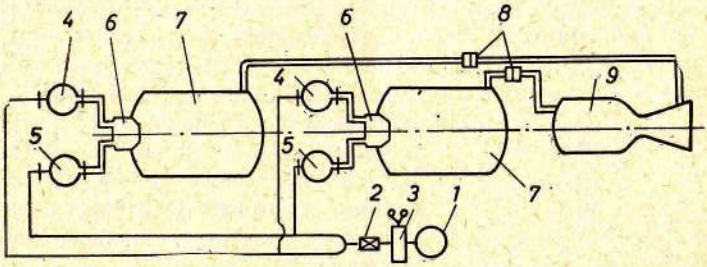
Pri jednakoj startnoj težini i drugim jednakim uslovima daljina leta rakete sa barutnim akumulatorom pritiska je znatno veća od one sa balonskim sistemom dovoda.

Sistem dovoda sa akumulatorima pritiska sa tečnošću (tečni gasgenerator)

Akumulator pritiska sa tečnošću je uređaj koji od dveju samoreagirajućih komponenata stvara vreli gas određenog pritiska, pomoću koga se osnovne komponente pogonske materije potiskuju iz rezervoara u komoru sagorevanja motora. Komponente pogonske materije koja se troši za dobijanje gasa, mogu da se uvode u gasgenerator „tečnog" akumulatora pritiska na različite načine. Najčešće se uvode pomoću komprimiranog vazduha čija se rezerva mora nalaziti u raketi.

Principijelna šema sistema dovoda sa tečnim akumulatorom pritiska prikazana je na sl.5.7.

Princip dovođenja takvog sistema dovoda sastoji se u sledećem. Gas visokog pritiska (200—250 kg/cm²), koji se nalazi u balonu (1) pri otvorenom startnom ventilu (2) dolazi u reduktor pritiska (3) gde se njegov pritisak smanjuje do neophodne proračunate veličine (oko 35—45 kg/cm²). Dalje on dolazi u rezervoare (4) i (5) sa komponentama pogonske materije (reagenti gasgeneracije) i potiskuje ih u gasgeneratore (6) koji se nalaze u dnu osnovnih rezervoara pogonske materije (7). U tim gasgeneratorima se usled sagorevanja komponenata pogonske materije, stvara gas, neophodan za potiskivanje osnovnih komponenata pogonske materije iz rezervoara u komoru sagorevanja motora.



Sl.5.7. Principijelna šema sistema dovoda sa tečnim gasnim generatorom:
1 — balon sa gasom visokog pritiska; 2 — startni ventil; 3 — reduktor pritiska 4,5 — rezervoari sa komponentama gasogeneracije; 6 — gasogeneratori; 7 — rezervoari pogonske materije; 8 — propusni ventili ili membrane za odvajanje; 9 — komora sagorevanja

Sistem dovoda sa tečnim akumulatorom pritiska obično se sastoji od sledećih osnovnih delova: bloka dovoda oksidatora, bloka dovoda goriva i pneumobloka.

Osnovni elementi bloka dovoda odgovarajuće komponente su:

— gasgenerator, smešten na odgovarajući rezervoar osnovne komponente pogonske materije;

— rezervoari za gorivo i oksidator (reagent gasgeneracije);

— armatura i provodne cevi.

Pneumoblok sistema je zajednički za oba bloka dovoda komponenata pogonske materije.

Osnovni element svakog bloka dovoda je gasgenerator (komora sagorevanja reagenata gasgeneracije).

Uređaji gasgeneratora oba rezervoara osnovnih komponenata pogonske materije su po suštini jednaki. Gasgenerator (sl.5.8) sastoji se iz sledećih sklopova:

— tela (1) osnovnog sklopa gasgeneratora, na koji se montiraju svi ostali elementi;

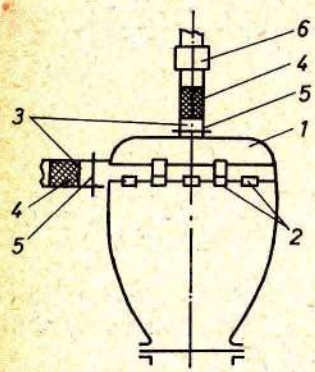
— brizgaljke (2) za raspršivanje komponenata pogonske materije pri njihovom uvođenju u komoru gasgeneratora;

— membranskih sklopova (3) koji razdvajaju komore gasgeneratora od rezervoara za vreme punjenja komponenata i pri čuvanju motora (sklop se sastoji od tela, filtra, membrane i drugih detalja);

— odsečnog ventila (6) i drugih elemenata.

Gornji deo gasgeneratora je glava na kojoj se učvršćuju brizgaljke pogonske materije.

Na taj način tečni akumulator pritiska je u suštini mali RMTPM sa svojim sopstvenim sistemom dovoda i komorom sagorevanja iz koje gasovi ne ističu u atmosferu već u rezervoare pogonske materije. Osnovna razlika između tečnog akumulatora pritiska i RMTPM je u tome što tečni akumulator pritiska daje male brzine isticanja gasova, ali pruža mogućnost za dobijanje velikih pritisaka na izlazu, neophodnih za dovod pogonske materije. Sistem dovoda u samom tečnom akumulatoru pritiska može da bude bilo kakav, ali se sistem dovoda komponenata u komoru sagorevanja (gasgenerator) tečnog akumulatora pritiska bira s obzirom na osobenosti rada akumulatora kao RMTPM. Takve osobenosti su: mala potrošnja komponenata gasgeneracije (potrošnja pogonske materije u tečnom akumulatoru pritiska iznosi oko 1,5—2% njene potrošnje u komori sagorevanja) i neophodnost stabilnog rada sa što tačnijim obezbeđenjem potrebnih parametara.



Sl. 5.8. Šema gasgeneratora:
1 — telo; 2 — brizgaljke; 3 — membranski sklopovi; 4 — filtri; 5 — membrane; 6 — odsečni ventil

Polazeći od ovoga, češće se primenjuje sistem potiskivanja komponenata u tečnom akumulatoru pritiska, komprimiranim vazduhom (sistem sa vazdušnim akumulatorom pritiska). Osnovni nedostatak takvog sistema — njegova velika težina — igra značajnu ulogu jer, zahvaljujući maloj potrošnji goriva, težina balona je relativno mala. U isto vreme takva prednost sistema dovoda sa vazdušnim akumulatorom pritiska, kao što je postojan rad i tačno održavanje potrebnog režima, veoma je dragocena.

Za rad tečnog akumulatora pritiska mogu se iskoristiti bilo koja goriva i oksidatori, ali su najprihvatljivije samozapaljive komponente pogonske materije. U slučaju primene samonezapaljivih komponenata pogonske materije, njihovo paljenje pri puštanju motora u rad se vrši pomoću elektro-piropatrona.

Pri optimalnim koeficijentima viška oksidatora α, produkti gorenja poznatih samozapaljivih pogonskih materija imaju vrlo visoku temperaturu (oko 3000°K), što ne obezbeđuje termo-postojanost i čvrstoću rezervoara pogonske materije pri dužem radu gasgeneratora.

Za snižavanje temperature gasova do dozvoljenih veličina (1100—1200°C), komponente pogonske materije u komorama gasgeneratora, sagorevaju pri koeficijentu viška oksidatora koji se razlikuje od jedinice.

Da ne bi došlo do dogorevanja gasa u rezervoarima i obrazovanja eksplozivne smeše, gasgenerator rezervoara oksidatora mora da radi pri odnosu komponenata znatno većem od stehiometrijskog, a gasgenerator rezervoara goriva — manjem od ovoga. Obično je koeficijent viška oksidatora gasgeneratora rezervoara oksidatora u granicama 3—6, a gasgeneratora rezervoara goriva 0,3—0,4.

Pri takvom odnosu komponenata isključuje se mogućnost stvaranja eksplozivne smeše produkata sagorevanja i njihovog dogorevanja sa tečnošću koja se istiskuje i sa njenim parama u rezervoarima, a dobija se i zadata srednja temperatura.

Poznato je da od odnosa komponenata pogonske materije zavisi temperatura dna i bočnog zida obloga rezervoara sa strane gasgeneratora, kao i specifična potrošnja pogonske materije u gasgeneratoru. Pri promeni sastava pogonska materija u pravcu stehiometrijske vrednosti, temperatura rezervoara osnovnih komponenata pogonske materije raste, njena specifična potrošnja goriva se smanjuje. Optimalni odnos komponenata pogonske materije za tečne akumulatore pritiska biće takav pri kome temperatura zidova rezervoara osnovnih komponenata pogonske materije na kraju rada motora neće prelaziti bez-

bedno dozvoljenu granicu 400—500°C ako se rezervoari od legiranih čelika, i 150—200°C, ako su od aluminijumskih legura.

Neophodna sekundna potrošnja komponenata pogonske materije u gasgeneratoru za svaki rezervoar određuje se po formuli

$$\dot{G} = \frac{p_b \dot{V}_{sek}}{RT\eta_t} \, (kg\, sek) \tag{5.7}$$

gde je p_6 — pritisak dovoda u osnovnim rezervoarima pogonske materije (oksidatora ili goriva), kg/m²;

$\dot{V}_{sek}$ — sekundna potrošnja odgovarajuće komponente iz osnovnog rezervoara, m³/sek;

RT — dovedena sila gasova koji dolaze u odgovarajući rezervoar;

η_t — koeficijent koji uračunava toplotne gubitke gasa u sistemu dovoda pogonske materije.

Pošto blok dovoda oksidatora i blok dovoda goriva rade ravnomerno za celo vreme rada motora, neophodna rezerva komponenata pogonske materije za svaki blok dovoda određuje se iz odnosa.

$$G = m\dot{G}\tau (\mathrm{kg}) \tag{5.8}$$

gde je G — puna rezerva komponenata za odgovarajući rezervoar;

m — koeficijent koji uračunava garantne ostatke goriva u zapreminama, koji se uzima da je jednak 1,2;

τ — vreme rada motora, sek.

Zapremina malih rezervoara koja je u zavisnosti od komponenata gasgeneracije, određuje se iz odnosa

$$V_i = \frac{Gn}{\gamma_i} (m^3) \tag{5.9}$$

gde je γ_i — specifična težina komponente pogonske materije, kg/m³;

n — koeficijent koji uračunava slobodnu zapreminu u rezervoarima.

Zapremina balona komprimiranog vazduha određuje se po jednačini:

$$W_{ak} = \frac{kpV}{p_o - p_k} (m^3) \tag{5.10}$$

gde je k — koeficijent adijabate isticanja (za vazduh k = 1,4);

p — pritisak dovoda u instalaciji blokova dovoda;

V — ukupna zapremina svih rezervoara za pogonske materije tečnog akumulatora pritiska;

P_o — početni pritisak u balonu;

p_k — krajnji pritisak u balonu.

Po težinskim karakteristikama, sistem dovoda sa tečnim akumulatorom pritiska, približno se poklapa sa sistemom dovoda sa barutnim akumulatorom pritiska. Ali, tečni akumulator pritiska ima prednost pred barutnim, jer može da obezbedi stabilniji pritisak u rezervoarima pogonske materije, a prema tome, i stabilniji rad motora. Ovo se objašnjava time što režim tečnog akumulatora pritiska malo zavisi od temperature okolnog vazduha i tečni akumulator pritiska je samoregulirajući akumulator pritiska. Potrošnja komponenata pogonske materije zavisi od razlike pritiska između rezervoara sa komponentama gasgeneracije i osnovnih rezervoara pogonske materije, a prema tome, promena pritiska u rezervoarima pogonske materije automatski će izazvati promenu potrošnje komponenata gasgeneracije.

Motorni uređaji sa tečnim akumulatorom pritiska regulišu se i isključuju znatno prostije od onih sa barutnim. Osnovni nedostatak sistema dovoda RMTPM i tečnim akumulatorom pritiska je što je komplikovaniji u poređenju sa balonskim sistemom dovoda i sistemom dovoda sa barutnim akumulatorom pritiska. Osim toga, manje je pogodan za eksploataciju.

Opšta ocena potiskujućih sistema dovoda

Pogonska grupa sa potiskujućim sistemima dovoda pogonske materije ima prednosti kao što su:

— jednostavnost konstrukcije i relativno jeftina izrada;

— sigurnost rada;

— mali gabariti i specifična težina, ako motor ima mali potisak i kratkotrajni rad;

— stabilnost dovoda komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja, pod uslovom, da je u balonski sistem dovoda postavljen reduktor pritiska, a u barutnom akumulatoru pritiska postoji dovoljno osetljiv ventil pada pritiska barutnih gasova.

Osnovni nedostaci ovih sistema dovoda pogonske materije:

— velika specifična težina rezervoara pogonske materije zbog toga što moraju da budu čvršći za rad pod znatnim pritiskom gasa, naročito pri korišćenju vrelih gasova;

— velika specifična težina akumulatora pritiska sa komprimiranim gasom u njemu (u slučaju primene balonskog sistema dovoda);

— veliki gubici toplote od vrelih gasova u okolnu sredinu (kod primene barutnih akumulatora pritiska i tečnih akumulatora pritiska što povećava specifičnu težinu potrebnog barutnog punjenja ili pogonske materije za obrazovanje gasova;

— brzina gorenja baruta zavisi od temperature okolne sredine. U vezi s tim površina sagorevanja mora da se određuje iz brzine sagorevanja pri što nižoj temperaturi okolne sredine; ovo je povezano sa neophodnošću postavljanja ventila pada pritiska na akumulator i sa gubitkom dela energije baruta;

— pri povećavanju vremena rada motora, težina tih sistema dovoda mnogo se povećava, što ih čini nepogodnim za motore sa velikim potiskom i dužim vremenom rada.

Usled pomenutih osobina potiskujući sistemi dovoda pogonske materije primenjuju se samo u motorima malih i srednjih pritisaka sa kratkotrajnim vremenom rada, tj. za rakete sa srednjim dometom.

U motorima vođenih raketa dalekog dejstva, kojima je potrebna veoma velika količina pogonske materije, koriste se pumpni sistemi dovoda.

§ 5.3. PUMPNI SISTEMI DOVODA

Opšta karakteristika ovih sistema

Pumpne sisteme dovoda komponenata celishodno je primenjivati u RMTPM i relativno velikim potiskom i velikim vremenom rada, tj. za motore koji imaju rezervoare velikih razmera.

U ovim sistemima dovoda komponente pogonske materije se dovode iz rezervoara u komoru sagorevanja pumpama koje stvaraju neophodan pritisak. Pritisak dovoda uvek mora da bude veći od pritiska u komori sagorevanja za veličinu hidrauličnih gubitaka u cevima dovoda pogonske materije.

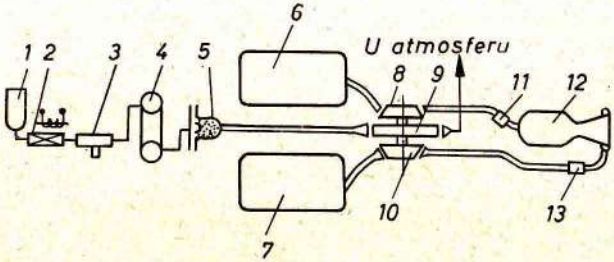
U rezervoarima pogonske materije stvara se određeni pritisak — takozvani nadpritisak, neophodan za obezbeđivanje normalnog rada pumpi. Pumpe za pogonsku materiju pokreću sa gasnom turbinom. Kao radno telo za snabdevanje turbine koriste se:

— gasna para koja se dobija razlaganjem visoko koncentrisanog vodonik-peroksida u specijalnom uređaju, takozvanom gasgeneratoru;

— gas dobijen kao rezultat sagorevanja osnovnih ili pomoćnih komponenata pogonske materije u gasgeneratoru;

— gas koji se uzima iz komore sagorevanja motora.

Principijelna šema konstrukcije pumpnog sistema dovoda prikazana je na sl. 5.9. Rad sistema sastoji se u sledećem: gas visokog pritiska (azot ili vazduh) iz balona (1) kroz ventil (2) i reduktor pritiska (3)



Sl. 5.9. Principijelna šema turbopumpnog sistema dovoda:
1 — balon visokog pritiska; 2 — startni ventil 3 — reduktor pritiska 4 — rezervoar vodonik-peroksida; 5 — gasgenerator; 6,7 — rezervoari pogonske materije; 8,10 — pumpe; 9 — turbina; 11,13 — odsečni ventil; 12 — komora sagorevanja

dolazi u rezervoar (4) i istiskuje vodonik-peroksid u gasgenerator (5). U gasgeneratoru, zahvaljujući katalizatoru, vodonik-peroksid se razlaže i obrazuje se gasna para koja je — radno telo turbine. Iz gasgeneratora gas ulazi u turbinu (9) i okreće. Istovremeno počinju da se okreću pumpe (8) i (10) koje se nalaze na istom vratilu sa njom i kad su otvoreni ventili (11) i (13), ispunjavaju oksidator i iz rezervoara u komoru sagorevanja (12). Ventili koji otvaraju i zatvaraju prolaz komponentama pogonske materije u komoru sagorevanja nazivaju se odsečnim.

Turbina i pumpe smeštaju se u jednu grupu — turbopumpnu.

Pumpni sistemi dovoda razlikuju se po tipu primenjenih pumpi, načinu puštanja u rad pumpi i načinu snabdevanja turbine, te zato ovde navedena principijelna šema uređaja nije jedina.

U RMTPM primenjuju se uglavnom dva tipa pumpi — centrifugalne i zupčaste.

Centrifugalne pumpe su najrasprostranjenije jer omogućavaju dovod velike količine komponenata pogonske materije sa neophodnim pritiskom pri malim dimenzijama i težinama pumpi. Ovo se postiže zahvaljujući velikim obimnim brzinama krilastih pumpi.

Kod postojećih RMTPM, broj obrtaja pumpi iznosi 5.000—20.000 u minutu i više.

Zupčaste pumpe se primenjuju kod malih potrošnji komponenata i najčešće kao pomoćne, na primer, za dovod pogonske materije u gasgenerator.

Dobre osobine pumpnih sistema dovoda su:

— što se dobijaju lakši rezervoari pogonske materije jer se rezervoari za komponente pogonske materije ne nalaze pod visokim pritiskom; u rezervoarima (2—4 kg/cm^2) stvara se radi toga da se omogući siguran dolazak tečnosti do pumpi i obezbedi beskavitacioni rad pumpi;

— dovoljna stabilnost pritisaka i potrošnje komponenata pogonske materije koje se uvode u komoru sagorevanja;

— mogućnost stvaranja povećanih pritisaka u komori sagorevanja (50—70 kg/cm^2) bez znatnog otežavanja konstrukcije motornog uređaja.

Osnovni nedostatak datih sistema dovoda je relativna složenost konstrukcije. Pogonske grupe koje imaju pumpni sistem dovoda, ponekad se zovu uređajima sa rasterećenim rezervoarima.

Pumpe

U pumpnim sistemima dovoda pogonske materije primenjuju se pumpe raznih tipova. U pumpi, mehanički rad, utrošen na njeno okretanje, pretvara se u mehanički rad prebacivanja tečnosti.

Pumpe se obično klasifikuju po nameni i principu rada.

Po nameni razlikujemo pumpe za dovod komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja, za dovod sredstava generacije u gasgeneratore i pumpe koje omogućavaju cirkulaciju tečnosti za hlađenje.

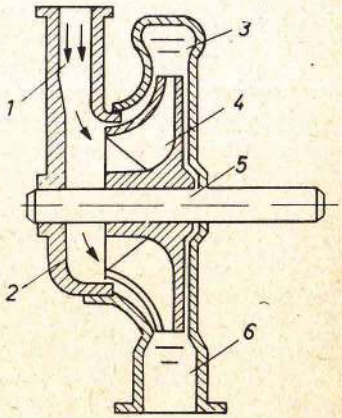
Po principu dejstva razlikujemo dva tipa pumpi — sa lopaticama i zapreminske.

U pumpama sa lopaticama energija, neophodna za povećavanje pritiska tečnosti, prenosi se na nju preko lopatica obrtnog kola. U pumpe sa lopaticama spadaju centrifugalne, oksijalne i dijagonalne.

Zapreminske pumpe prebacuju tečnost potiskujući je klipom ili nekim drugim uređajem. Tu spadaju zupčaste, klipne i klipne rotacione pumpe.

Najrasprostranjenije RMTPM su centrifugalne pumpe sa lopaticama. Njihova osnovna preimućstva su male dimenzije i mala težina. Osim toga, one mogu da rade sa velikim brojem obrtaja i pogodne su za neposredno povezivanje sa vratilom turbine.

Pumpe sa lopaticama. Šema centrifugalne pumpe sa lopaticama prikazana je na sl. 5.10. Pumpa se sastoji od radnog kola (turbine) (4), utvrđenog na vratilu (5), tela (2) sa ulaznim grlom (1), spiralne komore (3) i izlaznog otvora (6). Pri obrtanju radnog kola, tečnost, pod dejstvom centrifugalnih sila se odbacuje lopaticama radnog točka na periferiju. Rad utrošen na okretanje radnog točka transformiše se u spiralnoj komori u pritisak.



Sl. 5.10. Šema centrifugalne pumpe:
1 — ulazno grlo; 2 — telo pumpe; 3 — spiralna komora; 4 — radno kolo; 5 — vratilo pumpe; 6 — izlazni priključak

Za povećavanje proizvodnosti, pumpe se uključuju paralelno, a za povećanje napona — naizmenično.

Pumpe raketnih motora, zbog kratkog roka trajanja rada, razlikuju se od industrijskih manjom čvrstinom delova, specifičnošću uređaja za zaptivanje i finoćom izrade. Rad zaptivki pumpi RMTPM, odvija se u težim uslovima nego industrijskih pumpi. Ovo je uslovljeno time što neke komponente pogonske materije aktivno reaguju sa metalima, a druge su hemijski aktivne tečnosti i njihovo mešanje je nedopustivo. Osim toga, pri spajanju kod pumpi sa visoko turažnom turbinom, obični zaptivači se brzo izližu. U pumpama RMTPM u praksi je potrebna potpuna hermetizacija šupljina, što znatno povećava zahteve za sigurnim zaptivanjem. Kod većine pumpi koristi se kombinovano zaptivanje.

Centrifugalne pumpe primenjuju se ne samo kao osnovne pumpe dovoda komponenata pogonske materije u komoru sagorevanja RMTPM, već i kao dopunske u sistemima mlaznih motora.

Zapreminske pumpe mogu biti klipne i zupčaste.

K l i p n e p u m p e mogu da budu radijalne (sa klipovima raspoređenim u ravni, koja je normalna na osu okretanja rotora) i akcijalne (sa klipovima raspoređenim po obimu cilindra ili konusa, opisanom oko ose okretanja rotora). Danas se u sistemima dovoda pogonske materije mlaznih motora primenjuju uglavnom aksijalne klipne pumpe promenljive proizvodnosti, sa klipovima raspoređenim po obimu konusa, opisanog oko ose okretanja rotora.

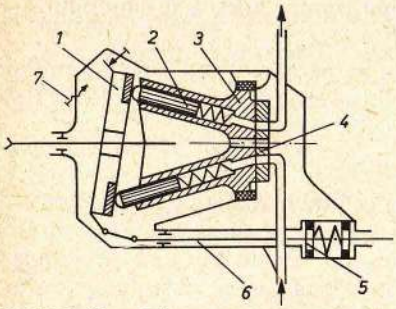
Principijelna šema uređaja takve pumpe prikazana je na sl.5.11. Pumpa radi na sledeći način: pri obrtanju rotora (3) pumpe, usled kosog položaja diska (1), klipovi (2) vrše obrtno—pravolinijsko kretanje u svojim kanalima, raspoređenim po rotoru, usisavajući približno, u toku poluobrta rotora gorivo kroz otvor usisavanja razvodnika (4) i istiskujući ga u toku drugog poluobrta kroz otvor razvodnika za kompresiju na liniju visokog pritiska.

Povećavanje ili smanjivanje proizvodnosti pumpe pri stalnom broju obrtaja mehanizma postiže se promenom ugla nagiba diska.

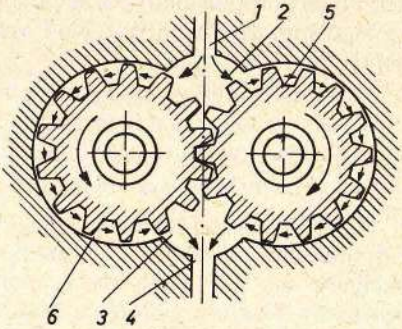
Broj klipova u jednom rotoru obično je neparan i iznosi 5—11. Najrasprostranjenije su sedmo — i devetoklipne pumpe. Prečnik klipa je 10—20 mm. Broj obrtaja rotora pumpe kod postojećih konstrukcija dostiže 4.000—5.000o/min, a maksimalna proizvodnost klipnih pumpi je do 2 kg/sek. Ove pumpe se koriste u svojstvu osnovnih u sistemima dovoda pogonske materije kada pritisak na izlazu mora da bude 80—150 kg/cm^2.

Zupčaste pumpe (sl. 5.12) su najjednostavnije u konstruktivnom pogledu, sigurne u eksploataciji, i imaju malu specifičnu težinu i dimenzije. Pri istoj težini i dimenziji prevazilaze po proizvodnosti klipne za 1,5—2 puta. Osnovni nedostatak zupčastih pumpi je težina postizanja pritiska na izlazu većeg od 50 do 60 kg/cm^2 i postojane proizvodnosti pri nepromenjenom broju obrtaja mehanizma.

Zupčaste pumpe se primenjuju kao osnovne u sistemima dovoda mlaznih motora sa pritiskom goriva 30 — 40 kg/cm^2, u lansirnim sistemima, a takođe u servo uređajima kormila koji ulaze u sastav automata stabilizacije, u svojstvu mehanizma za obrtanje mlaznih kormila.



Sl. 5.11. Šema klipne rotacione pumpe:
1 — kosi disk; 2 — klip; 3 — rotor; 4 — razvodnik; 5 — servo klip; 6 — poluga; 7 — zavrtanj — ograničavač minimalnog dovoda



Sl. 5.12. Šema zupčaste pumpe:
1 — usisni priključak; 2 — prostor usisavanja; 3 — prostor za sabijanje; 4 — potisni priključak; 5,6 — zupčanici

Osnovne karakteristike pumpi. Za ocenu osnovnih svojstava pumpe, najvažnije karakteristike su proizvodnost, napon, korisna snaga i broj obrtaja.

Proizvodnošću pumpe nazivamo količinu tečnosti koju pumpa predaje u jedinici vremena. Razlikuju se zapreminska Q (m^3/sek) i težinska $\dot{G}$ (kg/sek) proizvodnost. Obe su vezane odnosom:

$$Q = \frac{\dot{G}}{\gamma} m^3/sek$$

gde je γ — specifična težina komponente, kg/m^3.

Zapreminska proizvodnost svakog tipa pumpe određuje se po zavisnim osobinama. Tako na primer, za klipnu pumpu je

$$Q = \frac{\pi d^2}{4} S_{\max} in \tag{5.11}$$

gde je d — prečnik klipa;

S_{max} — maksimalni hod klipa;

i — broj klipova;

n — broj obrtaja rotora.

Naponom se naziva prirast pune specifične energije tečnosti u kolu. Veličina napona koji stvara pumpa određuje se neophodnim pritiskom dovoda pd koji mora da bude jednak zbiru: pritisak u komori sagorevanja p_o plus razlike pritiska na brizgaljkama $\Delta p š$ i gubici pritiska u cevima Δp_c, koji se sastoje iz gubitaka pritiska u provodnim cevima, ventilima i oblozi za hlađenje, ako komponenta prolazi kroz nju.

Iz pritiska dovoda pd potrebno je izračunati onaj pritisak pod kojim tečnost ulazi u pumpu p_{ul}.

Prema tome, razlika pritiska Δp_p koji stvara pumpa može se odrediti po formuli

$$\Delta p_p = p_o + \Delta p š + \Delta p_c - \Delta p_{ul} \qquad [kg/cm^2]$$

Obično se napon koji stvara pumpa izražava u metrima stuba tečnosti koja se dovodi i označava sa H:

$$H = \frac{\Delta p_p}{\gamma} (m), \tag{5.12}$$

gde je Δp_p izraženo u kg/m^2, a γ — u kg/m^3.

Korisna snaga pumpe određuje se radom koji pumpa vrši podižući tečnost $\dot{G}$ na visinu H.

Ova snaga je tim veća što je veća sekundna potrošnja tečnosti i potrebni pritisak tečnosti za pumpom, tj. što je veći potrebni napon.

Veličina snage određuje se po formuli

$$N_p = \frac{\dot{G}H}{75} = \frac{QH}{75}\gamma(KS) \tag{5.13}$$

ili

$$N_p = \frac{Q\Delta p_p}{75} \tag{5.14}$$

Broj obrtaja n za savremene pumpe iznosi 5.000—20.000 u minuti i više.

Što je veći broj obrtaja pumpe, njene dimenzije su manje.

G u b i c i u p u m p i. Pumpa uvek ima gubitaka koji umanjuju njene karakteristike. Napon pumpe se smanjuje zbog prisustva hidrauličnih gubitaka u protočnom delu. Prilikom kretanja tečnosti po potočnom delu pumpe, jedan deo njene energije se troši na savlađivanje raznih vrsta hidrauličnih otpora. Smanjivanje pritiska usled hidrauličnih gubitaka karakteriše se hidrauličnim koeficijentom korisnog dejstva pumpe η_h koji je jednak 0,80—0,90 i zavisi od proizvodnosti pumpe. Povećavanjem proizvodnosti rastu hidraulični gubici. Drugu grupu gubitaka u pumpi sačinjavaju zapreminski gubici, koji vode snižavanju proizvodnosti. Pri obrtanju kola neizbežno je pretapanje tečnosti iz oblasti visokog pritiska u oblast niskog pritiska. Snižavanje proizvodnosti usled zapreminskih gubitaka ocenjuje se zapreminskim koeficijentom korisnog dejstva pumpe η_z. Zapreminski koeficijent korisnog dejstva, porastom proizvodnosti, nešto se povećava. Njegova veličina je približno jednaka 0,90—0,92.

U pumpi su neizbežni i mehanički gubici. To su gubici energije na trenje u ležajima, na zaptivanje, a takođe na trenje radnog kola o tečnosti. Svi ovi gubici su mali i ubrajaju se u mehanički koeficijent korisnog dejstva pumpe η_m, koji je jednak približno 0,92—0,96. Ukupni koeficijent korisnog dejstva pumpe određuje se po formuli

$$\eta_p = \eta_h \cdot \eta_z \cdot \eta_m$$

i za velike pumpe iznosi oko 0,7.

P o j a v a k a v i t a c i j e. Povećanje broja obrtaja u centrifugalnim pumpama povoljno utiče na konstrukciju pumpe. Što je veći broj obrtaja, manje su dimenzije pumpe a prema tome i njena težina.

Osim toga, povećavanje broja obrtaja dovodi do poboljšanja uslova rada turbine (povećava se koeficijent korisnog dejstva i smanjuju dimenzije). Ali znatno povećavanje broja obrtaja ograničava se pojavljivanjem kavitacije.

Kavitacija, ili hladno kipljenje tečnosti je pojava stvaranja prekida u mlazu tečnosti, ili praznina, ispunjenih parama tečnosti.

Pre ulaska u pumpu tečnost raspolaže određenom rezervom energije koja se u toku kretanja tečnosti po kanalu, usled gubitka (na trenje, udar), smanjuje. Zato se primećuje pad pritiska tečnosti, a pošto se kanal za prolaz tečnosti u pumpi sužava, porastom brzine tečnosti pad pritiska raste.

Ako u bilo kojoj tački protoka tečnosti ovaj pritisak postane manji od pritiska zasićenih para tečnosti, u toj će tački doći do lokalnog isparavanja — obrazovaće se parne zapremine. To je upravo kavitacija. Najverovatnije mesto pojave kavitacije u centrifugalnoj pumpi su ulazne ivice lopatice turbine, jer ovde nastaju znatni gubici energije koji naglo smanjuju ukupan napon tečnosti. A pošto je brzina ovde velika, statički pritisak može da padne niže od pritiska zasićenih para.

Kavitacija remeti normalan rad pumpe. Ona je štetna jer prilikom dolaska tečnosti sa parnim mehurima u oblast visokih pritisaka, para se kondenzuje, a zapremina parnih mehura tečnosti popunjava se veoma brzo, što uslovljava znatna lokalna povećanja pritiska i hidraulične udare. Ti udari dovode do erozije metala, gubitaka i oštećenja pumpe.

Osim toga, pri kavitaciji dolazi do pada napona i zapreminske potrošnje potiskujuće tečnosti, jer se deo zapremine puni parama tečnosti.

Rad pumpi u uslovima kavitacije je nedopustiv, naročito kada to može da dovede do prekida dovoda koji obavezno vodi narušavanju pravilnog procesa u komori sagorevanja.

Da bi se sprečilo nastajanje kavitacije, neophodno je povećati pritisak tečnosti na ulazu u pumpu ili smanjiti broj obrtaja pumpe. Ograničavanje broja obrtaja pumpe nije uvek celishodno i zato se u raketnim motorima sa pumpnim sistemom dovoda pogonske materije pribegava specijalnim merama koje uključuju pojavu kavitacije. U te mere spadaju:

1. Stvaranje dopunskog natpritiska nad nivoom tečnosti u rezervoaru, tj. stvaranje natpritiska u rezervoaru pogonske materije. Postoje razni načini stvaranja natpritiska u rezervoarima pogonskih materija, ali svi oni obezbeđuju na ulazu u pumpu uslov $p_{ul} \gg p_s$, gde je p_{ul} — pritisak tečnosti na ulazu u pumpu, p_s — pritisak zasićenih para tečnosti.

2. Uređaji pred radnim kolom pretpumpi imaju veća antikavitaciona svojstva nego glavna pumpa. Kao pretpumpe najčešće se primenjuju osne pumpe sa zavojnim žlebovima, tj. koje imaju lopatice sa spiralnom površinom; takve pretpumpe imaju velika antikavitaciona svojstva i zato se kod njih, po pravilu, ne primećuje pojava kavitacije. Radeći u opštem sistemu, pretpumpa stvara neki napon tečnosti, pa ćemo na ulazu u radno kolo imati $Pul \gg p_s$; obično se napon koji stvara pretpumpa ograničava minimalnom veličinom. Ona obezbeđuje beskavitacioni rad osnovne pumpe, jer transformacija energije u malo opterećenim osnim pumpama ide sa manjim koeficijentom korisnog dejstva nego u glavnoj centrifugalnoj pumpi.

3. Primena pojedinih konstrukcionih mera koje povećavaju antikavitacionu karakteristiku pumpe tačnije:

— približavanje radnih lopatica ka ulazu, što povećava površinu lopatice i smanjuje relativnu brzinu ulaza na račun smanjenja obodne brzine;

— stvaranje lopatica dvostruke krivine, zbog čega se povećava površina lopatice i smanjuje specifični pritisak tečnosti na nju, a to dovodi do povećanja antikavitacionog svojstva pumpe.

Turbine

Za pokretanje pumpi RMTPM koriste se turbine koje dobijaju neophodnu snagu na račun pretvaranja toplotne energije gasa u mehaničku energiju okretanja rotora. Ta se energija pretvara preko međuoblika — kinetičke energije struje gasa.

Kao radni organi turbine služe mlaznici i radne lopatice. Šema turbine prikazana je na sl. 5.13. Mlaznici (1) su pričvršćeni u telu turbine i to nepokretni delovi, a lopatice radnog kola (3) pričvršćene su na obrtnom disku radnog kola (2). Gas koji se dovodi do mlaznika raspolaže određenom rezervom toplotne energije. U mlaznicima nastaje širenje gasa: njegov pritisak opada, a brzina raste.

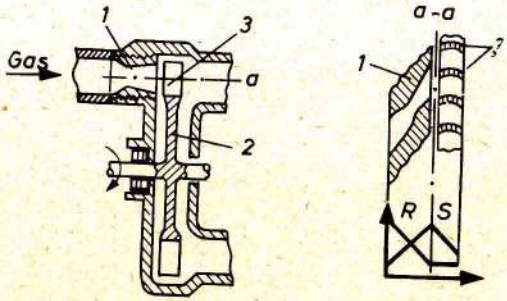
Struje gasa sa velikom brzinom i prema tome velikom kinetičkom energijom, dolaze do radnih lopatica, a pri opticanju gasa oko radnih lopatica, deo energije se predaje radnom kolu i na vratilu turbine se pretvara u mehaničku.

Brzina kretanja gasa u radnom kolu se smanjuje, ali još može da bude znatna, i da bi se potpunije iskoristila kinetička energija gasa, postavljaju se dva ili više reda lopatica. Između susednih redova

radnih lopatica postavljaju se usmeravajuće lopatice koje zaokreću struju gasa u onom pravcu u kom se kretao po izlasku iz mlaznika. Snaga turbine za pokretanje pumpi određuje se ukupnom potrebnom snagom tih pumpi:

$$N_t = N_{pg} + N_{po}$$

gde su N_{pg} i N_{po} — potrebna snaga pumpe goriva i pumpe oksidatora.



Sl. 5.13. Šema turbine i promena parametara gasa duž turbine:
1 — mlaznici; 2 — disk radnog kola; 3 — lopatice radnog kola

Veličina snage koju turbina može da razvije zavisi od sekundne potrošnje gasa $\dot{G}_g$ i njegove kinetičke energije na izlazu iz mlaznika turbine. Ona se određuje odnosom

$$N_t = \frac{\dot{G}_g c^2}{75 \cdot 2g} \eta_t (KS) \tag{5.15}$$

gde je $\dot{G}$ — potrošnja gasa, jednaka sekundnoj potrošnji pogonske materije, u gasgeneratoru;

c — brzina isticanja gasa iz mlaznika turbine;

η_t — koeficijent korisnog dejstva turbine koji pokazuje koji se deo kinetičke energije gasa $\frac{c}{2_g}$ pretvara u mehanički rad na vratilu.

Metode dobijanja radnog tela za turbine mogu biti razne. Za ovu svrhu koriste se g a s g e n e r a t o r i.

— čvrste pogonske materije jednokratnog dejstva;

— jednokomponentni koji rade sa jednokomponentnom tečnom pogonskom materijom;

— dvokomponentni koji rade sa osnovnim komponentama pogonske materije.

Kao čvrsta pogonska materija, za gasgeneraciju koristi se sporogoreći baruti, a kao jednokomponentne pogonske materije — vodonik-peroksid, etilen-oksid, amonijak, hidrazin, i dr.

Gasgenerator u kome se za gasgeneraciju koristi vodonik-peroksid, naziva se *parnim gasgeneratorom*. Parni gasgenerator se karakteriše autonomnim puštanjem u rad i ne zahteva specijalne startne uređaje a može sigurno da radi pri veoma maloj potrošnji vodonik-peroksida.

Konstrukcija parnog gasgeneratora se odlikuje jednostavnošću i zavisi od tipa katalizatora koji se koristi za razlaganje vodonik-peroksida. Ovo razlaganje se odvija uz obrazovanje H_2O i O_2 koji dolaze na turbinu.

Takođe se koristi gas koji se uzima neposredno iz komore sagorevanja. Međutim, ovaj gas se mora hladiti do temperature 650—850°C, što je vezano sa teškoćama. Zato se turbina snabdeva gasom koji se dobija kao rezultat sagorevanja, u specijalnom gasgeneratoru, onih istih komponenata sa kojima radi motor.

Prednost takvog gasgeneratora je u tome što za proizvodnju gasa nisu potrebne pomoćne komponente pogonske materije. Ovo uprošćava konstrukciju motora. Osnovni nedostatak takvog gasgeneratora je visoka temperatura gasa pri sagorevanju pogonske materije stehiometrijskog sastava. Zato, da bi se obezbedio normalan rad turbine, temperatura se snižava dovodom pogonske materije sa velikim viškom jedne od komponenata. Obično se u višku nalazi gorivo ($\alpha = 0{,}2$—$0{,}3$). U tom slučaju produkti sagorevanja nemaju kiseonika koji bi, pri visokim temperaturama mogao da razara delove turbine i ubrzava njihovo habanje.

Danas su poznate dve praktične mogućne i principijelno različite šeme radnog procesa u dvokomponentnom gasgeneratoru, koje se razlikuju i po konstruktivnom obliku. To su:

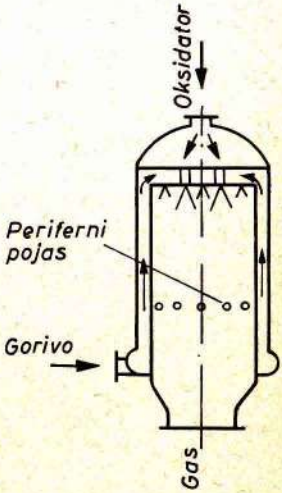
— gasgenerator čija je konstrukcija analogna šemi RMTPM običnog tipa, gde se komponente pogonske materije dovode u komoru samo sa strane glave;

gasgenerator koji se karakteriše time što se gorivo dovodi u komoru delimično kroz glavu sa koeficijentom viška oksidatora $\alpha = 0{,}4—0{,}6$ i kroz periferni pojas, smešten približno na sredinu dužine komore, sa takvim proračunom da na izlasku gasa iz komore opšti koeficijent viška oksidatora bude oko 0,2 (sl.5.14).

Prvi tip gasgeneratora primenjuje se za lakoisparljive i lakoupaljive komponente pogonske materije, za čije paljenje i gorenje nije potrebna velika količina toplote ni visoka temperatura.

Za komponente pogonske materije, kao što su erozin i azotna kiselina (ili njeni derivati), ovaj gasgenerator je nepogodan. Za pogonske materije datog tipa najpogodnija konstruktivna šema je gasgenerator drugog tipa, jer se u njemu stvaraju mnogo pogodniji uslovi za gorenje.

Mogućne su i druge šeme gasgeneratora, na primer, trokomponentne, u koje se gorivo i oksidator dovode u odnosima bliskim optimalnim, a snižavanje temperature gasa dostiže se uvođenjem u komoru sagorevanja treće komponente (obično vode).



Sl. 5.14. Principijelna šema gasogeneratora radnog tela za turbinu

§ 5.4. SISTEM DOVODA POGONSKE MATERIJE KOD MLAZNIH MOTORA

U mlaznim motorima, uzimajući u obzir režime puštanja u rad i forsiranja, potrebna je znatna promena dovoda goriva. Zato se motor obično snadbeva sa tri sistema dovoda — za puštanje u rad, glavnim i forsažnim.

Sistem dovoda za puštanje motora u rad predviđa se za dovod goriva u komoru sagorevanja u toku puštanja motora u rad. Kada se taj proces završi, ovaj sistem se isključuje.

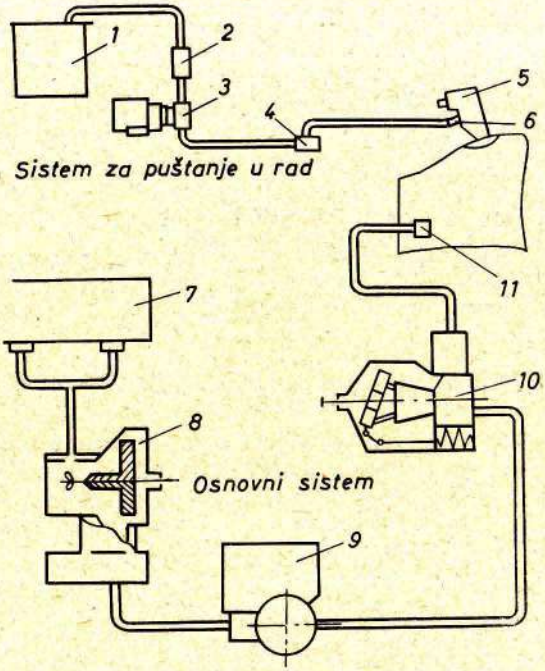
Sistem dovoda za puštanje motora u rad (sl.5.15) uključuje rezervoar sa gorivom za startovanje (1), filter (2), pumpa (3), elektroventil(4), kolektor startnog goriva (na slici nije prikazan) sa pripalama (5), u koje ulaze startne brizgaljke (6).

Sistem dovoda za puštanje motora radi na sledeći način. Istovremeno sa dovodom električne struje za pokretanje pumpe, ona dolazi

na elektroventil i svećice pripale. Elektropneumoventil otvara prolaz gorivu ka kolektoru odakle ono dolazi u startne brizgaljke pripale odakle se kroz njih ubrizgava u komoru za paljenje. Plamen koji se stvara u pripalama prodire u komore sagorevanja i potpaljuje osnovnu smešu pogonske materije.

Kada prestane dovod električne struje, elektroventil zatvara dovod goriva do brizgaljki pripale i pumpa se zaustavlja — i ceo sistem se isključuje.

Osnovni sistem dovoda obezbeđuje dovod goriva u osnovne komore sagorevanja za celo vreme rada motora. Ovaj sistem (sl.5.15) ima sledeće elemente: rezervoar osnovnog goriva (7), dopunsku



Sl. 5.15. Principijelna šema sistema dovoda goriva mlaznih motora:

1 — rezervoar startnog goriva; 2 — filter; 3 — pumpa; 4 — elektroventil; 5 — upaljač; 6 — startna brizgaljka; 7 — rezervoar osnovnog goriva; 8 — predpumpa; 9 — radijator za pogonske materije i ulje; 10 — osnovna pumpa; 11 — radna brizgaljka

pumpu (8), radijator za pogonske materije i ulje (9), osnovnu pumpu (10) i kolektor (nije prikazan na slici) sa radnim brizgaljkama(11).

Osim toga, u osnovni sistem dovoda ulazi niz kontrolno-mernih i regulacionih instrumenata i uređaja. Dopunska pumpa služi za stvaranje postojanog pritiska, neophodnog za savlađivanje hidrauličnog otpora komunikacija i agregata sistema dovoda, smeštenih pored glavne pumpe, a takođe za suzbijanje pojava kavitacije na ulazu u glavnu pumpu, naročito pri zagrevanju goriva u rezervoarima.

Dopunske pumpe su po pravilu, centrifugalne i uključuju se u sistem naizmenično. Njih motor stavlja u pokret ili imaju autonomne pokretače — električne ili vazdušno-turbinske.

Osnovna pumpa obezbeđuje dovod i automatsko regulisanje količine goriva koje se dovodi brizgaljkama sa pritiskom neophodnim za dobro raspršivanje pri svim režimima reda.

U većini slučajeva, kao osnovna pumpa koristi se klipna. Osnovne pumpe se pokreću neposredno motorom, ali u nekim slučajevima, mogu da se autonomno pokreću vazdušnim turbinama koje se snabdevaju vazduhom iz kompresora.

Po pravilu, osnovne pumpe uključuju, sem same pumpe, regulatore broja obrtaja, prigušne slavine, raspoređivače goriva, automat starta i druge elemente koji obezbeđuju automatsko regulisanje dovoda goriva.

Radne brizgaljke se predviđaju za ubrizgavanje goriva koje osnovna pumpa ubacuje u komoru sagorevanja, za raspršivanje goriva, pripremu smeše pogonske materije za sagorevanje i njeno ravnomerno raspoređivanje po čitavoj komori. Za raspršivanje se koriste strujne i centrifugalne brizgaljke.

Radijator za pogonsku materiju i ulje je neobavezan element sistema dovoda; koristi se za hlađenje ulja gorivom, što isključuje instaliranje drugih uređaja za hlađenje.

F o r s a ž n i s i s t e m d o v o d a g o r i v a osigurava dovod goriva pri forsažnom režimu. U njega ulazi pumpa za dovod goriva, forsažni kolektori sa brizgaljkama i specijalni uređaji koji obezbeđuju uključivanje forsažnog režima.

Glava VI

NEKA PITANJA TEORIJE LETA RAKETA

§ 6.1. OPŠTI STAVOVI TEORIJE LETA. VRSTE RAKETA I NJIHOVE PUTANJE

Teorija leta raketa izučava njihovo kretanje po putanji, pod pretpostavkom da su poznate međusobne zavisnosti sila koje deluju na raketu, od njenog polaska i pomeranja organa upravljanja, kao i zavisnosti koje opisuju rad sistema upravljanja.

Putanjom rakete naziva se kriva koja predstavlja geometrijsko mesto tačaka centra težišta rakete za vreme leta, od momenta lansiranja do susreta sa ciljem. Pri tome, kretanje centra težišta rakete posmatra se kao kretanje materijalne tačke sa masom, jednak masi rakete, na koju deluju ove sile koje deluju i na raketu. Raketa se u letu, osim toga, kreće u odnosu na svoj centar težišta pod dejstvom momenata sila koje deluju na razne njene elemente.

Osnovni zadaci teorije leta rakete su:

a) proračun putanje pri poznatim početnim podacima;

b) pronalaženje optimalnih režima kretanja rakete i odgovarajućih putanja.

Rešenje osnovnih zadataka dobija se iz rešenja pojedinačnih, u koje, na primer spadaju:

— određivanje koordinata i vektora brzine centra težišta rakete, kao i položaja rakete i ugaonih brzina njenog okretanja u odnosu na njen centar težišta u bilo kom momentu leta;

— određivanje stepena uticaja raznih uslova leta na karakter putanje centra težišta rakete i kretanje rakete u odnosu na njen centar težišta;

— određivanje karakteristika rakete i niza početnih parametara njene putanje po zadatim drugim veličinama (na primer, po daljini i gustini gađanja, visini putanje itd.);

— dokazivanje i izbor najpovoljnijeg programa upravljanja kretanjem rakete po putanji (kako na njenom aktivnom, tako i na pasivnom

delu, ako se, na primer, na račun upravljanja na njemu obezbeđuje potrebna tačnost gađanja);

— ocene postojanosti kretanja i sposobnosti za manevrisanje rakete;

— analiza rezultata teoretskog izučavanja kretanja rakete i njihovo upoređivanje sa eksperimentalnim podacima;

— dobijanje neophodnih računskih podataka za sastavljanje tablica gađanja raketa, a takođe, stvaranje teoretske baze za razradu racionalne metodike sastavljanja tih tablica i potrebnih eksperimentalnih gađanja.

U ovoj glavi nije moguće prikazati ceo kompleks ovih zadataka, pa će se ukratko razmotriti neki od najvažnijih.

Pri rešavanju zadataka teorije leta široko se koriste odgovarajuće discipline. Za proračun promene sila koje deluju na raketu u letu koriste se gravimetrija, teorija raketnih motora i dinamika gasova, teorija sistema upravljanja, aerodinamika itd.

Rezultatima, koje postiže teorija leta široko se koriste druge nauke za rešavanje niza praktičnih zadataka, vezanih sa borbenim korišćenjem i daljim razvitkom raketne tehnike.

Ukazaćemo na neke od njih:

— projektovanje novih tipova raketa i njihovih sistema upravljanja;

— ocena borbenih mogućnosti novokonstruisane rakete pre opitnih gađanja;

— pravilna razrada taktičko-tehničkih zahteva postavljenih pred novokonstruisane tipove raketa;

— razrada pitanja teorija gađanja i borbene primene raketa, a takođe racionalne metodike poligonskih gađanja.

Teoretski izučiti kretanje rakete — znači sastaviti u izabranom sistemu koordinata za dati deo putanje diferencijalne jednačine koje opisuju kretanje centra težišta rakete i same rakete u odnosu na centar težišta, a zatim, naći i ispitati rešenja tih jednačina. U opštem slučaju kretanja rakete njena putanja je prostorna kriva, tj. ona koja ne leži samo u jednoj vertikalnoj ravni (ravni gađanja).

Proračun takve putanje je veoma složen i vrši se pomoću elektronskih računskih mašina samo pri ispitivanjima kretanja raketa koja zahtevaju svestrano uzimanje u obzir uslova leta i veliku tačnost dobijenih rezultata. Ali, pri rešavanju mnogih zadataka teorije leta nije neophodno ispitivati prostorno kretanje raketa, jer potrebne praktične rezultate možemo sa dovoljnom tačnošću da dobijemo i pri ispitivanju jednostavnijih slučajeva kretanja rakete.

Zato se, na osnovu niza uprošćenih pretpostavki, ispitivanja složenog prostornog kretanja rakete zamenjuje ispitivanjem tri, nezavisno

jedne od drugih, jednostavnih slučajeva kretanja u tri ravni. Za balističke rakete obično se uzimaju ravan gađanja, bočna ravan (normalna na prvu i tangencijalna na putanju) i ravan normalna na uzdužnu osu rakete.

Pri ispitivanju svakog od ovih kretanja mogu se primeniti još dopunske pretpostavke koje u ovom ili onom stepenu uprošćavaju to ispitivanje. Broj pretpostavki i stepen uprošćavanja pitanja koje se istražuje zavise od njegovog karaktera, tipa rakete, potrebne tačnosti krajnjih rezultata, tehničkih sredstava koja omogućavaju ispitivanje itd. Sve kombinacije ovih pretpostavki koje se sreću u praksi teško je nabrojati. Kao primer navešćemo da se u početnom stadijumu projektovanja raketa balističkog tipa, njihovo kretanje razmera obično samo u vertikalnoj ravni (ravni gađanja), pri čemu se ne uračunava uticaj okretanja Zemlje i kolebljivog kretanja rakete u odnosu na njen centar težišta.

U ovoj glavi uporedo sa pitanjima teorije leta raketa (dinamike leta) daju se kratki podaci o prirodi aerodinamičkih sila. Potpuniji podaci o fizičkoj suštini tih sila mogu se dobiti u knjigama iz oblasti aerodinamike.

Za karakteristiku svojstva i osobenosti raznih tipova raketa, njihovo kretanje se izučava u podjednakim (standardnim) uslovima, radi čega se u teoriju leta uvodi pojam računske ili neporemećene putanje.

Neporemećenom se naziva ona putanja po kojoj se kreće, pri normalnim ili tabličnim meteorološkim uslovima, tj. uslovima standardne atmosfere, centar težišta rakete koji ima računske parametre i konstruktivne karakteristike. Uslovi standardne atmosfere razmotriće se kasnije, a računske vrednosti parametara (aerodinamičkih koeficijenata, koordinate centra masa i centra težišta, težine, potiska, sekundne potrošnje pogonske materije itd) i konstruktivnih karakteristika raketa (geometrijskih razmera svih delova i agregata) su veličine koje odgovaraju projektnoj nominali.

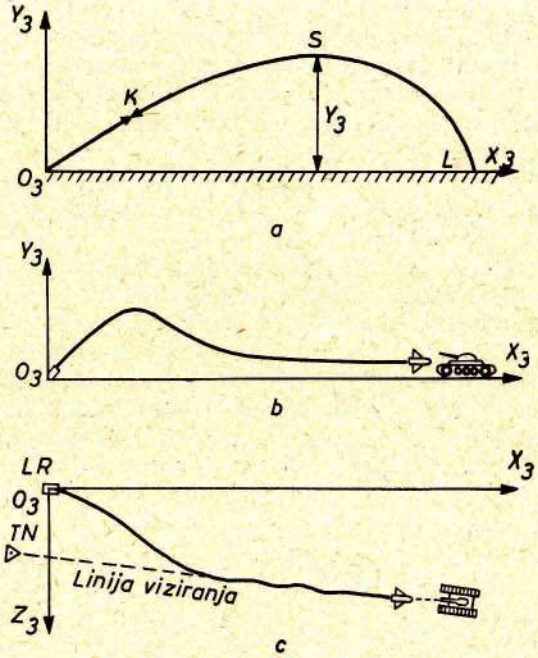
Parametri i konstruktivna svojstva stvarne rakete uvek se razlikuju od računskih usled najvećih dozvoljenih odstupanja od norme u proizvodnji i montaži njenih osnovnih delova, najvećih dozvoljenih odstupanja od norme u punjenju rakete komponentama pogonske materije (za rakete sa RMTPM), a zbog razlika stvarnih karakteristika pogonske materije od njihovih računskih vrednosti. Stvarni uslovi leta takve rakete po putanji takođe se razlikuju od standardnih. Zato se, obično, stvarna putanja leta uvek razlikuje od računske. Pri pripremi raketa za lansiranje uvek se uračunava čitav niz odstupanja realnih uslova gađanja od računskih (tabličnih) ali, pošto je to uračunavanje

nepotpuno i uz to je praćeno greškama (u granicama tačnosti postojećih metoda uračunavanja), javlja se odstupanje tačaka pada raketa od cilja (rasturanje).

Stvarne putanje leta raketa nazivaju se uznemirenim (dinamičkim). Raznolikost borbenih zadataka koji stoje pred raketnim oružjem u savremenom boju, dovela je do pojave raznih tipova i vrsta raketa čije se putanje i parametri leta bitno razlikuju. Razmotrićemo putanje leta osnovnih tipova raketa vrste „zemlja-zemlja" i „zemlja-vazduh" tj. koje se lansiraju sa zemaljskih lansirnih uređaja i predviđene su za uništavanje zemaljskih i vazdušnih ciljeva.

Nevođene rakete

Nevođene rakete, snabdevene kako običnim tako i nuklearnim punjenjem, predviđaju se za uništavanje ciljeva na rastojanju do 50 km. Putanja nevođene rakete prikazana je na slici 6. 1*a*. Cela putanja leži



Sl. 6.1. Putanje raketa:
a — nevođene balističke rakete; b — protivtenkovskog vođenog projektila (u projekciji na ravan gađanja); c — protivtenkovskog vođenog projektila (u projekciji na ravan horizonta)

u gustim slojevima armosfere, pa se zato stabilizacija rakete u letu vrši pomoću repnih površina. Putanja se deli na aktivni i pasivni deo. Deo O_3K naziva se aktivnim (na tom delu radi motor), a deo KS — pasivnim (na tom delu raketa leti kao slobodno bačeno telo). Vreme leta na aktivnom delu putanje (vreme rada motora) iznosi oko 1/3 ukupnog vremena leta rakete, a visina putanje oko 1/3 daljine leta.

Gađanje na razne daljine ostvaruje se promenom uglja nagiba lansirne rampe.

Vođene rakete (projektili)

Vođene rakete (projektili) predviđene su za uništavanje nepokretnih i pokretnih (zemaljskih i vazdušnih) ciljeva na daljinama od nekoliko hiljada kilometara.

Razmotrićemo rakete ovog tipa.

Protivtenkovski vođeni raketni projektili su predviđeni za uništavanje zemaljskih pokretnih ciljeva na malim daljinama (2—4 km). Putanja njihovog leta je složena prostorna kriva čija visina čak i u početnom delu (sl. 6,1*b*) ne prelazi 0,5—1% daljine gađanja (visina ostalog dela putanje protivtenkovskih vođenih reaktivnih projektila ne prelazi visinu cilja).

Karakter putanje se određuje metodom vođenja projektila na cilj, uzajamnim položajem lansirnog uređaja, operatora navođenja i cilja, a i karakterom kretanja cilja.

Pod metodom vođenja podrazumeva se kompleks mera za vreme leta projektila koje obezbeđuju uništenje cilja.

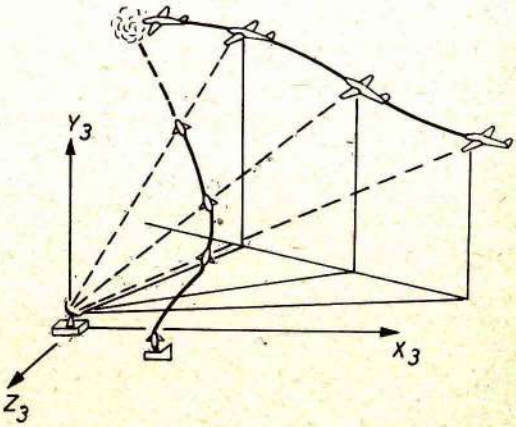
Putanja protivtenkovskog vođenog raketnog projektila, u slučaju frontalnog kretanja cilja, pri metodu vođenja „tri tačke" (operator vođenja — projektil — cilj) i odvojenom položaju tačke (TN) vođenja i lansiranja uređaja (LR), prikazana je na slici 6.1 (sl. 6.1,b — u vertikalnoj ravni, sl. 6.1,c — u horizontalnoj ravni). Pri tom metodu vođenja operator vođenja, pomoću sistema za upravljanje, uvodi projektil postepeno u ravan i na liniju viziranja i zadržava ga na toj liniji do pogađanja cilja.

Vođene rakete „zemlja-vazduh" su predviđene za borbu sa avionima protivnika na daljinama do nekoliko stotina kilometara.

Putanja VRZV takođe zavisi od metoda vođenja rakete na vazdušni cilj.

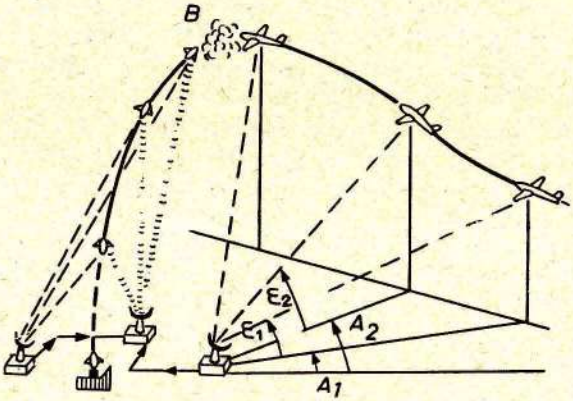
Putanja pri vođenju rakete na vazdušni cilj po radarskom snopu prikazana je na sl. 6.2. Putanja leta rakete je složena prostorna kriva

koja se ponekad naziva putanjom triju tačaka (radar — raketa — cilj) i ima veliku krivinu na pojedinim delovima. Zato je protivavionska vođena raketa pri takvom metodu vođenja izložena znatnim inercijalnim naprezanjima i preopterećenjima.



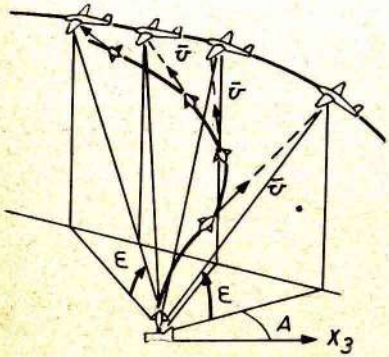
Sl. 6.2. Putanja vođene rakete zemlja-vazduh pri navođenju po radarskom snopu

Pri vođenju VRZV na cilj pomoću dva radara (metod vođenja u tačku preticanja B), krivina prostorne putanje centra težišta rakete (sl. 6.3.) je manja nego kod vođenja po snopu, pa su stoga manja i opterećenja kojima je izložena raketa.



Sl. 6.3. Putanja vođene rakete zemlja-vazduh pri vođenju u tačku preticanja

Pri samonavođenju VRZV na cilj po „metodu gonjenja“ putanja centra težišta rakete je prostorna kriva u čijoj je svakoj tački vektor brzine rakete upravljen ka cilju (sl. 6.4.). Takva kriva, koja se ponekad naziva „krivom gonjenja“, imaće (naročito pri manevrisanju cilja) veliku krivinu, pa će stoga na raketu delovati znatna preopterećenja. Da bi se ona smanjila primenjuje se „metod gonjenja“ — samonavođenje sa uglom preticanja, pri kome sistem upravljanja rakete neprekidno usklađuje njenu uzdužnu osu sa pravcem ne na cilj već na neku odabranu tačku preticanja — tj. tačku susreta.



Sl. 6.4. Putanja vođene rakrte zemlja-vazduh pri gađanju po „metodu tri tačke“

Organi upravljanja letom VRZV, čije putanje leže uglavnom, u gustim slojevima atmosfere su gasna i vazdušna kormila.

Vođene balističke rakete predviđene su za uništavanje zemaljskih ciljeva u dijapazonu daljina od nekoliko desetina do nekoliko hiljada kilometara.

Pri gađanju na daljine od 3.000 do 3.400 km primenjuju se, po pravilu, jednostepene rakete ili dvostepene sa čvrstom pogonskom materijom. Za velike daljine koriste se višestepene rakete.

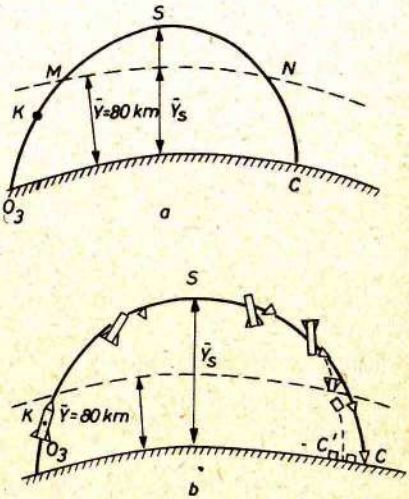
Putanja leta balističke rakete sastoji se od aktivnog O_3K (sl. 6.5) i pasivnog KSC dela. Oblik aktivnog dela putanje određuje se tipom rakete, njenom daljinom gađanja i načinom lansiranja.

Balističke rakete sa daljinom gađanja 100—150 km, koje imaju relativno malu težinu, lansiraju se kako vertikalno tako i sa usmerivača pod uglom. Rakete sa velikim daljinama gađanja, pošto su teže, lansiraju se vertikalno.

Lansiranje pod uglom kod teških raketa nije celishodno, jer postizanje brzine rakete koja je neophodna za postojan let zahteva bilo duge usmerivače lansirnog uređaja, bilo primenu snažnih bustera. U oba slučaja raketni sistem postaje glomazan, skup i nepogodan za eksploataciju.

Razmotrićemo kao primer aktivni deo putanje jednostepene vođene balističke rakete sa vertikalnim lansiranjem. On se deli na vertikalni deo O_3A, deo programiranog kretanja AB i vođenog dela BK,

u čijim raznim tačkama nastaje isključivanje motora u celom dijapazonu daljina (slika 6.46). Tačka B odgovara minimalnoj, a tačka K — maksimalnoj daljini gađanja. Ugao nagiba dela BK ka horizontu tačke lansiranja bira se polazeći od zadatka dobijanja najveće daljine pri datoj brzini rakete, u momentu isključivanja motora. Veličina ugla nagiba vođenog dela za datu raketu je tim manja što joj je veća brzina. Rakete sa velikim daljinama gađanja imaju veliku razliku brzina leta u tačkama B i K. Zato je vođeni deo BK kod takvih raketa krivolinijski. Kod balističkih raketa sa malim daljinama gađanja deo BK obično je pravolinijski jer neznatna promena ugla njegovog nagiba praktično ne utiče na daljinu.



Sl. 6.5. Putanje balističkih raketa:
a — jednostepena raketa sa nerazdvojivom glavom;
b — rakete sa razdvojivom glavom

Aktivni deo dvostepenih i trostepenih raketa ima analogni karakter. Razlika se sastoji samo u tome što će srazmerno sagorevanju pogonske materije, u određenim momentima biti redom odbačeni prvi i drugi stepen i na pasivnom delu putanje kretanje će produžiti glava rakete ili glava sa poslednjim stepenom.

Vođene balističke rakete mogu da budu vođene na celoj putanji leta (raketa sa malim daljinama gađanja, na primer, „lakros") ili na njenom aktivnom delu.

Putanja leta rakete vođene tokom celog leta (kombinovani sistem upravljanja) i daljinom gađanja do 30 km, prikazana je na slici 6.6,*a*. Lansiraju se sa usmerivača pod uglom, raketa ima praktično pravolinijski aktivni deo putanje O_3K, posle koga upravljanje njenim letom preuzimaju autonomni sistem upravljanja i zemaljska stanica za vođenje rakete SVR (na delu ABC). Pošto visina putanje takvih raketa obično ne prelazi 5—10 km, kao organi upravljanja njihovim kretanjem, pored gasnih, koriste se i vazdušna (aerodinamička) kormila. Same rakete u nizu slučajeva imaju krila kojim obezbeđuju dovoljnu manevarsku sposobnost u letu. Usled toga je čak i računska neporemećena putanja

leta rakete složena prostorna kriva. Data daljina gađanja određuje se momentom prevođenja rakete, u pikiranju na pasivnom delu putanje.

Pri radu sistema upravljanja letom balističke rakete samo na aktivnom delu data daljina gađanja se obezbeđuje na račun isključivanja motora u raznim tačkama vođenog dela BK. Posle isključivanja motora prekida rad i sistem upravljanja, i na pasivnom delu KSC (sl. 6.5) putanje raketa se kreće kao slobodno bačeno telo.

Karakter putanje leta jednostepene balističke rakete bez glave koja se odvaja, vođene samo na njenom aktivnom delu, prikazan je na slici 6.5.*a*, a sa glavom koja se odvaja, na slici 6.5,*b*.

Organi upravljanja kretanja takvih raketa su gasna kormila (ponekad u kombinaciji sa vazdušnim). Kod nekih raketa bojne glave koje se odvajaju snabdevene su vazdušnim kormilima za upravljanje njihovim kretanjem na atmosferskom delu silazne putanje („redstoun"), pri čemu se te glave obično opremaju stabilizatorima (u obliku zarubljene kupe ili loptastog tipa) da bi se obezbedila postojanost njihovog kretanja na tom delu.

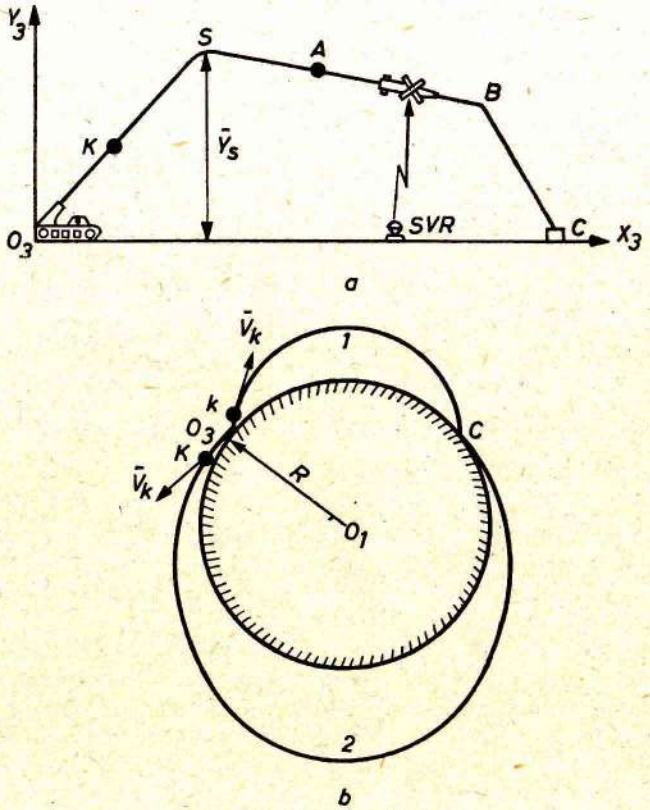
Ako jednostepene rakete imaju glavu koja se ne odvaja, brzine njihovog leta na kraju aktivnog dela putanje, zavisno od dometa i tipa rakete, nalaze se u granicama od 600 do 1.500 m/sek. Visina tačke isključivanja motora, u tom slučaju, ne prelazi 20—30 km.

Kod jednostepenih raketa sa glavom koja se odvaja, brzine i visine leta u momentu isključivanja motora znatno su veće i pri gađanju na maksimalne daljine mogu da dostignu 2.000—5.000 m/sek i stotine kilometara.

Međukontinentalne rakete mogu da budu dvostepene i trostepene sa glavom koja se odvaja. Brzine njihovog leta u momentu isključivanja motora poslednjih stepena (odvajanje glave) iznose nekoliko kilometara u sekundi, a visina kraja aktivnog dela je nekoliko stotina kilometara. Maksimalne daljine gađanja ovih raketa su 12.000—15.000 km.

Putanja globalne rakete (kriva 2) prikazana je na sl. 6.6.*b*. Njeno poređenje sa putanjom međukontinentalne rakete (kriva 1) koja startuje sa iste pozicije na isti cilj pokazuje da, usled znatno veće daljine gađanja, globalna raketa na kraju aktivnog dela putanje mora da ima brzinu i visinu veću od međukontinentalne. Ovo može da se postigne bilo na račun primene snažnijih motora, bilo na račun povećavanja broja stepena rakete. Ugao nagiba poslednjeg odsečka aktivnog dela putanje ka horizontu kod globalne rakete je manji nego kod međukontinentalne. Zato je putanja globalne rakete znatno bliža, po svom karakteru, putanji satelita Zemlje.

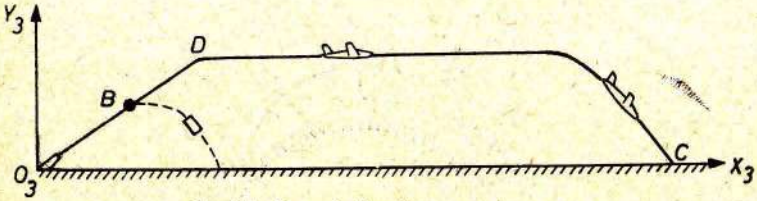
Globalna raketa praktično, može da pogodi cilj na bilo kojoj tački Zemlje. Ako se u raketu ugradi uređaj koji omogućava manevrisanje putanjom, raketa može da priđe istom cilju iz raznih pravaca.



Sl. 6.6. Putanje raketa:
a — rakete sa kombinovanim sistemom upravljanja; b — globalne (orbitalne) rakete

U zavisnosti od konstrukcije balističke rakete, njenog sistema upravljanja i daljine gađanja, odnos između visine putanje i daljine leta balističke rakete koleba se od 1/3 ili 1/4 (pri malim i srednjim daljinama gađanja) od 1/10 (pri velikim daljinama). Sistemi upravljanja letom balističkih raketa mogu da budu autonomni programskog tipa i mešoviti.

Vođene krilate rakete (bespilotni avioni) pripadaju tipu raketa vođenih na celoj putanji. One su predviđene za uništavanje ciljeva na daljinama od nekoliko stotina do nekoliko hiljada kilometara. Lansiranje krilatih raketa obično se ostvaruje sa usmerivača pod uglom pomoću snažnih bustera sa čvrstim pogonskim materijama. Posle postizanja brzine, dovoljne za postojan let raketa, busteri se odbaciju i na celoj ostaloj putanji na krilatoj raketi radi samo motor (obično mlazni), jer sva putanja leta rakete leži u gušćim slojevima atmosfere. Posle postizanja zadate visine krilata raketa prelazi u horizontalni let, a kad prilazi cilju — u obrušavanje. Visina leta ovih raketa koleba se od nekoliko stotina metara do 10—20 km (putanja leta rakete prikazana je na sl. 6.7).



Sl. 6.7. Putanja bespilotnog aviona

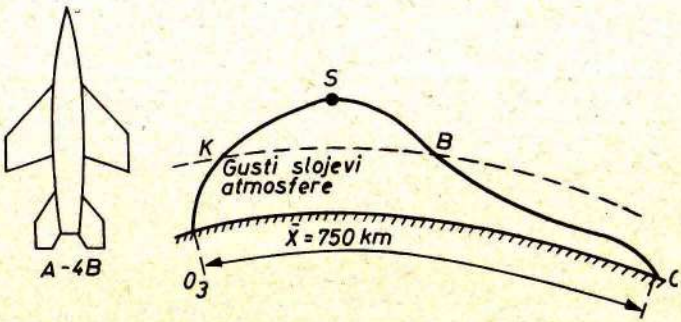
Sistemi upravljanja letom krilatih raketa obično su autonomni programskog tipa, ali ako je potrebna veća tačnost gađanja, mogu da budu opremljeni instrumentima za korekciju kretanja po nebeskim ili zemaljskim orijentirima.

Razrađuju se tipovi raketa — međutipova — između vođenih balističkih i krilatih — tzv. planirajuće rakete. Prvi primer ovakvog tipa bila je nemačka raketa A—4B, projektovana na kraju drugog svetskog rata. U suštini to je bila balistička raketa tipa V-2, sa parom strelastih krila, koja omogućavaju planirajući let na pasivnom delu putanje i na račun ovoga bitno se povećava daljina gađanja (računska daljina leta rakete A-4B iznosi 750 km).

Računska putanja i opšti sastav rakete A-4B prikazani su na sl. 6.8. Dobivši na aktivnom delu O_3K zadatu brzinu i pravac leta raketa izlazi iz oblasti gušćih slojeva atmosfere i leti po običnoj balističkoj krivoj KSB. Pri ulazu u guste slojeve atmosfere ona prelazi u stabilni planirajući let i leti po krivoj BC ka cilju.

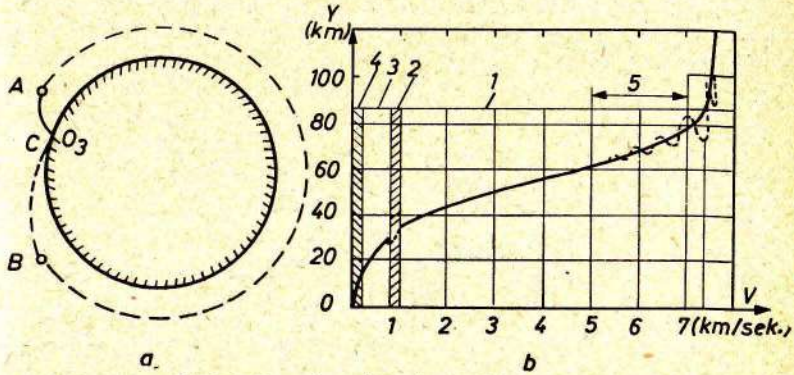
Daljim razvitkom datog tipa rakete, dobijen je orbitalni raketoplan „dajna-šor" (Dyna-soar), koji se razrađuje u SAD. On spada u strategijska sredstva vazdušnog napada i sastoji se od rakete-nosača i nad-

zvučnog planera (sa pilotom) — raketoplana, koji se izvodi na orbitu Zemljinog satelita (visina do 280 km). Raketoplan može da izvrši nekoliko kruženja oko Zemlje, a zatim da se spusti u zadati rejon. Na taj način, se putanja njegovog leta sastoji od dela izlaska (doleta) na orbitu O_3A, dela orbitalnog leta i dela spuštanja (planiranja) BC. Prvi



Sl. 6.8. Šema sastava i karakter putanje rakete A-4B

i drugi deo očevidno biće analogni putanjama Zemljinih satelita i kosmičkih brodova. Za prelazak raketoplana sa orbite na deo BC brzina će mu se unekoliko smanjiti pomoćnim raketnim motorom, posle čega, ušavši u atmosferu na visini oko 90 km, on prelazi u planirajući let sa velikim napadnim uglovima (sl. 6.9). Na visini od oko 30—35 km,



Sl. 6.9. Putanja raketoplana „dajna-šor“:
a — opšti izgled putanje; b — šema dela BC; 1 — deo ustaljenog planiranja sa hiperzvučnom brzinom; 2 — prelazni deo; 3 — krajnji deo putanje; 4 — režim sletanja; 5 — zona jakog zagrevanja raketoplana

raketoplan zauzima normalan položaj u letu (pri brzini od 800 do 1.000 m/sek) i produžavajući snižavanje, sa visine od oko 10 km, prelazi na režim brzine za sletanje. Putanja raketoplana je prikazana na sl. 6.9,*a*, a zavisnost njegove brzine od visine leta na delu *BC* — na sl. 6.9,*b*.

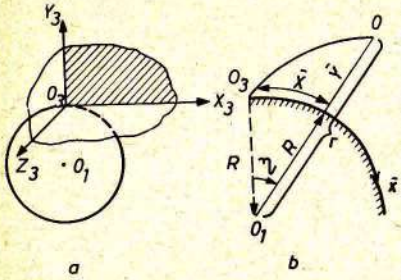
§ 6.2. KOORDINATE KOJE ODREĐUJU POLOŽAJ RAKETE NA PUTANJI. KOORDINATNI SISTEMI KOJI SE PRIMENJUJU PRI IZUČAVANJU KRETANJA RAKETA

Za izučavanje kretanja raketa po putanji neophodno je razmotriti kretanje njenog centra težišta (kao materijalne tačke sa masom, jednakoj masi raketa) i kretanje rakete (kao čvrstog tela) u odnosu na centar težišta. Na taj način da bi se jedinstveno odredio položaj rakete u bilo kojoj tački putanje, neophodno je zadati koordinate njenog centra težišta u izabranom koordinatnom sistemu, položaj uzdužne ose rakete u prostoru i ugao obrtanja rakete u odnosu na tu osu.

U teoriji leta za ispitivanje kretanja raketa po putanji koriste se sledeći koordinatni sistemi:

— zemaljski $O_zX_zY_zZ_z$;
— krivolinijski O_zXYZ;
— polarni $O_1\ r\eta$;
— brzinski $OXYZ$;
— vezani $OX_1\ Y_1\ Z_1$.

Zemaljski koordinatni sistem (sl. 6.10,a) primenjuje se za izučavanje kretanja centra težišta raketa najviše na aktivnom delu putanje, ako dužina leta na njemu ne prelazi 30—50 km. U tom sistemu može se izračunati i cela putanja rakete, ako je puna daljina gađanja manja od 30 do 50 km. Početak zemaljskog koordinatnog sistema poklapa se sa tačkom lansiranja O_z. Horizontalna ravan $O_zX_zZ_z$ tangentna je sa površinom Zemlje u tački lansiranja, osa O_zX_z upravljena je na cilj, a osa O_zY_z normalna je na osu O_zX_z i sa njome obrazuje ravan gađanja $O_zX_zY_z$. Osa O_zZ_z upravljena je desno od ravni gađanja i obrazuje pravougli koordinatni

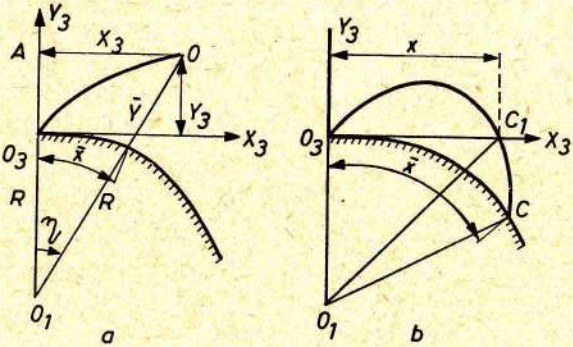


Sl. 6.10. Koordinatni sistemi:
a — zemaljski; b — sferni (polarni)

sistem. Položaj centra težišta raketa u zemaljskom koordinatnom sistemu karakteriše se trima koordinatama x_z, y_z z_z. Ukoliko su daljine gađanja male, ubrzanje Zemljine teže g obično se uzima kao konstantno i usmereno suprotno osi O_zY_z.

Krivolinijski koordinatni sistem (sl. 6.10,b) primenjuje se za izučavanje kretanja centra težišta raketa pri dometima većim od 50 km. Početak koordinatnog sistema uzima se takođe u tački lansiranja, osa O_zX — je upravljena ka cilju po luku velikog kruga Zemlje opisanog kroz tačku lansiranja, a koordinata y meri se od površine Zemlje (koja se uzima kao lopta sa poluprečnikom $R = 6371$ km) do centra težišta rakete po liniji koja ga spaja sa centrom Zemlje O_1. Osa O_zZ upravljena je kao i osa O_zZ_z zemaljskog koordinatnog sistema. Presek Zemlje sa ravni koja prolazi kroz tačke lansiranja cilja i centra težišta Zemlje O_1, naziva se velikim krugom. U krivolinijskom koordinatnom sistemu ubrzanje g je uvek usmereno po liniji O_1O (gde je O — centar težišta rakete).

Pravougaone koordinate u zemaljskom sistemu mogu se preračunati u krivolinijske u zavisnostima koje se dobijaju iz geometrijskih odnosa (sl. 6.11,a).



Sl. 6.11. Veza između pravouglih i sfernih koordinata:
a — uz preračunavanje pravouglih koordinata u sferne; b — uračunavanje Zemljine krivine

Zbog neznatne veličine ugla η može se uzeti da je $x = R\eta$. Iz trougla AOO_1 dobićemo

$$tg\,\eta = \frac{x}{R+y} \quad \text{ili} \quad \eta = arctg\,\frac{x}{R+y}$$

Pošto je

$$(R+\bar{y})^2 = (R+y)^2 + x^2,$$

odnosi koji odavde proističu između krivolinijskih pravougaonih koordinata biće:

$$\bar{x} = R\, arctg \frac{x}{R + y};$$

$$\bar{y} = \sqrt{(R + y)^2 + x^2} - R.$$

Proračun pokazuje da razlika između daljine gađanja određene u krivolinijskom i zemaljskom koordinatnom sistemu, dostiže veličine navedene u tabeli 6.1.

Tabela 6.1.

X, km	10	30	50	100	300
$\bar{X} - X$, m	4,5	41	113	452	4060

Iz tabele se vidi da je pri daljinama gađanja većim od 50 km (sl. 6.11,*b*) neophodno uračunati krivinu Zemlje, tj. celishodnije je računati putanje u krivolinijskom koordinatnom sistemu (jer X *t* X).

Ova okolnost je uslovila neophodnost korišćenja u teoriji leta krivolinijskog koordinatnog sistema za daljine gađanja veće od 30 do 50 km. Pri manjim daljinama gađanja neuračunavanje krivine Zemlje ne unosi bitne greške u rezultate ispitivanja i zato se može koristiti zemaljski koordinatni sistem.

Ali u oba sistema za određivanje elemenata putanje rakete neophodno je rešavati i istraživati sistem diferencijalnih jednačina koje opisuju njeno kretanje. Ovo se radi metodama više matematike (brojnim integrisanjem) i to je prilično komplikovano i teško.

Na pasivnom delu putanje koji se nalazi u jako proređenim atmosferskim slojevima, može se, pri rešavanju niza zadataka, zanemariti otpor vazduha i smatrati da se raketa kreće samo pod dejstvom sile teže. U tom slučaju koristi se polarni sferni koordinatni sistem $O_1\, r\eta$ (sl. 6.10,*b*), u kome se mogu dobiti konačne analitičke zavisnosti za izračunavanje elemenata putanje, isključujući na taj način teško i brojno integrisanje. To je uslovilo primenu polarnog koordinatnog sistema pri ispitivanju kretanja raketa na pasivnom delu putanje (po eliptičkoj teoriji).

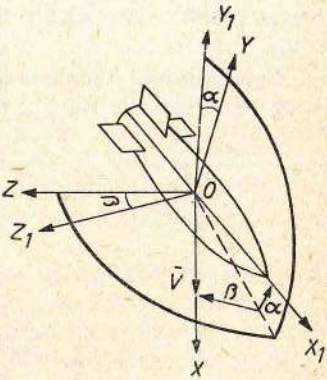
Pol polarnog sistema se uzima u centru težišta Zemlje O_1, polarna koordinata r je rastojanje u prvoj liniji od centra težišta Zemlje do

centra težišta rakete, a polarni ugao η se računa od zemaljskog radijusa tačke lansiranja u pravcu kretanja rakete. Veza između polarnih i krivolinijskih koordinata određuje se: međusobnim odnosima:

$$\bar{x} = R\eta; \qquad r = R + \bar{y},$$

gde su η i r — polarne koordinate koje određuju položaj centra težišta rakete u ravni putanje.

Na taj način položaj centra težišta rakete u bilo kojoj tački njene putanje može da se odredi jednoznačno u bilo kom od razmotrenih koordinatnih sistema. Za karakteristiku položaja u prostoru same rakete, kao tela određenih razmera, uvodi se vezani koordinatni sistem (sl. 6.12). Njegov početak se poklapa sa centrom težišta raketa O, osa OX_1 — sa uzdužnom osom rakete, osa OY_1 — je normalna na osu OX_1 i leži u glavnoj ravni simetrije rakete (ravan vertikalnih repnih površina balističkih i krilatih raketa ili uzdužni presek raketa drugih šema koji se poklapaju pri lansiranju sa ravni $O_zX_zY_z$ zemaljskog koordinatnog sistema). Osa OZ_1 normalna je na ravan OX_1Y_1 i obrazuje pravougli koordinatni sistem.



Sl. 6.12. Vezani i brzinski koordinatni sistemi

Kada je dat položaj osa u zemaljskom koordinatnom sistemu $O_zX_zY_zZ_z$ odredićemo položaj rakete kao tela u prostoru. To se vrši pomoću tri ugla: uzdužnog nagiba (propinjanja), skretanja po pravcu (klizanja) i bočnog nagiba (valjanja) (sl. 6.13). Uglom propinjanja φ, naziva se ugao između uzdužne ose rakete OX_1 i njene projekcije na ravan $O_zX_zZ_z$ zemaljskog koordinatnog sistema. Ugao ψ između ose OX_1 i njene projekcije na ravan $O_zX_zY_z$ naziva se uglom skretanja. Zaokret rakete u odnosu na njenu uzdužnu osu karakteriše se uglom bočnog nagiba γ koji je, u stvari, ugao između ravni $O_zX_zY_z$ zemaljskog i ravni OX_1Y_1 vezanog koordinatnog sistema.

Ugao $\varphi\Theta > O$ ako osa OX_1 rakete leži iznad svoje projekcije na horizontalnu ravan provedenu kroz centar težišta rakete. Ugao $\gamma > O$ ako se raketa okrenula oko ose OX_1 u pravcu suprotnom od pravca kretanja kazaljke na satu. Ugao $\psi > O$ ako osa OX_1 leži udesno od svoje projekcije na ravan gađanja.

U vezanom koordinatnom sistemu obično se proučava kretanje rakete u letu u odnosu na njen centar težišta. Sa centrom težišta rakete vezan je i *brzinski koordinatni sistem* (sl. 6.12) čije su ose upravljene po sledećem principu:

— osa OX — po vektoru brzine $\bar{v}$ centra težišta rakete, tj. po tangenti na putanju rakete u pravcu njenog kretanja;

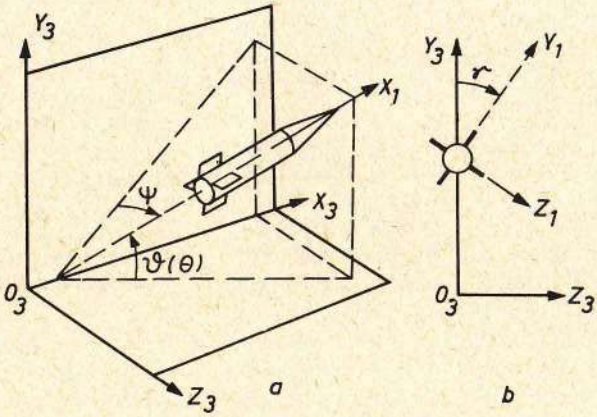
— osa OY — normalna na osu OX i leži u glavnoj ravni simetrije rakete;

— osa OZ — normalna na ravan OXY i obrazuje pravougli koordinatni sistem.

Uzajamni položaj brzinskog i vezanog koordinatnog sistema karakteriše se napadnim uglom i uglom klizanja (sl. 6. 12).

Napadni ugao α je ugao u glavnoj ravni simetrije rakete između njene ose OX_1 i projekcije vektora brzine centra težišta rakete na tu ravan.

Ugao klizanja β je ugao između vektora brzine centra težišta rakete i njegove projekcije na glavnu ravan simetrije.



Sl. 6.13. Uglovne koordinate osa vezanog sistema u zemaljskom koordinatnom sistemu:

a — ugao propinjanja i skretanja; b — ugao bočnog nagiba

Napadni ugao je pozitivan ako je osa OX_1 rakete smeštena iznad projekcije vektora brzine na glavnu ravan simetrije. Ugao klizanja je pozitivan ako vektor brzine centra težišta rakete leži desno od glavne ravni simetrije.

U brzinskom sistemu proučava se promena vektora brzine centra težišta rakete u letu. Veličina vektora brzine određuje se na osnovu rešenja jednačine kretanja centra težišta rakete u projekciji na osu OX brzinskog koordinatnog sistema, uglovi Θ i σ, koji određuju položaj vektora $\bar{v}$ u zemaljskom koordinatnom sistemu — na osnovu rešenja analognih jednačina u projekcijama na ose OY i OZ brzinskog koordinatnog sistema, (kada putanja rakete nije kriva u ravni).

Ugao Θ je ugao nagiba vektora brzine prema mesnom horizontu, on je pozitivan na ulaznom delu putanje rakete, a negativan na silaznom.

Ugao σ je ugao između vektora brzine centra težišta rakete i ravni gađanja. On je pozitivan ako vektor brzine leži levo od ravni gađanja.

Svi razmotreni sistemi koordinata čvrsto su povezani sa Zemljom koja se okreće i menjaju svoj položaj u prostoru usled dnevnog obrtanja Zemlje oko svoje ose. Putanja rakete, izračunata u takvim koordinatnim sistemima, zove se putanjom relativnog kretanja (u odnosu na Zemlju) a sami sistemi-relativnim koordinatnim sistemima.

U mehanici postoji pojam o takozvanom apsolutnom kretanju, tj. kretanju u odnosu na takva tela — sisteme koordinata koje se pri rešavanju drugog zadatka mogu smatrati nepokretnim sa tačnošću koja je u praksi dovoljna. Takvi koordinatni sistemi se nazivaju apsolutnim ili inercijalnim.

U teoriji leta raketa kao inercijalni se uzima koordinatni sistem čiji je početak u centru težišta Zemlje, a ose zadržavaju stalan položaj u prostoru. U ovom koordinatnom sistemu, koji na taj način ne menja svoj položaj usled dnevnog okretanja Zemlje oko njene ose obično se ispituju kretanja raketa sa velikim daljinama gađanja (na primer, međukontinentalnih), tj. sa relativno velikim vremenom leta do cilja. Takav koordinatni sistem, iako će učestvovati u Zemljinom okretanju oko Sunca, ipak ima ugaonu brzinu kretanja znatno manju od brzine dnevnog okretanja Zemlje oko njene ose. Zato se može zanemariti premeštanje inercijalnog koordinatnog sistema za vreme leta raketa do cilja.

U zaključku ćemo istaći da se pri izučavanju leta krilatih raketa (bespilotnih aviona) ponekad primenjuje poluvezani koordinatni sistem $OX'Y'Z'$, u kome se daju aerodinamičke sile koje deluju na raketu. Početak sistema se bira u centru težišta rakete, osa OX′ usmeruje se po projekciji vektora brzine centra težišta rakete na njenu glavnu ravan simetrije, osa OY′ — na normalu na osu OX′ u glavnoj ravni simetrije (kao osa OY_1 vezanog koordinatnog sistema)′ a osa OZ′ obrazuje pravougli koordinatni sistem.

§ 6.3. SILE I MOMENTI KOJI DELUJU NA RAKETU U LETU

Putanja rakete, zavisno od zadatka i potrebne tačnosti praćenja njenog kretanja, izračunava se u apsolutnom ili relativnom koordinatnom sistemu sa uračunavanjem svih ili samo osnovnih sila koje deluju na raketu.

Obično se, pri izračunavanju okretanja Zemlje, sistem sila koje deluju na raketu u apsolutnom kretanju sastoji od sile Zemljine teže, sile potiska P, aerodinamičke sile R i gasodinamičkih sila gasnih komora R_g (ili sila potiska P_i upravljajućih motora).

Prema pravilu mehanike (takozvanom principu Dalambera), jednačine kretanja rakete u relativnom koordinatnom sistemu sa uračunavanjem okretanja Zemlje, mogu se napisati u istom obliku kao i jednačine apsolutnog kretanja, ako sistemu sila apsolutnog kretanja dodamo silu inercije Koriolisa i silu inercije prenosnog kretanja (centrifugalnu silu Zemljinog okretanja).

Kad silu teže G uvedemo kao uravnotežujuću silu zemljine teže i centrifugalne sile, dobićemo sledeći sistem sila koje deluju na raketu, ako se njeno kretanje razmatra u relativnom koordinatnom sistemu: sila potiska P, sila težine G, aerodinamička sila R, gasodinamička sila gasnih kormila, sila inercije Koriolisa K.

Na taj način, ako u jednačine kretanja rakete ulazi sila težine, samim tim se delimično uračunava uticaj obrtanja Zemlje. Ali, kao što je uobičajeno, pod terminom „uračunavanje uticaja obrtanja Zemlje" podrazumevaćemo samo uticaj sile Koriolisa K, ukoliko u jednačine kretanja raketa uđe sila težine G, a ne sila Zemljine teže.

Karakteristike promene ovog sistema sile na raznim delovima putanje razmotrićemo na primeru jednostepene rakete (sl.6.5).

Na aktivnom delu O_zK putanje (sl.6.5,*a*) na raketu deluje sav sistem sila, na delovima KM i NC — sile G, R i K, a u gornjem delu MSN pasivnog dela putanje raketa se kreće pod dejstvom samo dveju sila — G i K. Dejstvo svake sile uslovljeno je nizom faktora i menja se srazmerno kretanju rakete po putanji. Razmotrićemo ukratko karakter tih promena i fizičku suštinu svake sile.

Sila potiska motora

Zavisnost sile potiska P od raznih faktora prikazana je formulom (2.5), tj.

$$P = \frac{\dot{G}}{g} U_a + F_a (p_a - p_s)$$

Ako motor radi celo vreme pod jednim režimom, sekundna potrošnja pogonske materije G biće postojana na celom aktivnom delu putanje. Ako je predviđeno prebacivanje motora sa jedne veličine potiska na drugu (ili raketa ima bustere koji se odbacuju posle sagorevanja pogonske materije, ili je višestepena), u skladu s tim menjaće se i veličina sekundne potrošnje. Pri proračunu putanje leta raketa, sekundna potrošnja pogonske materije za ceo period datog režima rada motora obično se uzima kao postojana, mada se za vreme leta može unekoliko menjati.

Kod balističkih raketa sekunda potrošnje pogonske materije u letu obično nešto raste (sila potiska motora koja odgovara tom porastu ne prelazi 1—2%), što je izazvano promenom uslova rada pogonske grupe rakete na putanji.

Kod motora koji rade sa čvrstom pogonskom materijom, sekundna potrošnja pogonske materije zavisi od površine i brzine gorenja pogonskog punjenja, a brzina se određuje kako hemijskim sastavom punjenja tako i njegovom temperaturom i pritiskom u komori sagorevanja motora. Za vreme leta, tokom sagorevanja pogonskog punjenja ono se zagreva, njegova površina gorenja, slobodna zapremina komore sagorevanja i pritisak u njoj se menjaju, i sve će to dovesti do promene sekundne potrošnje pogonske materije. Zadatak stabilizacije procesa gorenja pogonskog punjenja i obezbeđivanje postojane $\dot{G}$ kod raketa koje rade sa čvrstom pogonskom materijom dovoljno uspešno se rešava izborom oblika i hemijskog sastava pogonskog punjenja.

Kod raketa koje rade sa tečnom pogonskom materijom, na sekundnu potrošnju pogonske materije utiče promena uslova rada sistema dovoda: promena pritiska dovoda komponenata pogonske materije na ulazu u komoru motora. Hidrostatički napon pogonske materije u rezervoarima i cevima, stepen uticaja inercionih sila na njega pri jednako ubrzanom kretanju na putanji a takođe stepen kompresije (potpritiska) rezervoara u letu se menjaju, što na kraju dovodi do promene potrošnje pogonske materije.

Ako se u formulu (2.5) uvede sila potiska merenog na nivou mora P_o, tj.

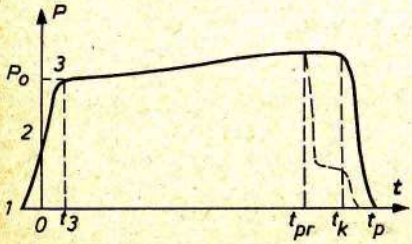
$$P = \frac{\dot{G}}{g} U_a + F_a (p_a - p_{ho} + p_{ho} - p_s) =$$

$$\frac{\dot{G}}{g} U_a + F_a (p_a - p_{ho}) + F_a (p_{ho} - p_s) = P_o + F_a (p_{ho} - p_s),$$

gde je p_{ho} — pritisak vazduha meren na nivou mora, dobićemo zakon promene sile potiska motora sa visinom. Drugi član u formuli, naz-

van visinskim dodatkom sile potiska, povećava se sa visinom. Znači, sila potiska rakete na aktivnom delu raste sa penjanjem. Približan karakter zavisnosti P od vremena leta balističke jednostepene rakete na aktivnom delu putanje (za jedan režim rada motora) prikazan je na sl. 6.14.

Tačka 1 odgovara početku rada motora, tačka 2 — lansiranju rakete i momentu početka računanja vremena kretanja rakete po putanji, tačka 3 — izlazu motora na proračunati režim rada ($P = P_o$), moment t_k — isključivanju motora. Deo vremena $\Delta\ t_p = t_p - t_k$ naziva se vremenom naknadnog dejstva, kada u komori motora dogoreva pogonska materija koja je ostala u njoj i susednim delovima dovodnih cevi posle prekida (odvajanja dovoda pogonske materije. Vreme $\Delta\ t_p$ za rakete datog tipa je različito. Ova vremenska razlika je razlog povećavanja raketa po daljini. Zato se pri konstruisanju rakete smanjuje veličina odstupanja $\Delta\ t_p$. S tim ciljem prevodi se motor u momentu t_{pr} pred isključivanje na smanjeni potisak (isprekidana kriva na sl. 6.14).



Sl. 6.14. Promena sile potiska vođene balističke rakete na aktivnom delu putanje

Pri proračunavanju putanje, vreme t_3 izlaska motora na režim usled njegove neznatne veličine zanemaruje se i smatra se da raketa startuje pri sili potiska $P = P_o$.

Po pravilu, potisak bustera rakete, koji se obično izrađuje sa čvrstom pogonskom materijom, znatno prevazilazi silu osnovnog marš-motora. Analogni odnos se primećuje i među potiscima motora prvog i poslednjeg stepena višestepenih raketa.

Sila težine G

Sila težine G rakete se menja na putanji na račun kako sagorevanja pogonske materije tako i promene ubrzanja g sile teže sa promenom visine. Za rakete sa srednjom i velikom daljinom gađanja uračunava se još i primena ubrzanja g_o usled promene geografske širine duž putanje. Pri stalnoj sekundnoj potrošnji pogonske materije težina rakete će se menjati po linearnom zakonu:

$$G(t) = G_o - \dot{G}_o t = G_o - \dot{m} g t, \qquad (6.2)$$

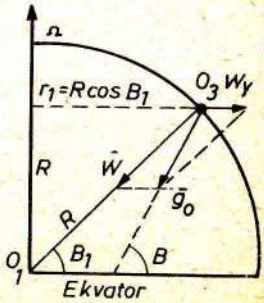
gde je G_o — težina rakete u momentu lansiranja.

Ubrzanje sile teže je, kao što je poznato, geometrijski zbir ubrzanja sile zemljine teže W i centrifugalnog ubrzanja W_c, izazvanog okretanjem Zemlje (sl. 6.15).

Veličina centrifugalnog ubrzanja je mala i zato se ubrzanje g_o neznatno razlikuje od ubrzanja W, a isto tako geografska širina B tačke O_3 na površini zemlje od svoje geocentrične širine B_1.

U tablici 6.2 prikazana je promena ubrzanja sile teže g_o na površini Zemlje promenom širine, dobijena uračunavanjem spljoštenosti Zemlje na polovima.

Računska razlika između vrednosti g_o na polovima i ekvatoru određena za Zemlju u obliku lopte, nešto je manja i iznosi 0,034/sek².



Sl. 6.15. Zavisnost ubrzanja zemljine teže od geografske širine tačke starta

Tabela 6.2

B, stepeni	0	20	40	60	80	100
g_o, m/sek²	9,78	9,786	9,801	9,819	9,831	9,832

Rakete sa malim daljinama gađanja imaju maksimalne visine putanja znatno manje od radijusa Zemlje R. U tom slučaju približna zavisnost ubrzanja g od visine leta y može se dobiti na osnovu Njutnovog zakona gravitacije.

Pretpostavljajući da se sila težine menja kao i sila teže, i označivši masu rakete sa m, a masu Zemlje sa M, za površinu Zemlje možemo da napišemo:

$$G_o = \mu \frac{Mm}{R^2} = mg_o$$

gde je $\mu = 6{,}66 \cdot 10^{-2}$ cm³/gr.sek² — gravitaciona konstanta Zemlje. U tekućoj tački putanje.

$$G(\bar{y}) = \mu \frac{Mm}{(R+\bar{y})^2} = mg(\bar{y}).$$

Odatle je

$$\frac{G(\bar{y})}{G_o} = \frac{g(\bar{y})}{g_o} = \frac{R^2}{(R+\bar{y})^2} = \left(1 + \frac{\bar{y}}{R}\right)^{-2}$$

Posle niza svođenja dobijamo jedinstveniju formulu za izračunavanje promene ubrzanja sa visinom:

$$g(\bar{y}) = g_0 \left(1 - 2\frac{\bar{y}}{R}\right).$$

Rezultati izračunavanja za srednje širine navedeni su u tablici 6.3 i pokazuju da na aktivnom delu putanje (do visine 30—40 km), u proračunima koji ne zahtevaju veliku tačnost, možemo uzeti $g(\bar{y}) \approx g_0$.

Tablica 6.3.

$\bar{y}$, km	0	20	40	60	100	200	300
$g(\bar{y})$, m/sek²	9,81	9,75	9,69	9,63	8,51	7,19	5,91

Aerodinamička sila

Aerodinamička sila, poznata inače kao sila otpora vazduha, deluje na raketu samo pri letu u gustim slojevima atmosfere. Da bi rešili većinu zadataka teorije leta dovoljno je uračunati uticaj sile otpora vazduha na let samo do visine od oko 80 km. Pri visinama većim od 80 km gustina vazduha je tako mala da se njegov otpor može zanemariti i smatrati da raketa leti u bezvazdušnom prostoru. U razmatranjima koja ne zahtevaju veliku tačnost dobijenih rezultata, možemo se ograničiti na uračunavanje otpora vazduha samo do visine 50 km.

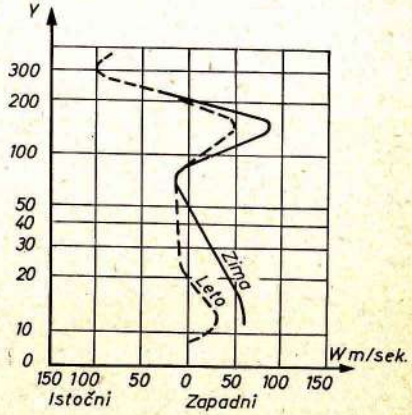
Rezultati poslednjih ispitivanja su pokazali da se gornja granica atmosfere prostire približno na visini od 2.000 do 3.000 km. Donji sloj atmosfere, do 11 km visine, naziva se troposferom. U njenom području se zapaža intenzivno kretanje vazduha, kako duž Zemljine površine, tako i po visini. Temperatura vazduha u troposferi opada porastom visine i na gornjoj granici je prosečno —56°C.

Ponekad se u donjim slojevima troposfere primećuje porast temperature vazduha sa visinom (inverzija temperature). Razlog za inverziju može da bude hlađenje površine Zemlje (usled zračenja toplote u atmosferu), praćeno jakim hlađenjem prizemnih slojeva vazduha, horizontalno kretanje toplih masa vazduha nad hladnom površinom (donji slojevi se jače hlade), spuštanje vazdušnih masa, pri čemu dolazi do njihovog adijabatskog zagrevanja (inverzija spuštanja) itd.

Sloj vazduha u granicama od 11 do 90 km naziva se stratosferom. Za nju je karakteristično odsustvo vertikalnog strujanja vazduha sa

istovremenim porastom brzina horizontalnog vetra. Na sl. 6.16 su kao primer prikazane krive srednjih brzina vetra u srednjim širinama severne polulopte za letnji (isprekidana kriva) i zimski (puna kriva) period.

U donjem sloju stratosfere do visine od 30 km temperatura je približno stalna (— 56°*C*). Zatim počinje njeno povećavanje, izazvano time što je sloj vazduha na visinama od 30 do 50 km bogat ozonom koji intenzivno upija ultravioletni deo Sunčevog spektra. U slojevima višim od 50 km nema ozona i temperatura vazduha opet pada, dostižući na gornjoj granici stratosfere, na srednjim širinama severne polulopte, — 70 do — 75°*C*.



Sl. 6.16. Raspored brzina vetra po visini

Iznad stratosfere (do visina od 1.000 km) nalazi se jonosfera. Do visine od 90 km hemijski sastav vazduha je nepromenjen, ali se dalje primećuje snažna jonizacija vazduha, disocijacija kiseonika (a na visini od 220 km i azota), pojavljuju se oksid azota i slobodni elektroni (na velikim visinama). U granicama jonosfere temperatura vazduha neprekidno raste, dostižući na visini od 300 km 800—1.000°*K* (a više i 2.000—30.000°*K*). Ovo je izazvano uticajem sunčane radijacije i intenzivnim bombardovanjem tih slojeva kosmičkim zracima, pri čemu stepen tog uticaja (a prema tome i temperatura vazduha) mnogo zavisi od doba dana, godine i mesne širine.

Parametri realne atmosfere (gustina, temperatura, pritisak) stalno se menjaju kako po visini tako i duž površine Zemlje. Ove promene se teško podvrgavaju proračunavanju, te zato pri ispitivanju kretanja raketa, a i da bi se imala mogućnost da se sravne rezultati tih ispitivanja, koristi se uslovna, takozvana standardna atmosfera. Raspored njenih parametara po visini uzima se kao nezavisan od doba dana i godine. Kao osnovni parametar uzet je raspored temperature vazduha po visini, dobijen kao rezultat svođenja na srednje vrednosti mnogobrojnih rezultata temperatura sondiranja atmosfere u letnjim mesecima, na srednjim širinama severne polulopte. Pri tome veličina temperature u tablicama standardne atmosfere uzima se sa uračunavanjem popravki zbog vlažnosti vazduha (takozvana virtualna temperatura τ).

Raspored gustine ρ i pritiska p po visini u granicama standardne atmosfere (do visina 80—100 km) izračunava se teoretski na osnovu zakona raspodele $\tau(\bar{y})$ i pretpostavke o takozvanoj vertikalnoj ravnoteži atmosfere. Sa tačke gledišta pogodnosti proračuna aerodinamičke sile i elemenata putanje rakete, u tablicama standardne atmosfere nalaze se ne apsolutne, već relativne veličine gustine i pritiska vazduha izražene funkcijama

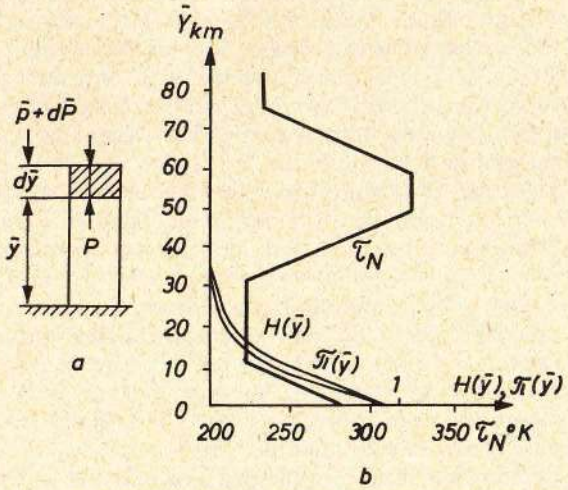
$$H(\bar{y}) = \frac{\rho(\bar{y})}{\rho_0}; \quad \pi(\bar{y}) = \frac{p(\bar{y})}{p_0},$$

gde su $\rho(\bar{y})$ i $p(\bar{y})$ — gustina i pritisak vazduha na visini $\bar{y}$;

i p_0 — gustina i pritisak mereni na morskoj površini.

Raspored virtualne temperature τ sa visinom i grafikonom funkcija $H(\bar{y})$ i $\pi(\bar{y})$ prikazani su na sl. 6.17,*b*. Princip dobijanja analitičkih zavisnosti $H(\bar{y})$ i $\pi(\bar{y})$ razmotrićemo ukratko na primeru funkcija $\pi(\bar{y})$.

Elementarna zapremina vazduha, podignuta iznad površine Zemlje na visinu $\bar{y}$ (sl. 7.17,*a*), nalazi se u ravnoteži po vertikali, ako se njegova težina uravnotežava sa razlikom ukupnih sila pritiska na gornjoj i donjoj granici zapremine.



Sl. 6.17. Parametri standardne atmosfere

Pošto je površina gornje i donje ivice jednaka dS, pritisak na jedinicu površine svake od njih jednak $p + dp$ i p, a visina elementarne zapremine dy, uslov njene ravnoteže piše se na sledeći način:

$$(p + dp)\, dS + \rho g \cdot dS \cdot d\bar{y} - pdS = 0$$

ili

$$dp + \rho\, gd\bar{y} = 0,$$

gde je $dS \cdot d\bar{y}$ — elementarna zapremina vazduha;

ρ — gustina vazduha;

$\rho\, g \cdot dS \cdot d\bar{y}$ — težina elementarne zapremine.

Zavisnost između gustine ρ, pritiska p i virtualne temperature τ može se zameniti jednačinom stanja:

$$\rho = \frac{p}{gR\tau}$$

gde je $R = 29{,}27 \dfrac{\text{kgm}}{\text{kg} \cdot \text{stepen}}$ gasna konstanta vazduha.

Koristeći se jednačinom stanja, zapisaćemo uslov ravnoteže u obliku:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{d\bar{y}}{R\tau}$$

Integrisanjem levog dela od p_0 do p, a desnog od nule do $\bar{y}$, dobijamo traženi izraz za funkciju y

$$-\frac{1}{R}\int_{o}^{\bar{y}} \frac{d\bar{y}}{\tau}$$

$$\pi(\bar{y}) = \frac{p(\bar{y})}{p_0} = e$$

Analogno se može dobiti i izraz za relativnu gustinu.

Visinsko sondiranje atmosfere, izvršeno pomoću raketa i veštačkih satelita, omogućilo je da se dobiju podaci o rasporedu temperature, gustini i pritisku vazduha na velikim visinama, prikazani u tabeli 6.4.

Tabela 6.4.

$\bar{y}$, km	140	160	180	200	250	300
T, ^0K	380	461	553	647	827	901
$10^8 \cdot p(\bar{y})$, $\frac{kg}{m^2}$	99,2	26,8	9,25	3,8	0,65	0,17
$10^{20} \cdot \rho(\bar{y})$, $\frac{kgsek}{m^4}$	772,5	168,3	48,2	17	2,2	0,45

Ovi podaci mogu naći primenu pri istraživanju kretanja interkontinentalnih i globalnih raketa.

Priroda i metodi izračunavanja aerodinamičke sile R razmatraju se u aerodinamici kao samostalnoj nauci. Niže će biti navedeni samo kratki podaci o aerodinamičkim silama, koji su neophodni za izlaganje daljeg materijala.

Ukupna aerodinamička sila R koja deluje na raketu u letu sastoji se iz dve komponente, različite po prirodi: sile trenja i sile pritiska. Sila trenja je izazvana viskoznošću vazduha, tj. njegovom sposobnošću da se suprotstavlja deformaciji smicanja „da obliva" površinu tela koje leti u njemu. Usled toga se na površini rakete koja leti obrazuje tanak sloj vazduha (granični) u čijim se granicama i javlja dejstvo sila viskoznosti kao sila athezije čestica vazduha sa površinom rakete i čestica među sobom. Za savlađivanje tih sila athezije, raketa troši deo svoje kinetičke energije čije gubitke možemo smatrati kao energetsku osnovu sile trenja.

Sila trenja koja deluje na celu raketu je rezultanta sila trenja koje deluju na pojedine elemente površine rakete. Ona zavisi od brzine, visine leta raketa i njenih geometrijskih razmera koji određuju veličinu površine trenja rakete. Promena napadnog ugla i ugla klizanja, pri kojima raketa leti, pri brzinama leta manjim od 1.500 do 1.700 m/sek, praktično ne utiče na veličinu sile trenja (do uticaja tih uglova na silu trenja dolazi samo pri velikim brzinama).

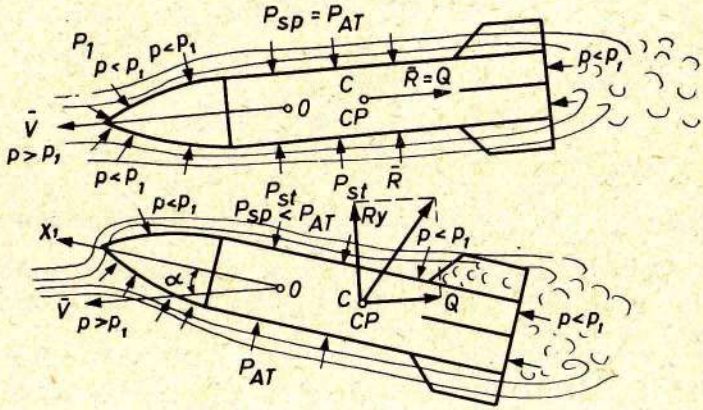
Druga komponenta — sila pritiska, takođe je rezultanta sila pritiska vazduha na razne delove površine rakete. Fizičke osnove njenog nastojanja naročito pri okozvučnim i nadzvučnim brzinama leta rakete, prilično su složene i podrobno se razmatraju u aerodinamici.

Nastajanje te sile možemo objasniti na primeru balističke rakete na sledeći način. U aerodinamici, pri izučavanju kretanja raketa u vazduhu, koristi se pretpostavka o takozvanoj cirkulaciji kretanja:

sila uzajamnog dejstva između nepokretnog vazduha i rakete koja leti u njemu brzinom v uzima se da je jednaka sili uzajamnog dejstva između nepokretne rakete i struje vazduha koji naleće na nju istom brzinom v.

Neka je pritisak u struji vazduha koji naleće na raketu sa dozvučnom brzinom v jednak p_1 (sl. 6.18). Ispitivanja i teoretski proračuni pokazuju da se pri letu rakete sa napadnim uglovima i uglovima klizanja, jednakim nuli, na površini glave rakete obrazuje zona povećanog pritiska (gde je $p > p_1$), a iza zadnjeg preseka — zona sniženog pritiska (gde je $p < p_1$). Razlika ukupnog pritiska na prednji deo i raketu daće komponentu aerodinamičke sile — silu pritiska.

Za razliku od sile trenja, veličina sile pritiska bitno zavisi od napadnog ugla i ugla klizanja i povećava se povećavanjem tih uglova. U slučaju $\alpha = 0$ (sl. 6.18) zone povećanog i smanjenog pritiska obuhvataju i deo cilindrične površine; rezultanta svih sila pritiska koja deluje na raketu, tj. komponenta aerodinamičke sile R, povećava se (u poređenju sa slučajem $\alpha = 0$). Analognim uticajem na ukupnu silu pritiska povećava se ugao klizanja.



Sl. 6.18. Stvaranje sile otpora pritiska

Na taj način aerodinamička sila R uopšte zavisi od razmera i oblika rakete, brzine i visine njenog leta, a takođe od veličine napadnog ugla i ugla klizanja sa kojima raketa leti.

Aerodinamička sila R pri razmatranju sistema sila koje deluju na raketu, teoretski se smatra da deluje u takozvanom centru potiska

rakete. Po pravilima mehanike to će biti napadna tačka rezultante (tj. sile R) na koju se svodi sav sistem elementarnih sila trenja i pritiska, raspoređenih po površini rakete.

Ako se kod balističke rakete centar pritiska CP (sl. 6.18) nalazi između njenog centra težišta O i zadnjeg dela, raketa se naziva statički stabilnom. Ako se taj centar pritiska nalazi ispred centra težišta — raketa je statički nestabilna (suština ovih pojmova biće razjašnjena pri razmatranju momenata koji deluju na raketu).

Pri sastavljanju računskih zavisnosti (jednačina koje određuju promenu brzine centra težišta rakete, sile koje deluju na nju projektuju se na ose brzinskog sistema. Zato se obično razmatra ne sila R već njene projekcije na ose:

— na osu OX — sila čeonog otpora:

$$R_x = Q = C_x \frac{\rho v^2}{2} S; \tag{6.3}$$

— na osu OY — sila uzgona:

$$R_y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S; \tag{6.4}$$

— na osu OZ — bočna sila:

$$R_z - C_z \frac{\rho v^2}{2} S; \tag{6.5}$$

gde činilac $\frac{\rho v^2}{2}$ (v — brzina rakete, a ρ — gustina vazduha u datoj tački putanje) ima veličinu pritiska i naziva se dinamičkim pritiskom; a S — karakteristična površina rakete na koju se odnose koeficijenti C_x, C_y, C_z njenih aerodinamičkih sila.

Kod osno-simetričnih (protivavionskih i balističkih) raketa, za karakterističnu površinu obično se uzima površina njihovog preseka (presek tela rakete na mestu njegove najveće daljine normalan na uzdužnu osu rakete). Kod krilatih raketa kao S se uzima površina njihovih krila u planu.

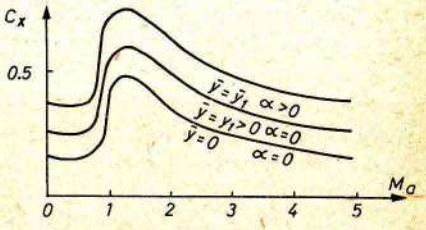
Kao karakteristika brzine rakete obično se uzima ne njena apsolutna veličina, već bezdimenziona veličina

$$M_a = \frac{v}{a},$$

koja se naziva Mahov broj i predstavlja odnos brzine rakete u datoj tački putanje i brzine zvuka u vazduhu na toj istoj visini.

Iz izraza (6.3 — 6.5) vidi se da je veličina svake sile proporcionalna kvadratu brzine rakete. U stvari, ovo ima mesta ne na celom dijapazonu brzina leta, već samo pri brzinama sa brojevima $Ma < 0{,}5$—$0{,}6$. Ovaj nesklad računske formule stvarne zavisnosti sila od brzine uračunava se u funkcionalnoj zavisnosti koeficijenata C_x, C_y i C_z od broja Ma. U te zavisnosti uračunat je uticaj na veličinu sila, napadnih uglova i uglova klizanja, a i razmera rakete (površina S, u stvari je samo merilo u kome su izraženi ti koeficijenti, i ne karakteriše potpuno uticaj linearnih razmera, ni površine rakete koju one određuju na veličinu sila).

Za silu uzgona i bočnu silu uticaj visine leta potpuno se uračunava zakonom promene gustine vazduha ρ po visini, koja ulazi u izraz dinamičkog pritiska. Zato koeficijenti C_y i C_z tih sila ne zavise od visine leta, već su samo funkcije broja M_a i odgovarajućeg napadnog ugla α i ugla klizanja β.



Sl. 6.19. Zavisnost koeficijenta C_x od brzine, visine leta i napadnog ugla

Ako se potpun uticaj visine leta na silu čeonog otpora izražava samo kroz gustinu, pokazatelj stepena ρ u izrazu dinamičkog pritiska treba da bude nešto veći od jedinice.

Ovo je izazvano time što se pri istoj brzini leta porastom visine (tj. smanjivanjem gustine vazduha) povećava komponenta aerodinamičke sile R — sila trenja. Za karakteristiku sile trenja u aerodinamici uzima se parametar — Rejnoldsov broj:

$$R_e = \frac{\rho v l}{\mu}, \tag{6.6}$$

gde je ρ — gustina vazduha u datoj tački putanje;

v — brzina rakete;

l — karakteristična dimenzija (na primer, dužina rakete);

μ — koeficijent viskoznosti vazduha.

Porastom broja R_e sila trenja opada, a njegovim smanjivanjem raste.

Iz formule (6.6) se vidi da se pri $v = const$ i $l = const$ porastom visine Rejnoldsov broj brzo smanjuje na račun ρ (koeficijent μ se visinom menja neznatno).

Radi jednoobraznosti upisivanja formula sila, pokazatelj stepena ρ u izrazu (6.3) ostavljen je da bude jednak jedinici, a ostalo je uračunato povećanjem koeficijenta C_x visinom leta. Na taj način koeficijent C_x zavisi od oblika i dimenzija rakete, visine i brzine njenog leta, a takođe od veličine napadnog ugla i ugla klizanja rakete.

Na sl. 6.19 i 6.20 prikazan je karakter zavisnosti koeficijenata C_x i C_y jednostepene balističke rakete od brzine i visine njenog leta i napadnog ugla.

Na sl. 6.19 vidimo da u dijapazonu brojeva $0 \leqslant M_a \leqslant 0{,}5 - 0{,}6$ koeficijent C_x praktično je stalan, što znači da na tom delu računska formula (6.3) pravilno odražava zavisnost sile Q od brzine leta (sila čeonog otpora proporcionalna je kvadratu brzine).

Na taj način, ako formulu (6.3) napišemo u obliku

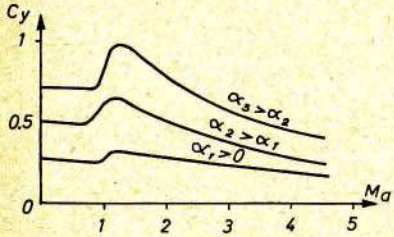
$$Q = Bv^n, \tag{6.7}$$

za taj deo je $n = 2$. U dijapazonu brojeva $0{,}5—0{,}6 \leqslant M \leqslant 1{,}1—1{,}2$ pokazatelj stepena n brzo raste, dostiže 4—6, a zatim se opet smanjuje do 2. Ali, pošto je u formuli (6.3) jednak 2 pri bilo kojoj brzini, ovo uslovljava nagao porast koeficijenta C_x na datom delu.

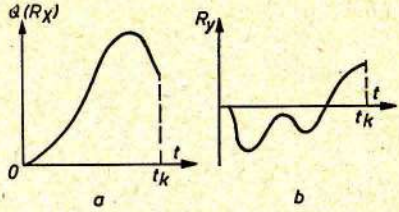
Pri $M > 1{,}1—1{,}2$ sila čeonog otpora je proporcionalna brzini u stepen $n < 2$, i zato pri ovim brzinama koeficijent C_x postepeno opada.

Zavisnost sile uzgona i bočnih sila od brzine za balističku raketu izražena je nešto slabije, naročito kod malih veličina napadnih i uglova klizanja, te zato kriva C_y (M_a) u dijapazonu oko zvučnih brzina raste ravnomernije (zavisnost C_z od brojeva M_a za balističku raketu analogna je grafikonima, prikazanim na sl. 6.20).

Karakter promene aerodinamičkih sila Q i R_y, u zavisnosti od vremena leta balističke rakete tipa V-2 na aktivnom delu putanje, prikazan je na sl. 6.21. Maksimalne veličine tih sila kod balističkih



Sl. 6.20. Zavisnost koeficijenta C_y od brzine leta i napadnog ugla



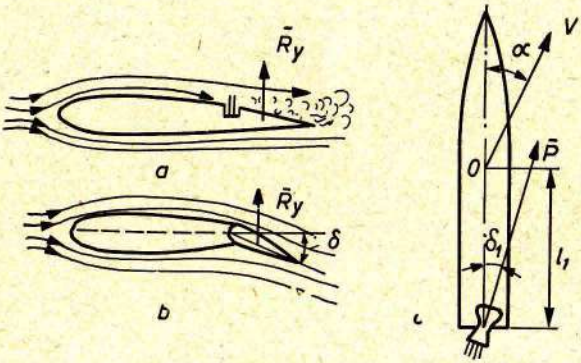
Sl. 6.21. Promena aerodinamičkih sila vođene balističke rakete na aktivnom delu putanje:
a — sile čeonog otpora; b — sile uzgona

raketa mogu da dostignu nekoliko stotina pa i hiljada kilograma pri brzinama leta bliskih brzinama zvuka. Maksimum dinamičkog pritiska pri tome nastupa nešto kasnije nego maksimum sile čeonog otpora.

Gasodinamičke sile

Kao organi koji upravljaju kretanjem raketa služe gasna (ili vazdušna) kormila — specijalni okretni upravljajući raketni motori. Upravljanje se ostvaruje i promenom smera reaktivne sile osnovnog motora — njegovim okretanjem u kardanskom zglobu, ili prekrivanjem dela mlaznika kojih u tom slučaju na motoru ima više i raspoređuje se simetrično u odnosu na uzdužnu osu rakete.

Kod protivtenkovskih vođenih raketnih projektila, uporedo sa sistemom vazdušnih kormila, kao organi upravljanja koriste se takozvani interceptori (prekidači mlaza). To su tanke pločice koje se postavljaju na sredinu ili na kraj krila ili stabilizatora i podužu se, u toku leta, tj. izvlače iz površina. Iza izvučenog interceptora obrazuje se zona smanjenog pritiska (zona prekida mlaza), usled čega na tom delu krila nastaje sila uzgona (sl. 6.22,a), ekvivalentna onoj koja se pojavljuje na niže



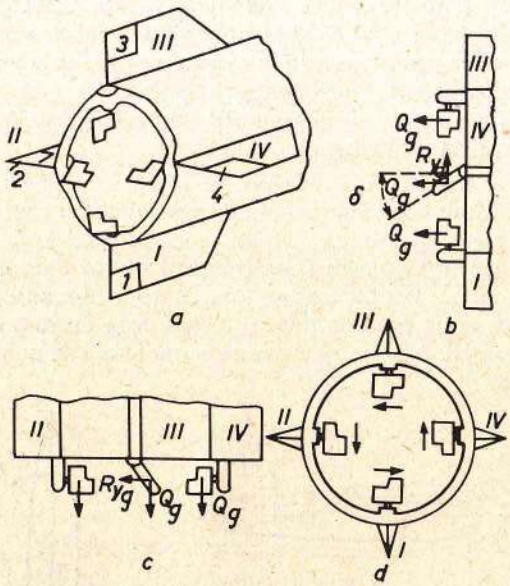
Sl. 6.22. Uz pitanje o organima upravljanja raketa

otklonjenom delu za ugao δ od neutralnog položaja kormila te iste površine u planu (sl. 6.22,*b*).

Balističke rakete, vođene samo na aktivnom delu, obično su snabdevene sa dva para gasnih komora (sl. 6.23,*a*), od kojih se horizontalni par naziva kormilima visine i obezbeđuje okretanje rakete po uglu

uzdužnog nagiba a vertikalni par kormilima pravca koja služe za upravljanje po uglu skretanja.

U vođenom letu po aktivnom delu, putanja površina stabilizatora I—III poklapa se sa vertikalnom ravni, pri čemu je stabilizator I upravljen ka Zemlji. Da bi se smanjio ugao propinjanja, tj. okrenula raketa



Sl. 6.23. Rad gasnih kormila balističke rakete:
a — otklonjena kormila visine; b — otklonjena kormila visine (pogled zdesna); c — otklon kormila pravca; d — sva kormila otklonjena kao eleroni

oko ose OZ_1 u pravcu kretanja kazaljke na satu, neophodno je otkloniti kormila nadole (sl. 6.23,*b*, pogled sa strane ose OZ_1), a za okretanje rakete udesno od ravni gađanja, tj. u pravcu kretanja kazaljke na satu — oko ose OY_1, kormila pravca treba takođe otkloniti udesno (sl. 6.23,*v*, pogled sa strane ose OY_1). Okretanje rakete po uglu bočnog kretanja moguće je ako se jedan par ili sva kormila otklone u jednu stranu (sl. 6.23,*d*).

Balističke rakete vođene na celoj putanji (naročito sa malim daljinama gađanja, kada sva putanja leži u gustim slojevima atmosfere),

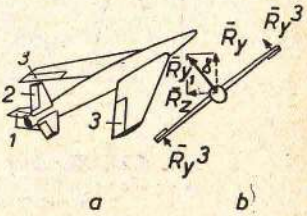
mogu da imaju kao organe upravljanja i vazdušna kormila 1, 2, 3, 4, koja su raspoređena u parovima na stabilizatorima (sl. 6.23,*a*).

Osnovni motori za okretanje i specijalni za upravljanje obično se primenjuju u raketama sa velikim daljinama gađanja, kao i u višestepenim raketama. Mali motori za upravljanje postavljaju se na izvesno rastojanje od uzdužne ose rakete i sposobni su za okretanje u kardanskom spoju.

Pri okretanju osnovnog motora za ugao δ_1 (sl. 6.22,*v*) u odnosu na centar težišta rakete stvara se moment $M_1 = P_1 \sin \delta_1$ koji menja napadni ugao (ili ugao klizanja).

Organi za upravljanje krilatom raketom obično su kormila visine (1) (sl. 6.24,*a*) i nalaze se na horizontalnim stabilizatorima, kormilo pravca (2) — na vertikalnom stabilizatoru i eleroni (3) koji se nalaze na krilima i omogućavaju okretanje rakete po uglu poprečnog nagiba.

Kod nekih konstrukcija krilatih raketa kormilo pravca (2) može da ne postoji, a kretanjem rakete po pravcu upravlja se okretanjem po poprečnom nagibu za ugao γ pomoću elerona (sl. 6.24,*b*, pogled spreda). Pošto kod krilate rakete silu uzgona stvaraju uglavnom, krila i ona je tada normalna na njihovu ravan, pri okretanju rakete za ugao γ sila uzgona stvara komponentu R_z u pravcu ose OZ brzinskog koordinatnog sistema pod čijim se dejstvom centar težišta rakete pomera u bočnom pravcu (sl. 6.24,*b*, desno od pravca leta).



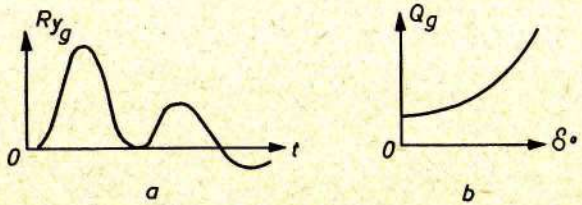
Sl. 6.24. Organi upravljanja bespilotnog aviona

Priroda sila koje nastaju na vazdušnim i gasnim kormilima je podjednaka. To su aerodinamičke sile. Razlika je samo u karakteru sredine koja ih optiče. Zato se sile na gasnim kormilima i zovu gasodinamičkim.

Sa aerodinamičke tačke gledišta i gasna i vazdušna kormila predstavljaju ploču oko koje optiče mlaz gasa pod nekim napadnim uglom $\alpha_k = \delta$. Gasno kormilo se okreće samo oko jedne ose i zato je njegov ugao klizanja $\beta = 0$, a ukupna gasodinamička sila R_g, koja na njega deluje u brzinskom koordinatnom sistemu, vezanim sa vektorom brzine gasne struje, imaće samo projekcije na osu OX (čeoni otpor gasnog kormila Q_g (i osu OY) sila uzgona gasnog kormila R_{yg}).

Za kormila pravca njihova sila uzgona biće formalno sila R_{zg}, jer se projektuje na osu OZ brzinskog sistema. Ali da bi se podvukao

fizički smisao sile, na slici 6.23,*v* i pri razmatranju momenta koji deluju na raketu, ostavljena je njena oznaka R_{yg}. Veličina ovih sila raste porastom napadnog ugla (ugla skretanja — otklona kormila od neutralnog položaja) i dostiže, kod balističkih raketa, nekoliko stotina kilograma. Sile Q i R_{yg} deluju u centru potiska gasnog (vazdušnog) kormila, smeštenog na odstojanje od 1/3—1/4 tetive kormila od njegove ivice (tetiva kormila je njegova uzdužna dimenzija u pravcu struje). Na sl. 6.25, a kao primer prikazan je karakter promene sile uzgona kormila visine jednostepene balističke rakete u letu na aktivnom delu putanje. Zavisnost sile čeonog otpora gasnog kormila od ugla δ njegovog otklona od neutralnog položaja prikazana je na sl. 6.25,*b*.



Sl. 6.25. Karakter promene gasodinamičkih sila u letu:
a — sile uzgona kormila visine u mlazu na aktivnom delu putanje;
b — sile čeonog otpora u funkciji od ugla δ

Sila Koriolisa

Sila Koriolisa K — je posledica uticaja okretanja Zemlje na let rakete koja se kreće u odnosu na Zemlju. Kao što je poznato, sila inercije Koriolisa koja deluje na telo (raketu) masom m čiji centar težišta istovremeno učestvuje u postepenom kretanju u odnosu na neki koordinatni sistem i u obrtnom kretanju zajedno sa tim sistemom, određuje se jednačinom:

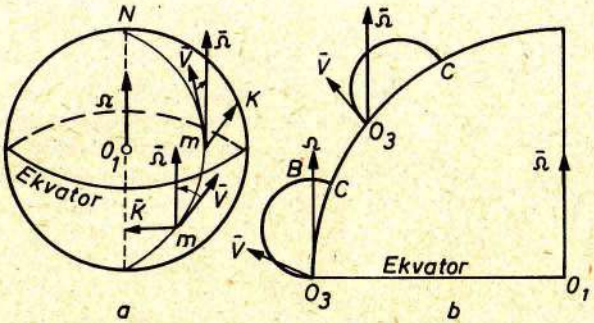
$$K = 2\ mv\Omega\ sin\ \varepsilon_1, \tag{6.8}$$

gde je v — brzina kretanja rakete u odnosu na dati koordinatni sistem;

Ω — ugaona brzina obrtnog kretanja koordinatnog sistema (Zemlje);

ε_1 — ugao između ose obrtanja Zemlje i pravca brzine (tangencijalne na putanju) centra težišta.

Sila K je normalna na ravan koja prolazi kroz osu okretanja Zemlje, tangentna je na putanju i usmerena u pravcu odakle se tangenta najkraćim putem spaja sa osom okretanja u pravcu suprotnom od kretanja kazaljke na satu. Primer pojave dejstva sile Koriolisa K je potkopavanje desnih obala reka koje teku na severnoj polulopti u meredijanskom pravcu. Ako reka teče na sever (sl. 6.26,*a*), sila K je upravljena na istok i potkopava desnu obalu. Na južnoj polulopti, naprotiv, potkopavaju se leve obale reka. Pojava sile K u navedenim slučajevima može se objasniti ako se pođe od sledećih razloga. Mase vode (na severnoj polulopti) koje iz južnih širina teku u severne, imaju višak količine obrtnog kretanja sa zapada na istok (ova količina kretanja određuje se rastojanjem mase tekuće vode od ose obrtanja Zemlje) koji se ispoljava u vidu pritiska na desnu obalu reke.

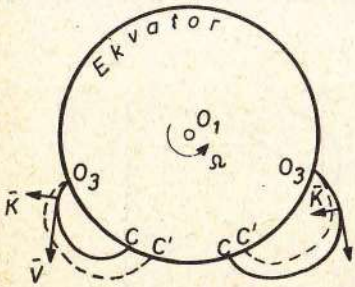


Sl. 6.26. Uz pitanje o sili Koriolisa koju izaziva okretanje Zemlje

Kvalitativnu sliku uticaja obrtanja Zemlje na let balističke rakete razmotrićemo na pojedinim primerima njenog leta po meridijanskim i širinskim (ekvatorijalnim) putanjama. Pri gađanju duž meridijana na sever sa ekvatora (sl. 6.26,*b*) raketa u tački lansiranja raspolaže rezervom obrtnog kretanja sa zapada na istok koja se određuje rastojanjem tačke lansiranja od ose obrtanja Zemlje. Rastojanje bilo koje tačke dela putanje O_3B od te ose veće je nego do tačke lansiranja. Stoga količina obrtnog kretanja sa zapada na istok, neophodna da se raketa zadrži u ravni meridijana na celom delu putanje mora biti veća od one koju je dobila u tački lansiranja. Zato će vreme leta na tom delu raketa skrenuti od ravni gađanja (ravni meridijana) ulevo, na zapad. Na delu BC pod dejstvom tih istih uzroka skrenuće udesno, ali pošto je deo BC

manji od dela O_3B, ukupno odstupanje rakete, izazvano obrtanjem Zemlje biće zapadno. Pri analognom gađanju sa većih širina deo O_3B je manji od dela BC i raketa u tački pada C skreće na istok. Primetićemo da, bez obzira na izvesnu nepravilnost ukazanog objašnjenja uticaja Zemljinog obrtanja na let rakete, njegov rezultat daje savršeno pravilnu kvalitativnu sliku ukupnih odstupanja koje ono izaziva. Na taj način, kod gađanja duž meridijana uticaj obrtanja Zemlje dovodi samo do bočnih odstupanja.

Pri gađanju duž ekvatora na istok (sl. 6.27) sila Koriolisa premeštaće u svakoj tački putanje centar težišta rakete u smeru spoljne normale na putanju. Znači, realna putanja (isprekidana linija) nalaziće se iznad putanje izračunate bez uračunavanja sile K i raketa će, pod dejstvom obrtanja Zemlje odleteti dalje. Pri analognom gađanju sa istoka na zapad, odstupanje po daljini biće podbačaj usled uticaja obrtanja Zemlje. Na taj način na ekvatorijalnim (širinskim) putanjama leta raketa, obrtanje Zemlje dovodi samo do daljinskih odstupanja. U nekim slučajevima gađanja (proizvoljna širina lansirne pozicije i azimut gađanja, nejednak 0,90 i 270°) uticaj obrtanja zemlje na let rakete ogledaće se u odstupanjima od tačke cilja kako po daljini, tako i u bočnom pravcu.



Sl. 6.27. Uticaj okretanja Zemlje na let rakete

Razmotrena slika uticanja okretanja Zemlje na let rakete vredi samo za putanje nevođenih raketa i za pasivni deo putanje vođenih balističkih raketa. Na aktivnom delu putanje ovih poslednjih, obrtanje Zemlje može da se odrazi na rad uređaja sistema upravljanja i ukupni efekat uticaja sile Koriolisa za vreme leta vođene balističke rakete na celoj putanji može da se razlikuje od navedenog.

Momenti koji deluju na raketu u letu

Sve razmotrene sile čije se napadne tačke ne poklapaju sa centrom težišta rakete, stvaraju u letu momenat u odnosu na centar težišta. Očigledno je da u takve sile spadaju aerodinamička sila R (ili njene komponente u brzinskom koordinatnom sistemu — sile Q, R_y i R_z)

i gasodinamičke (aerodinamičke) sile gasnih (vazdušnih) kormila. Sila težine G deluje u centar težišta rakete, a linija dejstva sile potiska P uzima se obično kod balističkih raketa da prolazi kroz centar težišta (kod krilatih raketa ove pretpostavke se ne uzimaju pri sastavljanju jednačina njihovog kretanja uračunava se moment sile potiska).

Poznavanje veličine momenta koji deluju na raketu u letu neophodno je za rešavanje računskih zavisnosti koje određuju njeno obrtno kretanje kao krutog tela u odnosu na centar težišta, tj. na bilo koju osu vezanog koordinatnog sistema.

Iz mehanike je poznato da se obrtno kretanje krutog tela, u odnosu na osu koja prolazi kroz njegov centar težišta, pod dejstvom momenta M_r spoljnih sila, prikazuje sledećom zavisnošću:

$$J\,\varepsilon = \Sigma\, M_i, \tag{6.9}$$

gde je J — moment inercije tela u odnosu na tu istu osu obrtanja;

ε — ugaono ubrzanje obrtnog kretanja;

M_i — momenti spoljnih sila u odnosu na osu obrtanja.

Ako se dato telo razdvoji na veliki broj malih (elementarnih) delova, npr. na n čestica, a masa svakog od njih jednaka je m_i, moment inercije tela u odnosu na izabranu osu obrtanja može da se izračuna kao suma n proizvoda masa delova i kvadrata njihovog rastojanja od ose obrtanja r_i, tj.

$$J = \sum_{i=1}^{i=n} m_i r_i^2$$

Nije teško uveriti se da u obrtnom kretanju tela momenat inercije igra istu ulogu kao i njegova masa u translatornom kretanju. U stvari, ako se uzmu dve ploče (diska) jednake težine, ali različitog prečnika (što znači da će ploča većeg prečnika u skladu sa iznesenim imati i veći momenat inercije), proizilazi da je za saopštavanje podjednake ugaone brzine u toku jednog istog vremena za veću ploču potreban i veći obrtni moment.

Napisaćemo izraz (6.9) za balističku raketu u odnosu na svaku osu vezanog koordinatnog sistema. Pri tome u njegovom desnom delu treba uzeti sumu momenta u odnosu na one iste ose ovih sila koje deluju na raketu i čije se napadne tačke ne poklapaju sa njenim centrom težišta. Sumarni momenti u odnosu na osu OX_1, OY_1, OZ_1 imaju odgovarajuće nazive momenti bočnog nagiba M_x, skretanje po pravcu

M_y, propinjanja M_z i polazeći od prirode sila, koje su ih izazvale, predstavljaju se u vidu sume sledećih komponenata:

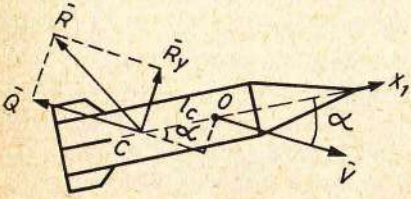
$$M_{x_1} = M_{x_1}^d = M_{x_1}^{pk};$$

$$M_{y_1} = M_{y_1}^{st} + M_{y_1}^d + M_{y_1}^p \tag{6.10}$$

$$M_{z_1} = M_{z_1}^{st} + M_{z_1}^d + M_{z_1}^p$$

U formulama su M_i^{st} momenti stabilizacije, M_i — prigušni momenti, a M_i^k — momenti upravljanja u odnosu na odgovarajuće ose. Njihovu fizičku suštinu i kvalitativnu zavisnost od različitih parametara razmotrićemo na primeru momenta propinjanja M_{z_1}.

Moment stabilizacije po uzdužnom nagibu $M_{z_1}^{st}$ stvara se, u odnosu na centar težišta rakete koja leti sa uglom $\alpha \neq O$, komponentama ukupne aerodinamičke sile — silom čeonog otpora Q i silom uzgona R_y, sa napadnim tačkama u centru potiska C. Pri letu sa nultim napadnim uglovima, sila uzgona R_y na balističkoj raketi ne postoji, a ukupna aerodinamička sila $R = Q$ i linija njenog dejstva prolazi kroz centar težišta.



Sl. 6.28. Uz izvođenje momenta stabilizacije po uzdužnom nagibu

Pošto se pri proračunu putanje rakete sve sile koje deluju na nju u letu svode u centar težišta, po pravilima mehanike, pri paralelnom prenosu sila u novu napadnu tačku osim sile u toj tački, delovaće i njen moment.

Moment sile Q i R_y pri prenosu u centar težišta rakete (moment stabilizacije po uzdužnom nagibu) $M_{z_1}^{st}$ može da se izračuna na sledeći način (sl. 6.28):

$$M_{z_1}^{st} = Q l_c \sin\alpha + R_y l_c \cos\alpha = (C_x \sin\alpha + C_y \cos\alpha)\,\frac{\rho v^2}{2} S_m L_c$$

Po analogiji sa izrazima aerodinamičkih sila, moment stabilizacije se piše u obliku:

$$M_{z_1}^{st} = m_{z_1} \frac{\rho v^2}{2} S_m L_k$$

gde su $m_{z1} = m_{z_1}^{\alpha}\alpha$ — bezdimenzioni koeficijent momenta stabilizacije;

$S_m = S$ — površina najvećeg poprečnog preseka rakete;

L_k — dužina rakete.

Upoređujući dva izraza za moment sa uračunavanjem malih napadnih uglova na aktivnom delu putanje ($\cos\alpha \approx 1$, $\sin\alpha \approx \alpha$), dobijamo sledeću zavisnost za koeficijent momenta stabilizacije po uzdužnom nagibu:

$$m_{z_1} = (C_x\alpha + C_y)\frac{l_c}{L_k},$$

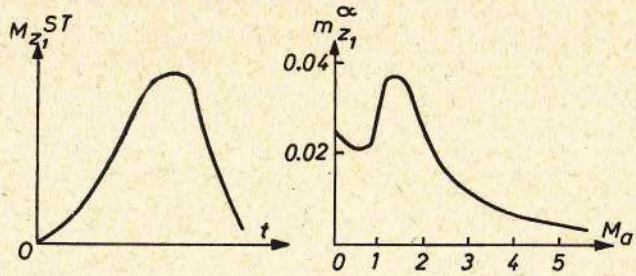
Pošto je kod malih uglova α koeficijent sile uzgona rakete linearna funkcija od α, tj.

$$C_y = C_y^{\alpha}\alpha,$$

izraz za koeficijent momenta dobija oblik

$$m_{z_1} = (C_x + C_x^{\alpha})\frac{l_c}{L_k}\alpha = m_{z_1}^{\alpha}\alpha.$$

Koeficijent $m_{z_1}^{\alpha}$ se naziva koeficijentom uzdužne statičke stabilnosti rakete. Približna zavisnost koeficijenta $m_{z_1}^{\alpha}$ i momenta stabilizacije po uzdužnom nagibu od brzine i vremena leta balističke rakete prikazana je na sl. 6.29. Veličina $M_{z_1}^{st}$ kod balističkih raketa može da dostigne nekoliko hiljada kilogram-metara.



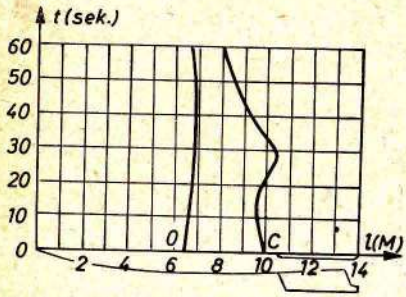
Sl. 6.29. Promene momenta stabilizacije od vremena leta i koeficijenta uzdužne statičke stabilnosti $m_{z_1}^{\alpha}$ (do broja Ma) vođene balističke rakete na aktivnom delu putanje

Položaj centra potiska na osi OX_1 rakete određuje se geometrijskim razmerama njenih elemenata (prednjeg dela, cilindričnog dela, nosećih površina, organa upravljanja) i njihovim uzajamnim rasporedom u odnosu jedan na drugi tj. tzv. aerodinamičkom kompozicijom rakete. Povećavanjem razmera nosećih površina, na primer, pri ostalim jednakim uslovima pomera se centar potiska ka zadnjem delu, a postavljanjem vazdušnih kormila po šemi „patka" ili krila (kod rakete „zemlja-vazduh" ili krilate rakete) — ka centru težišta rakete.

Prema tome, moment stabilizacije $M_{z_1}^{st}$ teži da smanji napadni ugao koji je izazvao njegovu pojavu, tj. raketa je statistički stabilna i njena uzdužna osa se stabilizuje u odnosu na vektor brzine centra težišta. Stepen ili rezerva statičke stabilnosti rakete obično se karakteriše odnosom

$$l_c = \frac{l_c}{L_k},$$

čija se veličina menja u letu. Na slici 6.30, kao primer je prikazana promena rezerve statičke stabilnosti balističke rakete za vreme leta po aktivnom delu putanje. Iz navedenih grafikona se vidi da neko vreme nakon lansiranja prvobitna veličina $\bar{l}_c$ nešto raste, a zatim dosta naglo opada. Maksimum $\bar{l}_c$ odgovara približno brzini leta $M \approx 1$. Kod balističkih raketa veličina $\bar{l}_c$ na aktivnom delu se koleba od 2 do 15%, ali neki tipovi raketa pri gađanju na maksimalnu daljinu, naročito pri dejstvu različitih poremećaja, mogu da postanu na kraju aktivnog dela statički nestabilni.



Sl. 6.30. Promena položaja centra težine i centra pritiska vođene balističke rakete na aktivnom delu putanje

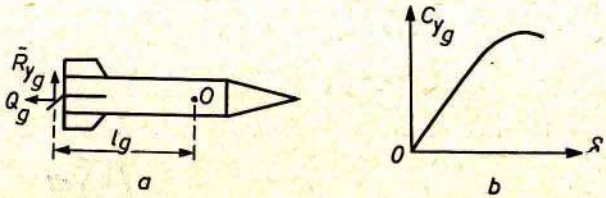
Centar težišta rakete premešta se duž ose OX_1 promenom rasporeda masa unutar tela rakete u funkciji sagorevanja komponenata pogonske materije.

Pojedini tipovi vođenih raketa, uglavnom zemlja-vazduh, radi smanjivanja inertnosti u letu, izrađuju se statički nestabilni tj. centar potiska kod njih se nalazi ispred centra težišta. U tom slučaju moment $M_{z_1}^{st}$ teži da poveća napadni ugao koji je izazvao njegovu

pojavu. Ovaj moment se naziva momentom pretumbavanja. Postojan let statički nestabilnih raketa obezbeđuje se radom automata stabilizacije koji stvara neophodne dopunske (u odnosu na one koje program zahteva) upravljajuće momente skretanja po pravcu i propinjanju.

Analogna analiza može se izvršiti i za moment stabilizacije po pravcu. U odnosu na osu OX_1 komponente ukupno aerodinamičke sile momenta ne daju se. Zato komponenta $M_{x_1}^{st}$ izrazu (6.10) ne postoji.

U zaključju ćemo istaći, da na delovima putanje iznad 50—80 km, let raketa praktično ne može da bude stabilizovan pomoću aerodinamičkih sila.



Sl. 6.31. Moment upravljanja gasnih kormila (a) i zavisnost koeficijenta uzgona kormila od ugla njegovog zaokreta (b)

Upravljajuće momente, u odnosu na svaku od osa vezanog koordinatnog sistema, stvaraju kod balističke rakete sile uzgona odgovarajućih gasnih (vazdušnih) kormila:

$M_{z_1}^k$ — silama R_{yg} kormila visine II—IV;

$M_{y_1}^k$ — silama R_{yg} kormila pravca I—III;

$M_{x_2}^k$ — silama R_{yg} sva četiri kormila koja u ovom slučaju rade kao eleroni.

U koliko centar potiska svakog para ne leži u ravni koja prolazi kroz osu OX_1 rakete, sile čeonog otpora kormila takođe daju komponente momenta $M_{y_1}^k$ i $M_{z_1}^k$ ali se one zanemaruju zbog male veličine u poređenju sa komponentama upravljajućih momenata propinjanja i skretanja po pravcu koje stvaraju sile R_{yg}. Na taj način sile čeonog otpora gasnih kormila Q_g uračunavaju se samo u sistemu sila koje deluju na raketu, a ne samostalno. Zato se uvodi pojam efektivnog potiska motora:

$$P_e = P - 4Q_g \tag{6.11}$$

Iz slike 6.31, a vidi se da moment $M_{z_1}^k$ stvara sila uzgona Ry_g para gasnih kormila II—IV na kraku l_g (rastojanje od centra težišta rakete do centra potiska kormila II—IV).

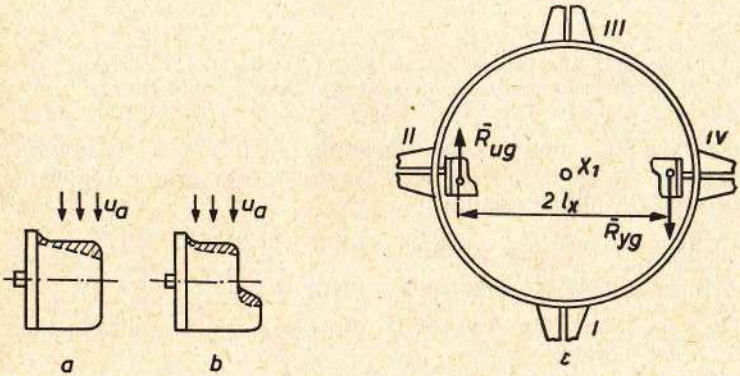
Veličina momenta izračunava se po formuli

$$M_{z_1}^k = R_{y_g} l_g = C_{y_g} \frac{\varrho_g u_a^2}{2} S_p l_g$$

gde je ϱ_g i u_a — gustina i brzina isticanja gasova iz mlaznika motora;

S_p — površina gasnog kormila u planu.

Kvalitativna zavisnost koeficijenta sile uzgona gasnog kormila od ugla δ prikazana je na sl. 6.31,*b*. Radni intervali uglova δ kod balističkih raketa iznose 0—15°, a oblik gasnih kormila (sl. 6.32) bira se iz uslova za obezbeđivanje postojanog položaja njenog centra potiska na tetivi kormila. Stvar je u tome, što u letu, pod uticajem reaktivne struje, napadna ivica grafitnih kormila jako nagoreva, a to dovodi do pomeranja centra potiska kormila unazad (sl. 6.32,*a*). Kod oblika



Sl. 6.32. Oblik gasnih kormila i upravljajući moment poprečnog nagiba:
a — kormila sa promenljivim položajem centra pritiska; b — kormila sa stalnim položajem centra pritiska; c — upravljajući moment krena

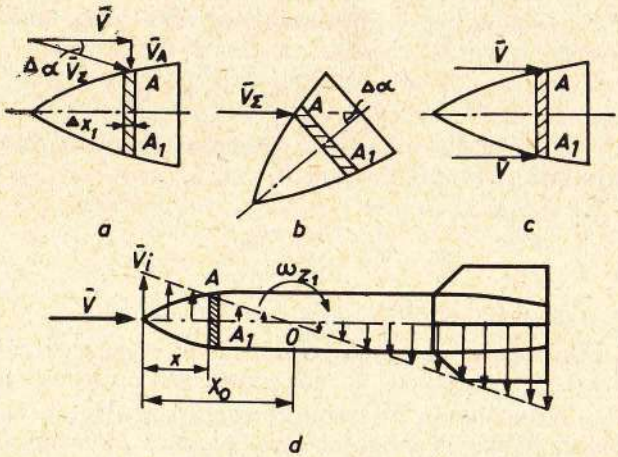
kormila, prikazanog na sl. 6.32,*b*, delovi koji nagorevaju (na slici šrafirani deo) raspoređuju se obe strane ose obrtanja kormila i položaj centra potiska (napadne tačke sila Q_g i R_{yg}) se stabilizuje.

Za razliku od momenta $M_{z_1}^k$ i $M_{y_1}^k$ upravljajući moment poprečnog nagiba balističke rakete stvaraju gasna kormila — eleroni na relativno malom kraku l_x (sl. 6.32,*c*).

Prigušujući momenti koji deluju na balističku raketu nisu veliki u poređenju sa momentima stabilizacije i upravljanja te se pri ispitivanju kretanja raketa koja ne zahtevaju veliku tačnost obično ne uračunavaju. Ali kod raketa koje osim stabilizatora imaju i krila (krilate rakete, rakete „zemlja-vazduh", protivtenkovski vođeni projektili itd), prigušni momenti su znatni i ne uračunavaju se samo pri veoma grubim proračunavanjima.

Razmotrićemo, ukratko, fizičku suštinu prigušnih momenata na primeru prigušnog momenta propinjanja $M_{z_1}^{d}$ balističke rakete sa RMTPM. Ovaj moment se sastoji iz dve komponente: spoljnjeg (aerodinamičkog) i unutrašnjeg prigušenog momenta. Pri letu rakete u gustim slojevima atmosfere, unutrašnji moment je mali u poređenju sa spoljnim, ali pri letu u jako razređenim slojevima vazduha dobija samostalan značaj, jer spoljni prigušni moment praktično ne postoji. Ovo je osobito važno za balističke rakete sa velikim daljinama gađanja i za interkontinentalne čiji se kraj aktivnog dejstva nalazi na velikoj visini.

U osnovi spoljnog prigušnog momenta $M_{z_1}^{sd}$ leži dejstvo aerodinamičkih sila pritiska vazduha raspoređenih po površini rakete koje nastaju pri poprečnom opticanju vazduha oko rakete kad se ova obrće oko ose OZ_1. Ako raketa koja leti sa uglom $\alpha = O$ počne da se kreće oko ose OZ_1 sa ugaonom brzinom ω_{21} (suprotno od pravca kretanja



Sl. 6.33. Uz pitanje o nastajanju spoljneg prigušnog momenta propinjanja

kazaljke na satu gledano sa kraja ose OZ_1), svaki njen poprečni presek dobija linearnu brzinu obrtnog kretanja (sl. 6.33,*d*):

$$v_i = \omega_{z1} \ (x_i - x_o)$$

gde je x_i — rastojanje preseka od vrha prednjeg dela (glave);

x_o — rastojanje centra težišta rakete od vrha prednjeg dela.

Ovo je jednako snažnom opticanju vazdušnog mlaza oko svakog poprečnog preseka čija je brzina jednaka, ali suprotnog smera, brzina v_i. Prema tome primenivši metod obrtanja kretanja za proizvoljni presek AA_1 sa širinom $\Delta\ x_1$, možemo da zaključimo da oko tačke A struji ekvivalentni mlaz vazduha (pri $\omega_{z1} \neq 0$) sa brzinom $v\varepsilon$, a lokalni napadni ugao za tačku A, usled okretanja rakete oko ose OZ_1, menja se za veličinu (sl. 6.33,*a*).

$$\Delta\alpha \approx \frac{v_A}{v} = \frac{\omega_{z_1}\,(x_A - x_o)}{v}$$

Priraštaj napadnog ugla $\Delta\alpha$ za tačku A biće negativan (sl. 6.33,*b*). Ako su pri $\omega = 0$ i $\alpha = 0$ pritisci vazduha u tačkama A i A_1 jednaki (sl. 6.33,*v*):

$$p_A = pA_1 \quad \text{i} \quad \Delta\, p = (p_A - pA_1)\ \Delta\, s = 0,$$

gde je $\Delta\, S$ — površina elementarnog preseka AA_1, tada će pri $\omega_{z1} \neq 0$

$$p_A > pA_1 \quad \text{i} \quad \Delta\, p = (p_A - pA_1)\ \Delta\, S > 0,$$

i sila $\Delta\ p$ na kraku $1_A = x_A - x_o$ davaće u odnosu na centar masa elementarni (mali) prigušni moment

$$\Delta M \frac{sd}{z_1} = \Delta p l_A,$$

koji obrće raketu u suprotnom smeru od prvobitnog.

Ako celu raketu razdelimo po dužini na n elementarnih preseka (širine $\Delta\ x_1$) i ako za svaki od njih provedemo analogna rasuđivanja, dobićemo n elementarnih prigušnih momenata $\Delta\ M_{z_1}^{sd}$. Kad ih sumiramo dobićemo ukupni prigušni aerodinamički moment propinjanja rakete po visini koji će se suprotstavljati njenom okretanju oko OZ_1 ose, tj. „gasiće" ugaonu brzinu ω_{z1}.

Nastojanje unutrašnjeg prigušnog momenta $M_{z_1}^{ud}$ (moment gasnog demfiranja) uslovljeno je silama inercije Koriolisa koje deluju na one čestice pogonske materije i gasova, što se premeštaju unutar rakete. Radi razmatranja ove pojave izdvojićemo dva poprečna preseka S (na rastojanju x_i od vrha nosa rakete) elementarnu zapreminu gasa u mlazniku motora (sl. 6.34)

$$\Delta W = \Delta S x,$$

koja se premešta duž ose mlaznika brzinom u_i. Masa te zapremine $\Delta m = \varrho_g \Delta W$ učestvovaće u kretanju u odnosu na telo rakete i u prenosnom (obrtnom) kretanju zajedno sa njim oko ose OZ_1. Prema tome, na element mase Δm delovaće elementarna sila Koriolisa (ugao između pravca brzine u_i i ose obrtanja OZ_1 jednak je 90°):

$$\Delta K_i = 2\Delta m\, \omega_{z_1}\, u_i \sin 90° = 2\Delta m\, \omega_{z_1}\, u_i$$

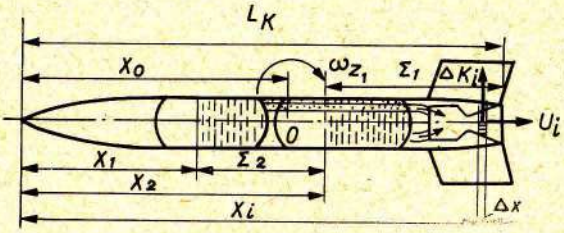
Ona će na kraku $l_1 = x_i - x_o$ takođe stvarati moment u odnosu na centar težišta rakete koji je okreće oko ose OZ_1 u smeru kretanja kazaljke na satu (ako se gleda sa kraja ose OZ_1). Zato će ovaj momenat takođe da „gasi" prvobitnu ugaonu brzinu ω_{z_1}:

$$\Delta M_{z_1}^{ud} = \Delta K_i\, l_i, \tag{6.12}$$

Ako razbijemo na m delova deo uzdužne ose OX_1 rakete na kome se premeštaju tečne i gasovite čestice unutar rakete, na analogne elementarne zapremine i sumiramo njihove momente izračunate po formuli (6.12), dobićemo ukupni moment gasnog demfiranja propinjanja.

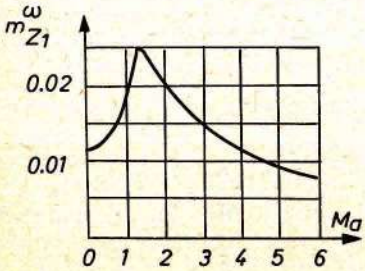
Za RMTPM ovaj deo sumiranja razbija se obično na dva dela koji se razlikuju po veličini sekunde potrošnje mase u njima (sl. 6.34):

— prvi Σ_1 — od ogledala tečnosti zadnjeg rezervoara do preseka mlaznika sa sumarnom sekundnom potrošnjom pogonske materije;



Sl. 6.34. Unutrašnji prigušni moment propinjanja

— drugi Σ_2 — od ogledala tečnosti prednjeg rezervoara do ogledala tečnosti zadnjeg rezervoara sa sekundnom potrošnjom komponente prednjeg rezervoara.



Kod RMČPM gde je pripala smeštena kod prednjeg zida komore punjenja, dužina dela sumiranja uzima se da je jednaka dužini komore.

Sl. 6.35. Zavisnost koeficijenta prigušnog momenta propinjanja od brzine leta

Na kraju primetićemo da proračunski izraz za moment prigušivanja ima oblik donekle različit od $M^{st}_{z_1}$ i $M^{k}_{z_1}$, tj.

$$M^{d}_{z_1} = m^{d}_{z_1} \frac{\rho v}{2} S_m L^2_k = m^{\omega}_{z} \omega_{z_1} \frac{\rho v}{2} S_m L^2_k \qquad (6.13)$$

Na slici 6.35 prikazana je, kao primer, zavisnost koeficijenta—$m^{\omega}_{z_1}$ od brzine M_a za raketu tipa V-2.

§ 6.4. JEDNAČINE KRETANJA RAKETE

Osnovni zadatak teorije leta je proračun putanje kretanja rakete. Za to je potrebno, u izabranom koordinatnom sistemu, sastaviti neophodan sistem jednačina i rešiti ga.

Broj i karakter jednačina u sistemu zavise od zahtevane tačnosti određivanja elemenata putanje, neophodnosti uračunavanja uticaja ovih ili onih faktora na let rakete, a takođe od koordinatnog sistema u kome se proračunava putanja leta rakete. Pri izračunavanju, na primer, prostorne putanje kretanja balističke vođene rakete na aktivnom delu neophodno je sastaviti i rešiti sistem od oko 20 diferencijalnih jednačina. Za rešavanje prostijeg zadatka—proračunavanje putanje neporemećenog kretanja ove rakete na aktivnom delu u vertikalnoj ravni — potrebno je sastaviti i rešiti sistem od samo osam jednačina.

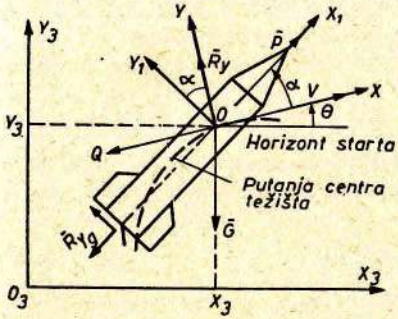
Za izračunavanje putanje raketa, osobito putanje prostornog kretanja, danas se mnogo koriste elektronske računske mašine. Kao primer razmotrićemo ukratko proste, ali u praksi često korišćene sisteme

jednačina kretanja balističke vođene rakete u vertikalnoj ravni na raznim delovima putanje.

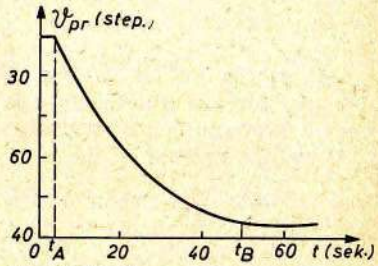
Jednačine kretanja raketa na aktivnom delu putanje

Pri izvođenju jednačina pretpostavićemo da se raketa kreće u ravni gađanja (u ravni $O_zX_zY_z$ zemaljskog koordinatnog sistema), obrtanja Zemlje se ne uzima u obzir, tj. ne uzima se u obzir sila Koriolisa K, a sve sile koje deluju na raketu svedene su, po zakonima mehanike, u njen centar težišta (sl.6.36).

Putanja kretanja vođene balističke rakete na aktivnom delu spada u takozvane programske putanje. U tom slučaju raketa se kreće po unapred datoj putanji koja se ne može promeniti u toku leta. Programska putanja obično se daje u obliku zakona promene programskog ugla uzdužnog nagiba u vremenu $\Theta_{pr}(t)$. Kao primer na sl. 6. 37 prikazan je izgled te zavisnosti za raketu V—2.



Sl. 6.36. Sistem sila koje deluju na vođenu balističku raketu na aktivnom delu putanje (uz vođenje jednačina njenog kretanja u vertikalnoj ravni)



Sl. 6.37. Zavisnost programiranog ugla uzdužnog nagiba vođene balističke rakete od vremena leta

Jednačina kretanja centra težišta rakete, napisana za razmatrani sistem sila u obliku Njutnovog zakona, ima oblik (aerodinamička sila R izražena je preko svojih komponenata Q i R_y u brzinskom koordinatnom sistemu):

$$m\bar{a}=\Sigma\bar{F}_i=\bar{G}+\bar{P}^e+\bar{Q}+\bar{R}_y+\bar{R}_{yg} \qquad (6.14)$$

Za dobijanje računskih jednačina izraz (6.14) se projektuje po članovima na ose brzinskog koordinatnog sistema (sl.6.36):

— na osu OX

$$ma_x = P^e \cos\alpha - Q - G\sin\Theta - Ry_g \sin\alpha; \qquad (6.15)$$

— na osu OY

$$ma_y = P^e \sin\alpha + R_y - G\cos\Theta + Ry_g \cos\alpha; \qquad (6.16)$$

Ovde je $a_x = \dot{v}$ — ubrzanje centra težišta rakete duž ose OX (tangenta na putanju);

a_y — ubrzanje centra težišta rakete duž ose OY, jednako po apsolutnoj veličini normalnom ubrzanju:

$$|a_y| = |a_n| = \frac{v^2}{r}, \qquad (6.17)$$

gde je v — brzina leta rakete;

r — radijus krivine putanje u datoj tački koji se, saglasno zakonima mehanike, izražava kroz brzinu kretanja rakete v i ugaonu brzinu okretanja tangente Θ duž putanje.

$$\frac{l}{r} = \frac{\dot{\Theta}}{v} \qquad (6.18)$$

Usled male veličine napadnih uglova balističkih raketa na aktivnom delu putanje $\sin\alpha \approx \alpha$, $\cos\alpha \approx 1$, i tada jednačine (6.15, 6.16) koje opisuju kretanje centra težišta rakete sa uračunavanjem odnosa (6.17, 6.18) dobiće oblik:

$$m\dot{v} = P^e - Q - G\sin\Theta - Ry_g\,\alpha; \qquad (6.19)$$

$$mv\dot{\Theta} = P^e\,\alpha + R_y - G\cos\Theta + Ry_g \qquad (6.20)$$

U razmatranom slučaju kretanje rakete kao krutog tela u odnosu na centar težišta ekvivalentno je kretanju u odnosu na osu OZ_1. Jednačina toga kretanja izražena je kao jednakost proizvoda momenta inercije rakete Iz_1 u odnosu na osu OZ_1 i ugaonog ubrzanja ω_{z1} oko iste ose sume momenta u odnosu na osu OZ_1 svih sila koje deluju na raketu:

$$I_{z_1}\dot{\omega}_{z_1} = \Sigma M_{zi} = M^{st}_{z_1} + M^{d}_{z_1} + M^{k}_{z_1} \qquad (6.21)$$

Ugaona brzina $\omega_{z_1} = \dot{v}$, a to znači $\omega_{z_1} = V = \frac{d^2\vartheta}{dt^2}$, tj. leva strana jednačine (6.21) je drugi izvod ugla uzdužnog nagiba po vremenu leta.

Jednačine koje određuju brzinu premeštanja centra težišta rakete u zemaljskom koordinatnom sistemu dobićemo kad projektujemo vektor brzine rakete (sl.6.26) na ose OX_z i OY_z:

$$\dot{x}_z = V_{xz} = v\cos\Theta;$$
$$\dot{y}_z = v_{yz} = v\sin\Theta \tag{6.22}$$

Jednačine veze između uglova v, Θ i α ima oblik

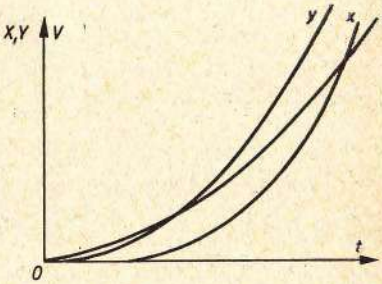
$$v = \Theta + \alpha, \tag{6.23}$$

a jednačina koja upisuje rad sistema upravljanja (kanala uzdužnog nagiba automata stabilizacije) i određuje zakon promene ugla otklona δ gasnih kormila visine od vremena leta izražava se u obliku:

$$\delta(t) = f[V(t) - V_{pr}(t)] \tag{6.24}$$

Programski ugao uzdužnog nagiba $v_{pr}(t)$ odredi automat stabilizacije po zakonu usvojenom za dati tip rakete i analogno prikazanom na slici 6.37. Stvarni zakon promene ugla uzdužnog nagiba $v(t)$ daje rešenje jednačine (6.21). Na taj način traženi sistem jednačina koji opisuje neporemećeno kretanje vođene balističke rakete na aktivnom delu putanje ima oblik:

$$\begin{aligned}
&m\dot{v} = p^e - Q - G\sin\Theta - Ry_g\,\alpha;\\
&mv\dot{\Theta} = P^e\,\alpha + R_y - G\cos\Theta + Ry_g;\\
&I_{z_1}\dot{v} = M_{z_1}^{st} + M_{z_1}^{\alpha} + M_{z_1}^{k};\\
&\dot{x}_z = v\cos\Theta;\\
&\dot{y}_z = v\sin\Theta;\\
&V = \Theta + \alpha;\\
&\delta(t) = f[V(t) - V_{pr}(t)];\\
&m = m_o - \dot{m}t.
\end{aligned} \tag{6.25}$$



Sl. 6.38. Zavisnost dometa, visine i brzine balističke rakete od vremena leta na aktivnom delu putanje

Ovaj sistem diferencijalnih jednačina rešava se metodom brojnog integrisanja. U rezultatu rešenja za svaki moment leta rakete na aktivnom delu dobijamo sledeće elemente njene putanje: v, Θ,v,x_z, i y_z. Na slici 6.38, kao primer je prikazana promena brzine i koordinata centra težišta rakete u zavisnosti od vremena leta na aktivnom delu putanje (na osnovu rešenja sistema jednačina (6.25).

Jednačina kretanja rakete na pasivnom delu

Po analogiji sa sistemom jednačina (6.25), razmotrićemo jednačinu kretanja rakete u vertikalnoj ravni (u ravni O_zXX krivolinijskog koordinatnog sistema), bez uračunavanja uticaja obrtanja Zemlje, tj. sile Koriolisa K, i pri sistemu sile svedenom u centar težišta rakete.

Posle isključivanja motora raketa se kreće pod dejstvom samo dveju sila: aerodinamičke sile R i sile težine $G_k = m_k g$ (gde je m_k — masa rakete u momentu isključivanja motora). Radi jednostavnosti izvođenja pretpostavićemo da raketa leti sa napadnim uglom $\alpha = 0$ (sl. 6.39), tj. pri $R = Q$

Vektorska jednačina kretanja u tom slučaju izgleda ovako:

$$m_k \bar{a} = \bar{Q} + \bar{G}_k \tag{6.26}$$

Projektujući ovu jednačinu na ose OX i OY brzinskog koordinatnog sistema, dobićemo (sl. 6.39) po analogiji sa jednačinama (6.19, 6.20):

$$\begin{aligned} m_k \dot{v} &= -Q - G_k \sin\Theta \\ m_k v \dot{\tilde{\Theta}} &= -G_k \cos\Theta \end{aligned} \tag{6.27}$$

gde je $v\dot{\tilde{\Theta}} = a_n$ — ubrzanje centra težišta rakete po osi OY (normalno ubrzanje);

$\tilde{\Theta}$ — ugao nagiba vektora brzine ka horizontu tačke starta; vezane sa uglom njegovog nagiba prema mesnom horizontu i polarnim uglom η odnosom

$$\Theta = \tilde{\Theta} + \eta \tag{6.28}$$

Iz formule (6.28) sledi odnos između ugaonih brzina:

$$\dot{\tilde{\Theta}} = \dot{\Theta} - \dot{\eta} \tag{6.29}$$

Normalno ubrzanje a_n zavisi, kao i u formuli (6.17), od krivine putanje, radi čijeg određivanja je potrebno meriti uglove nagiba tangente putanje, polazeći sve vreme od jednog pravca — horizonta tačke starta. Zato je u drugoj jednačini (6.27) pri izračunavanju a_n i uzeta ugaona brzina $\dot{\tilde{\Theta}}$ skretanja tangente ka putanji u odnosu na horizont tačke starta, a ne u odnosu na mesni horizont.

Zavisnost koja određuje brzinu promene mesta centra težišta rakete duž ose $\overline{OY}$ izražava se analogno formuli (6.22):

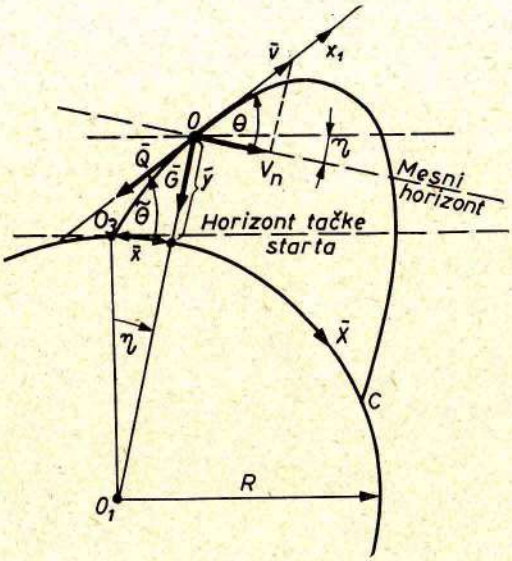
$$\dot{\bar{y}} = v_{\bar{y}} = \sin\Theta \tag{6.30}$$

a jednačina kretanja centra težišta rakete duž ose $\overline{OX}$ može se dobiti na sledeći način: ako kretanje duž ose OX razmatramo kao obrtno (po luku velikog kruga Zemlje) oko centra težišta O_1 Zemlje, brzina $\dot{x} = v_{\bar{x}}$ biće linearna brzina obrtanja, jednaka proizvodu radijusa obrtanja (radijus Zemlje R) sa ugaonom brzinom obrtanja $\omega\eta = \dot{\eta}$

$$v_{\bar{x}} = R\,\omega_n = R\dot{\eta} \tag{6.31}$$

Vektor brzine centra težišta rakete u proizvoljnoj tački pasivnog dela putanje projektujemo na pravac mesnog horizonta (sl. 6.39) i tada imamo

$$v_n = v\cos\Theta \tag{6.32}$$



Sl. 6.39. Uz izvođenje jednačina kretanja na pasivnom delu

Brzinu v_n možemo da posmatramo i kao brzinu obrtnog kretanja centra težišta rakete oko centra težišta Zemlje, ali pri radijusu obrtanja $OO_1 = R + \bar{y}$ (sl. 6.39), gde je $\bar{y}$ — visina leta rakete. Odavde, u skladu sa formulom (6.31) dobijamo

$$\omega_\eta = \dot{\eta} = \frac{v_n}{R+\bar{y}} = \frac{v\cos\Theta}{R+\bar{y}} \tag{6.33}$$

Kad ovaj izraz uvedemo u formulu (6.31), dobićemo jednačinu koja određuje brzinu kretanja centra težišta rakete duž ose OX:

$$\dot{\bar{x}} = v_{\bar{x}} = \frac{R}{R+\bar{y}} v \cos \Theta \tag{6.34}$$

Kada u drugu jednačinu (6.27) uvedemo međusobne odnose (6.29) i (6.33) i podelimo jednačinu (6.27) na članove saglasno m_k i $m_k v$, dobićemo sistem jednačina koje opisuju kretanje centra težišta raketa u razmatranom slučaju (pri $\alpha = O$):

$$\begin{aligned} \dot{v} &= -\frac{Q}{m_k} - g \sin \Theta; \\ \dot{\Theta} &= -\left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R+\bar{y}}\right) \cos \Theta; \\ \dot{\bar{y}} &= v \sin \Theta; \\ \dot{\bar{x}} &= \frac{R}{R+\bar{y}} v \cos \Theta. \end{aligned} \tag{6.35}$$

U slučaju kretanja rakete sa $\alpha > O$ jednačina (6.26) piše se u obliku

$$m_k \bar{a} = \bar{Q} + \bar{R}_y + \bar{G}_k,$$

u drugoj jednačini (6.27) dodaje se član R_y:

$$m_k v \dot{\Theta} - R_y - G_k \cos \Theta$$

a sistem (6.35) dobija oblik:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= -\frac{Q}{m_k} - g \sin \Theta; \\ \dot{\Theta} &= \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R+\bar{y}}\right) \cos \Theta + \frac{R_y}{m_k v}; \\ \dot{\bar{y}} &= v \sin \Theta; \\ \dot{\bar{x}} &= \frac{R}{R+\bar{y}} v \cos \Theta. \end{aligned} \tag{6.36}$$

Jednačina kretanja rakete u odnosu na centar težišta analogna je jednačini (6.21), ali pošto sistem upravljanja rakete ne radi, upravljajući moment propinjanja biće jednak nuli:

$$I_{z_1}\,\dot{\omega}_{z_1} = I_{z_1}\ddot{\vartheta} = M_{z_1}^{st} + M_{z_1}^{v} \tag{6.37}$$

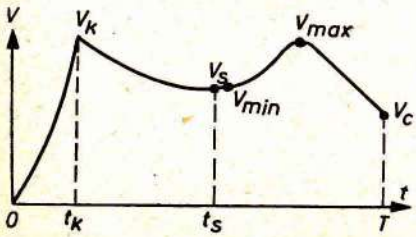
Na taj način potpun sistem jednačina kretanja rakete na pasivnom delu putanje u krivolinijskom koordinatnom sistemu (pri $\alpha \neq O$) ima oblik:

$$\begin{gathered}
\dot{v} = -\frac{Q}{m_k} - g\sin\Theta; \\
\dot{\Theta} = -\left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R+\bar{y}}\right)\cos\Theta + \frac{R_y}{m_k v}; \\
I_{z_1}\ddot{\vartheta} = M_{z_1}^{st} + M_{z_1}^{d} \\
\dot{\bar{y}} = v\sin\Theta; \\
\dot{\bar{x}} = \frac{R}{R+\bar{y}}\,v\cos\Theta \\
\vartheta = \Theta + \alpha
\end{gathered} \tag{6.38}$$

Sistem jednačina (6.38) takođe se rešava po metodi brojnog integrisanja i za svaki moment leta daje elemente pasivnog dela putanje v, Θ, y, x, v (ili napadni ugao α). Analiza rezultata rešenja ovog sistema pokazuje da kod putanje raketa koje leže u gustim slojevima atmosfere, tj. do 80 km, silazni krak putanje je strmiji od penjućeg. Brzina u svakoj tački silaznog kraka pasivnog dela putanje manja je nego u odgovarajućim tačkama tj. onim koje imaju tu istu visinu na tačkama penjućeg dela kraka. Na sl. 6.40 prikazan je, kao primer, opšti karakter promene brzine rakete na takvim putanjama u funkciji vremena leta (v_s i t_s — brzina na vrhu putanje i vreme leta do njega, v_k i t_k — isti ti parametri za kraj aktivnog dela, a v_c i T — za tačku pada).

Pri rešavanju niza zadataka teorije leta, kada nije potrebno znanje elemenata putanje na celom pasivnom delu, već je dovoljno da se odrede samo u nekoliko tačaka sa manjom tačnošću nego pri brojnom integrisanju jednačina kretanja, koriste se proračunske formule tzv. teorija elipse.

Teorija elipse razmatra kretanje centra težišta rakete na pasivnom delu kao kretanje materijalne tačke pod dejstvom samo jedne sile — sile težine G_k (sl. 6.41). Otpor vazduha i obrtanje Zemlje ne uzimaju se u obzir. Zemlja se uzima kao lopta prečnika $R = 6371$ km, a linija dejstva sile težine prolazi kroz centar težišta Zemlje (centralno polje sile težine).



Sl. 6.40. Promena brzine balističke rakete na putanji

Zbog njihove složenosti, izvode konačnih proračunskih formula teorije elipse ovde nećemo razmatrati. Niže su navedene samo proračunske formule za daljinu Xe_1, visinu Ye_1 eliptičkog dela putanje i vremena leta na njemu Tel (sl. 6.41):

$$X_{e1} - 2r_k \frac{\nu_k \operatorname{tg}\theta_k}{\nu 1 - \nu_k + \operatorname{tg}^2 \theta_k}; \tag{6.39}$$

$$Y_{e1} = \frac{r_k \nu_k \sin^2 \theta_k}{\sqrt{1 - (2 - \nu_k)\nu_k \cos^2 \theta_k} + (1 - \nu_k)} \tag{6.40}$$

$$T_{e1} = \frac{2}{(2 - \nu_k)^{3/2}} \sqrt{\frac{r_k}{g_k}} \; (\alpha_o + e \sin \alpha_o), \tag{6.41}$$

$$\text{gde je } \alpha_o = \arccos \frac{1 - \nu_k}{e};$$

$r_k = R + y_k$ — polarni radijus tačke K u polarnom koordinatnom sistemu;

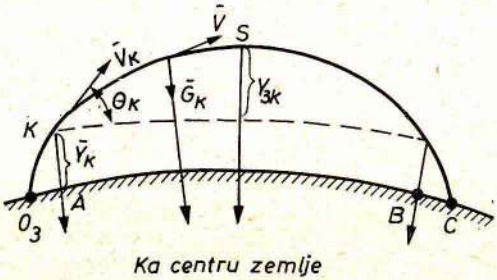
g_k — ubrzanje sile težine na visini y_k;

$\nu_k = \dfrac{v^2_k}{g_k r_k}$ — parametar kraja aktivnog dela;

$e = \sqrt{1 - (2 - \nu_k)\nu_k \cos^2 \Theta k}$ — ekscentricitet eliptičke putanje.

Po navedenim formulama izračunavaju se elementi pasivnog dela putanje na odsečku KSK_1 (sl. 6.41) koji se tako uzima za luk elipse. Ostali njen deo nalazi se unutar Zemlje, a fokus udaljen od vrha S, poklapa se sa centrom Zemlje. Daljini Xe_1 po formuli (6.39) odgovara

luk KK_1 (sl. 6.41), pri čemu je visina tačke K_1 jednaka visini y_k. Po istoj formuli može se izračunati i zemaljska daljina K_{AB} po luku AB koja odgovara tom delu putanje, ako u formuli (6.39), umesto r_k, stavimo poluprečnik Zemlje R.



Sl. 6.41. Uz pitanje o elipsoidnoj teoriji kretanja raketa

Rezultati proračuna po formulama (6.39 — 6.41) biće utoliko bliži parametrima stvarne putanje ili proračunima putanje po sistemu jednačina (6.35) ukoliko je tačka K viša i prema tome što je manji uticaj otpora vazduha na let rakete. Na primer, pri visini $y_k = 20$ km, greška u izračunavanju daljine $X_{AB} = 300$ km po formuli (6.39) iznosi 8%, a pri $\bar{y}_k = 50$ km — 0,1%.

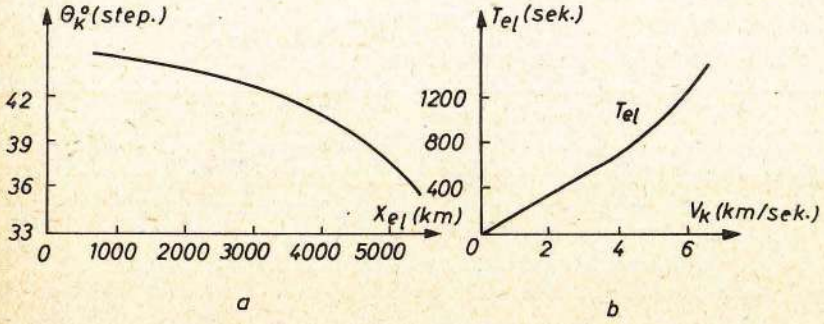
Ispitivanja pokazuju da, ako ne menjajući visinu y_k i brzinu v_k rakete u momentu isključivanja motora promenimo ugao nagiba vektora brzine O_k u odnosu na horizont, to pri nekoj veličini ugla Θ_k—Θ_k^+ možemo da dobijemo, pri datim parametrima kraja aktivnog dela, maksimalnu daljinu X_{el}.

Ugao Θ_k^+ zove se uglom maksimalne daljine i određuje se po formuli

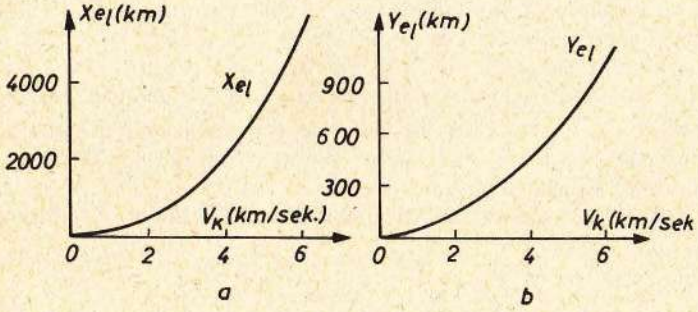
$$\operatorname{tg} \theta_k^+ = \sqrt{1 - \upsilon_k} = \sqrt{1 - \frac{v_k^2}{g_k r_k}} \tag{6.42}$$

Svakoj daljini X_{el} odgovara njen ugao Θ_k^+, pri čemu se porastom X_{el} veličina ugla Θ_k^+ smanjuje (ova zavisnost prikazana je na sl. 6.42,*a*) Uticaj brzine v_k na daljinu i visinu elipsaste putanje prikazana je na sl. 6.43, a zavisnost vremena leta od brzine $T_{el}f(v_k)$ na sl. 6.42,*b*. Grafikoni su postavljeni na osnovu proračuna po formulama (6.39—6.41), pri čemu se visina $\bar{y}_k$ nije menjala, a ugao Θ_k uzet je da je jednak uglu Θ_k^+ koji odgovara datoj daljini gađanja.

Jednovremena promena visine $\bar{y}_k$ i brzine v_k rakete jednaka je promeni parametra ν_k, čijim se porastom (pri uslovu $\Theta_k = \Theta_k^+$) povećava daljina X_{el}. Na sl. 6.44 prikazan je uticaj parametra ν_k na karakter elipsaste putanje.



Sl. 6.42. Zavisnost ugla Θ_k^+ od daljine X_{el} (a) i vremena leta T_{el} od brzine v_k (b) po elipsastoj putanji



Sl. 6.43. Zavisnost daljine (a) i visine (b) elipsoidne putanje od brzine v_k

Osim formula (6.39—6.41) postoje zavisnosti i za izračunavanje elemenata elipsaste putanje u međutačkama. Formule teorije elipse široko se koriste pri projekcionim i ocenjivačkim — uporednim izračunavanjima, kada je tačnost koju one daju potpuno dovoljna.

Iz sl. 6.41 sledi da je puna daljina leta na pasivnom delu jednaka

$$X_{pas} = X_{AC} = X_{AB} + X_{BC}$$

Daljina X_{BC} po površini Zemlje (luk BC), koja odgovara delu putanje K_1C. izračunava se po formuli

$$X_{BC} = \frac{v_k \cos\theta_k}{g_k} \left(\sqrt{v_k^2 \sin^2 \theta_k + 2g_k y_k} - v_k \sin\theta_k\right)$$

Teorija elipse dozvoljava da se oceni veličina prve i druge kosmičke brzine. Analiza elipsastih putanja pokazuje da pri ekscentricitetu $e > 1$ su hiperbole, pri $e = 1$ — parabole, a kod $e < v$ — elipse (kada je $e = 0$ — one su krugovi).

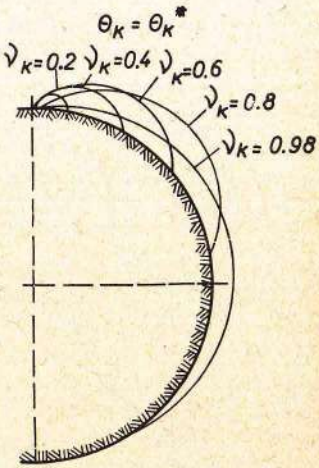
Pri $e = 1$ dobićemo

$$(2 - \upsilon_k) \cos^2\Theta_k = 0.$$

Odatle, pri bilo kojim uglovima $\Theta_k \neq 90°$, imaćemo da je $\nu_k = 2$. Uzimajući $r_k = R$, iz odnosa

$$\upsilon_k = \frac{v_k^2}{9{,}81 \cdot 6371 \cdot 10^3} = 2$$

dobijamo $v_k = v_{2k} = 11{,}18$ km/sek — drugu kosmičku brzinu. Raketa lansirana blizu površine Zemlje (pri $\Theta k = 0$) sa početnom brzinom $v_o = v_{2k}$ kreće se po paraboli, izlazi iz polja Zemljine teže i ne vraća se. Po meri udaljavanja od površine Zemlje (sl. 6.45,*b*) brzina v_{2k} se smanjuje i na visini od oko 318 km iznosi oko 10,9 km/sek.



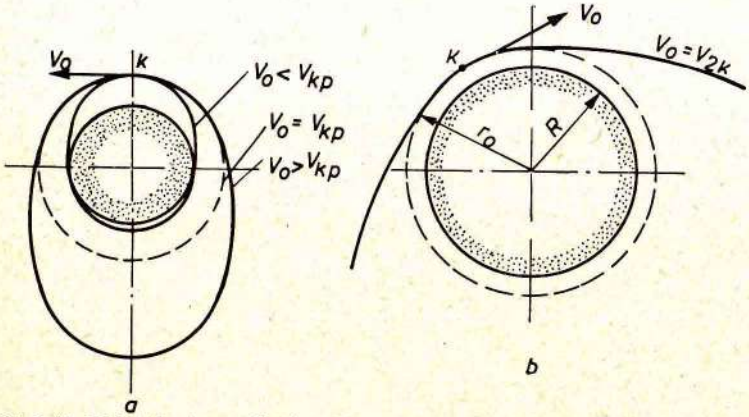
Sl. 6.44. Uticaj parametra v_k na karakter elipsoidne putanje (pri $\Theta_k = \Theta_k^+$)

Sa brzinama bliskim drugoj kosmičkoj lansirana je prva sovjetska kosmička raketa, 1959. god, a takođe rakete usmerene ka Veneri i Marsu.

Analogna analiza formula za ekscentricitet pri $e > 1$ pokazuje da je za let rakete po hiperboli neophodna prizemna brzina veća od 11,18 km/sek.

Ako uzmemo da je $e = 0$ i pretpostavljajući radi jednostavnosti, da je $\Theta_k = 0$, nizom transformacija dobićemo $v_k = v_{kr} = 7{,}9$ km/sek. Ovo je prva kosmička (ili kružna v_{kr}) brzina. Pri takvoj brzini, raketa lansirana sa visine blizu Zemljine površine, bez uračunavanja otpora vazduha i sa nultim uglom nagiba vektora brzine ka horizontu, obleteće oko Zemlje po kružnoj orbiti (centar će joj se poklapati sa centrom

Zemlje), tj. postaće njen satelit (sl. 6.45,*a*). Proračuni pokazuju da se u zavisnosti od udaljavanja od površine Zemlje, veličina kružne brzine v_{kr}, neophodne za kretanje satelita po kružnoj orbiti, smanjuje i, na primer, za visinu od 300 km iznosi oko 7730 m/sek. Pri tome, ako je, u momentu izvođenja na orbitu, satelit imao brzinu $v_{2k} > v_o > v_{kr}$ (za datu visinu iznad površine Zemlje), njegova orbita biće elipsasta (sl. 6.45,*a*), a tačka izvođenja — perigej, tj. tačka najmanje visine sa-



Sl. 6.45. Uticaj brzine na kraju aktivnog dela ($\Theta_k = 0$) na karakter putanje rakete: a — putanja rakete elipsa ili kružnica; b — putanja rakete hiperbola

telita nad površinom Zemlje. Takvu orbitu imali su sovjetski sateliti tipa „kosmos", a takođe raketa koja je snimala suprotnu stranu Meseca. Pri brzini $v_k = v_o < v_{kr}$ putanja satelita biće elipsa, a tačka izvođenja na orbitu K biće apogej tj. tačka maksimalnog udaljenja satelita od površine Zemlje; putanja satelita pri tome preseći će površinu Zemlje.

§ 6.5. MANEVARSKE SPOSOBNOSTI I POSTOJANOST KRETANJA RAKETA. TEORIJA POPRAVKI

Ocena manevarskih sposobnosti raketa, naročito stabilnosti njihovog kretanja, dobija se na osnovu analize proračuna njihovog kretanja po uznemirenim putanjama. U kratkom prikazu zadataka teorije leta nije celishodno izlagati potpunu metodiku tih proračuna i njihovo matematičko obrazloženje. Zato se daju pri ocenjivanju manevarskih sposobnosti i stabilnosti kretanja raketa i koje daju predstavu o suštini tih zadataka samo definicije pojedinih pojmova i karakteristika.

Materija se izlaže na osnovu balističkih vođenih raketa, pri čemu ćemo radi uprošćavanja pitanja, razmatrati njihovo kretanje u vertikalnoj ravni na aktivnom delu putanje.

Manevarske sposobnosti rakete

Manevarskom sposobnošću rakete se naziva njena sposobnost da se, pod uticajem upravljačkih sila kreće po krivolinijskoj putanji. Usvojeno je da se upravljačkim nazivaju sile koje deluju u centru težišta rakete i sposobne su da menjaju pravac njegovog kretanja.

Iz mehanike je poznato da, ako je ukupna sila koja deluje na neko telo u pravcu normalnom na pravac njegovog kretanja, jednaka nuli i tokom vremena se ne menja, kretanje toga tela može da bude samo pravolinijsko.

Prema tome sila, normalna na pravac kretanja rakete, tj. na tangentu putanje, ili druga veličina koja karakteriše dejstvo te sile, karakterisaće samim tim manevarsku sposobnost rakete. Jedna od takvih veličina je normalno ubrzanje koje ta sila predaje raketi mase m. Odavde proističe i druga definicija manevarske sposobnosti rakete kao mogućne; brzine promene vektora brzine leta po pravcu za datu raketu. (Za razliku od aviona sa pilotom, rakete, a među njima i krilate, nemaju za sada sistema koji bi omogućili ostvarenje manevra na račun promene veličine brzine).

Sposobnost rakete da menja pravac kretanja jednaka je njenoj sposobnosti stvaranja neophodne normalne sile (ubrzanja) za to. Stoga, pri ocenjivanju manevarskih sposobnosti raketa, iz broja komponenata normalne sile (ubrzanja) treba isključiti komponentu sile težine (njenog ubrzanja), čija se veličina određuje nagibom vektora brzine rakete prema horizontu u datoj tački putanje i ne može se menjati na račun promene položaja raketa u odnosu na vektor brzine.

Polazeći od ovoga, pri kretanju balističke rakete u vertikalnoj ravni, na aktivnom delu, veličina normalne sile određuje se rešavanjem desnog dela druge jednačine sistema (6.25), u kome treba odbaciti komponentu $G \cos \Theta$. Pri ocenama koje ne zahtevaju veliku tačnost zanemaruje se i komponenta sile uzgona gasnih komora.

Sila uzgona R_y rakete proporcionalna je njenom napadnom uglu i može se napisati u obliku proizvoda takozvanog gradijenta R_y^α sile uzgona i ugla α (u radijanima):

$$R_y = R_y^\alpha \alpha$$

Uzimajući u obzir ove primedbe, upravljačka sila N izražava se zavisnošću

$$N = P^e \alpha + R_y = (P^e + R_y^\alpha) \alpha$$

U praksi, pri ocenjivanju manevarskih sposobnosti rakete, češće se koristi ne sila N ili njeno ubrzanje, već bezdimenziona veličina — takozvano normalno preopterećenje:

$$n_y = \frac{N}{G} = \frac{P^e + R_y^\alpha}{mg} \alpha \tag{6.43}$$

Preopterećenje n_y koje može da stvori balistička raketa pri maksimalnom otklonu gasnih kormila visine za ugao δ_{max}, naziva se *raspoloživim*. Preopterećenja n_y koja ona mora da stvara u svakom momentu vremena leta na aktivnom delu, da bi letela po datoj programskoj putanji, nazivaju se *potrebnim*.

Na taj način raspoloživo preopterećenje karakteriše najvažniju manevarsku osobinu rakete — sposobnost stvaranja upravljačke sile N.

U normalnim uslovima leta raketa može da leti po datoj putanji i pri jednakim raspoloživim i potrebnim preopterećenjima. Ali u realnim uslovima, pri dejstvu različitih uticaja, raketa mora da raspolaže nekom rezervom $n_{y_{rez}}$ raspoloživih preopterećenja radi obezbeđivanja leta po datoj putanji (ili, što je isto, rezervom uglova otklona kormila visine) za kompenziranje dejstva tih uticaja. Prema tome u realnim uslovima raketa će leteti po datoj putanji samo ako u svakom trenutku leta bude ispunjen uslov

$$n_{y_{rasp}} \geqslant n_{y_{potr}} + n_{y_{rez}} \tag{6.44}$$

ili za kormila visine uslov

$$\delta\, max \geqslant \delta\, potr + \delta\, rez \tag{6.45}$$

Veličina $n_{y_{potr}}$ (ili δ_{potr} određuje se na osnovu proračunavanja programske putanje u normalnim uslovima leta, a veličina n_{yrez} (ili δ_{rez}) — dobija se kao rezultat ispitivanja dinamike sistema upravljanja pri poznatim uticajima na nju. Veličina $n_{y_{rasp}}$ δ (ili δ_{max}) zavisi uglavnom od najvećeg napadnog ugla max dopuštenog u toku leta za datu raketu, čija se veličina ograničava iz sledećih razloga.

Pri stvaranju sistema upravljanja obično se teži da momentne karakteristike rakete (u ovom slučaju koeficijent m_{z_1} momenta stabilizacije propinjanja) budu linearne funkcije odgovarajućih uglova.

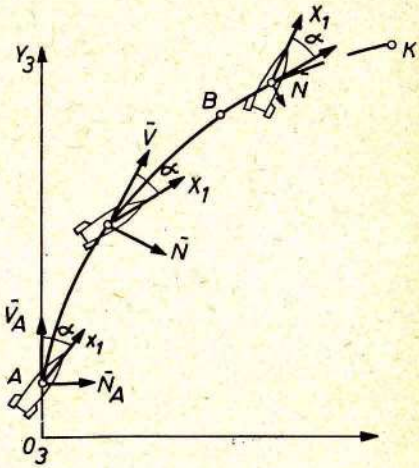
Ali linearna zavisnost $m_{z_1} = f(\alpha)$ pojavljuje se samo pri $\alpha \leqslant 8 \cdot 10°$. Osim toga pri velikim napadnim uglovima narušava se pravilnost aerodinamičkog opticaja rakete i znatno pogoršava njena statička ravnoteža.

Porastom napadnog ugla bitno se povećava aerodinamička sila R. Po veličini njene komponente, duž ose OY_1 (normalne sile) određuje se, uglavnom, rezerva čvrstoće rakete. Prema tome, povećavanje uglova α zahteva povećanje čvrstoće rakete, tj. ili povećavanje njene težine ili poskupljavanje (na račun primene, na primer, lakih i otpornih ali skupih titanovih legura).

Zato za svaku raketu, veličinu α_{max} određuju karakteristike njenog sistema upravljanja, konstrukcija i aerodinamički oblik, a takođe optimalni odnos između rezerve čvrstoće i težine rakete.

Manevarska sposobnost rakete obično se ispituje u procesu projektovanja s tim da se izborom odgovarajućih karakteristika projektovanog modela, obezbedi njeno kretanje po zahtevanoj programskoj putanji. Ovo se ispitivanje sastoji u izračunavanju poremećajnih putanja koje odgovaraju najnepovoljnijem skupu različitih poremećajnih uticaja nastalih pri potrebnim opterećenjima i sravnjujući ih sa raspoloživim. Ako izraz (6.44) nije ispunjen, treba ili povećati manevarsku sposobnost rakete, ili promeniti karakter programske putanje. Iz formule (6.43) vidi se da n_y može da se poveća na račun sile potiska P^e i gradijenta R_y^α jer su mogućnosti za povećavanje α, kao što je navedeno, ograničene. Međutim, veličina P^e bira se pri projektovanju polazeći od zadatka obezbeđivanja date brzine i daljine leta, te se zato manevarska sposobnost za balističke rakete može menjati samo na račun sile uzgona koju one stvaraju. Na velikim visinama, naprotiv, uloga aerodinamičkih sila se smanjuje i sila potiska postaje osnovno sredstvo stvaranja preopterećenja.

Neophodno je napomenuti da se sa porastom statičke stabilnosti rakete smanjuje njena manevarska sposobnost.



Sl. 6.46. Karakter promene sile upravljanja na aktivnom delu

Na sl. 6.46 prikazana je šema promene upravljajuće sile N na aktivnom delu putanje vođene balističke rakete, a na slici 6.47 — promena njene veličine u zavisnosti od vremena leta po njoj za raketu V-2 (tačkasta linija).

Pri vertikalnom startu balističke rakete (sl. 6.46) na početku aktivnog dela, pravac njene brzine poklapa se sa osom OX, tj ugao $\alpha = 0$, a ugao uzdužnog nagiba $V = 90°$. Trajanje vertikalnog leta iznosi kod raketa sa relativno malim daljinama gađanja (300—500 km) nekoliko sekundi. Da bi u tački A počelo programsko okretanje rakete, tj. da bi se njen centar težišta prisilio na odstupanje od pravolinijskog vertikalnog leta, neophodno je stvoriti silu upravljanja N_A. Radi toga se kormila visine II—IV otklanjaju nadole, sila uzgona R_{yg} koja nastaje na njima stvara moment upravljanja $M_{z_1}^k$ u odnosu na centar težišta pod čijim dejstvom raketa počinje da se okreće oko ose OZ, dobijajući negativni napadni ugao i stvarajući silu upravljanja:

$$N_A = (P^e + R_y^\alpha)\,\alpha$$

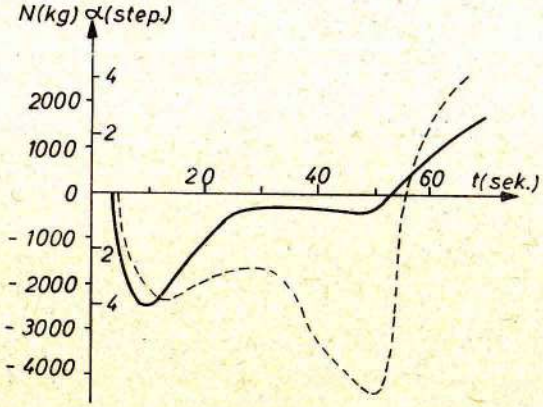
Pod dejstvom sile upravljanja, centar težišta rakete dobiće komponentu brzine duž O_zX_z i poći će po krivoj programiranog zaokreta. Kriva odsečka BK aktivnog dela putanje svake balističke rakete zavisi od dijapazona njene daljine leta. Obično je ta krivina mala, te i sila upravljanja N na delu BK takođe mora biti mala. Ovo se postiže davanjem raketi napadnog ugla $\alpha > 0$, pri kome se projekcija težine G na negativni smer ose OY gotovo uravnotežava pozitivnim komponentama R_y i P^e. α sile N.

Aktivni deo putanje vođene balističke rakete određuju njeni konstrukcioni parametri, osobenosti sistema upravljanja i program koji opet zavisi od prva dva faktora. Napomenućemo da program nazivamo zakon promene ugla propinjanja θ_{pr} koji se obično daje kao funkcija vremena leta.

Polazeći od izloženih postavki, razmotrićemo osnovne zahteve kojima treba da odgovara program.

1. Početni deo programa mora da odgovara načinu lansiranja. Obično se primenjuje vertikalno lansiranje usled jednostavnosti i pogodnosti, a takođe zbog znatno manjih bočnih pomeranja rakete u prvim sekundama leta nego pri lansiranju pod uglom. Dužina dela O_zA (sl. 6.46) određuje se vremenom neophodnim da raketa izađe na režim ustaljenog leta. Kod malih brzina leta — u prvim sekundama posle odvajanja rakete od lansirne rampe — moment stabilizacije rakete veoma je mali (mali je dinamički pritisak $\rho\frac{v^2}{2}$), pa zato čak i mali

otkloni gasnih kormila dovode do pojave znatnih ugaonih brzina i uglova obrtanja rakete u odnosu na centar težišta. To izaziva narušavanje proračunatog karaktera njenog kretanja u početku dela programiranog zaokreta AB i može da dovede do toga da raketa odstupi od programirane putanje. Vreme leta na delu O_zA zavisi od konstrukcije rakete (na primer, za V-2 iznosi 4 sek).



Sl. 6.47. Promena napadnog ugla i sile upravljanja na aktivnom delu putanje vođene balističke rakete

2. Zakon $v_{pr}(t)$ na vođenom delu BK (sl. 6.46) mora da obezbedi maksimalnu daljinu gađanja i minimalno rasturanje. Da bi se ispunili ovi zahtevi koji su u izvesnom stepenu protivurečni, na delu BK održava se optimalna zavisnost $v_{pr}(t)$. Polazeći od prvog uslova, ugao θ na delu BK uzima se da je blizak uglu maksimalnog dometa θ^+, a uslov gustine pogodaka zahteva ujednačavanje uglovnih brzina $\dot{\Theta}$ i ugaonih ubrzanja $\ddot{\Theta}$ na aktivnom i pasivnom delu putanje u momentu isključivanja motora pri gađanju na različitim daljinama.

3. Gađanje po mogućnosti mora da se obezbedi jednim programiranim mehanizmom u celom dijapazonu daljina datog tipa rakete; pri tome se uprošćava konstrukcija sistema upravljanja.

4. Program mora da odgovara manevarskim svojstvima i karakteristikama čvrstoće rakete, tj. treba da ispunjava uslov (6.44). Radi obezbeđenja čvrstoće rakete i stabilnosti njenog leta, deo oko zvučnih brzina ($M_a = 0{,}8$—$1{,}2$), gde dinamički pritisak dostiže maksimum, raketa mora da prolazi sa minimalnim ili nultnim napadnim uglovima.

Na sl. 6.47 prikazan je zakon promene računskog napadnog ugla kao funkcije vremena leta na aktivnom delu putanje rakete V-2 (na sl. puna linija).

Uticaji koji deluju na raketu u toku leta

Putanja leta rakete razlikuje se od neporemećene putanje usled dejstva raznih poremećajnih faktora. Po vremenu dejstva na raketu, ovi faktori se dele na kratkotrajne i stalne.

U kratkotrajne poremećajne faktore koji deluju na raketu u toku relativno kratkog intervala možemo ubrajati udare vetra, kratkotrajna narušavanja režima rada motora („prekide"), greške pri postavljanju rakete na lansirnu rampu, lažne impulse u sistemu upravljanja itd. Poremećaje takve vrste nemoguće je uračunati pri pripremi podataka za gađanje i zato oni spadaju u razloge koji izazivaju rasturanje raketa. Razmotrićemo ukratko karakter dejstva nekih od njih na let vođene balističke rakete.

Pretpostavimo da je u nekoj tački aktivnog dela putanje došlo do kratkotrajnog narušavanja režima pogonske grupe i da je potisak u to vreme bio manji od proračunskog. Tada će raketa u tom intervalu vremena leteti sa manjim ubrzanjem, za dobijanje zahtevane brzine na kraju aktivnog dela biće joj potrebno više vremena, masa rakete m_k će se smanjiti, koordinate tačke K će se promeniti i raketa neće odleteti na datu daljinu.

Kratkotrajni lažni impuls pojavljuje se usled grešaka rada elemenata sistema upravljanja. Zbog njegovog dejstva, gasna kormila (na primer, kormila visine) otklanjaju se za dopunski ugao i menja se sila njihovog čeonog otpora Q_g (znači, i efektivni potisak motora P^e) i sila uzgona R_{yg}. Promena R_{yg} izazvaće promenu upravljajućeg momenta propinjanja $N_{z_1}^k$ napadnog ugla i aerodinamičkih sila rakete Q i R_y u poređenju sa njihovim normalnim veličinama.

Sve ovo dovešće do toga da zahtevana brzina na kraju aktivnog dela neće biti postignuta u proračunatom momentu vremena, masa rakete m_k i koordinate tačke K će se promeniti (u odnosu na njihove proračunske veličine) i raketa neće pasti u datu tačku.

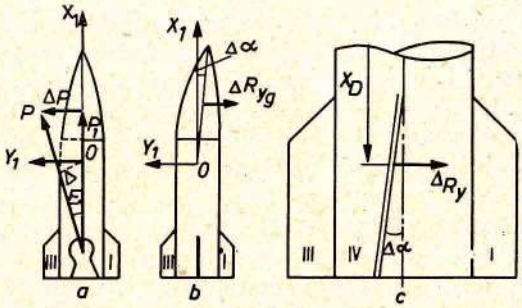
Kao primer stalnih faktora koji utiču na let rakete mogu se smatrati: odstupanje konstruktivnih karakteristika rakete od njihovih proračunskih vrednosti usled najvećih dopuštenih odstupanja od norme u izradi i montaži njenih delova, odstupanja meteoroloških uslova leta od normalnih, sistematske greške rada elemenata sistema upravljanja itd.

Neki od ovih uznemiravajućih faktora se pri pripremi gađanja uračunavaju (na primer, odstupanje meteoroloških uslova leta od normalnih), ali je to uračunavanje praćeno određenim greškama i zato dejstvo date grupe faktora takođe dovodi na kraju do odstupanja rakete od cilja.

Razmotrićemo uticaj grešaka koje se pojavljuju usled najvećih dozvoljenih odstupanja od norme pri proizvodnji i montaži nekih elemenata vođene balističke rakete. Na primer, ako je osa komore sagorevanja motora pomerena u odnosu na uzdužnu osu rakete u ravni stabilizatora I—III, napadna linija sile potiska motora neće proći kroz centar težišta O rakete (sl. 6.48,*a*). To će dovesti do toga da će na celom aktivnom delu putanje na raketu delovati uznemiravajući moment koji teži da okrene raketu oko ose OZ_1 u pravcu kretanja kazaljke na satu:

$$M_{z_1}^{d} = P\Delta \tag{6.46}$$

gde je Δ — krak sile potiska u odnosu na centar težišta.



Sl. 6.48. Karakter poremećajnih faktora uslovljenih odstupanjima pri izradi i montaži elemenata rakete

Za njegovu kompenzaciju stvaranjem jednakog ali po pravcu suprotnog upravljajućeg momenta, gasna kormila visine (sl. 6.23) biće okrenuta za dopunski ugao u odnosu na programski ugao otklona δ_{pr}. Kada razložimo vektor sile potiska po pravcima osa OX_1 i OY_1, vidimo da postepeno kretanje centra težišta rakete obezbeđuje manja (od P) sila potiska $P_1 = P \cos \varepsilon$, a komponenta sile potiska koja se javlja usled iskošenja $\Delta P = P \sin \varepsilon$ pomeraće centar težišta rakete nagore sa programske putanje.

Sve ovo dovešće do takve promene sile čeonog otpora kormila, efektivne sile potiska, vremena postizanja zahtevane brzine v_k i parametara kraja aktivnog dela putanje, da će se daljina leta rakete smanjiti.

Ako, na primer, usled tih istih razloga prednji deo rakete bude iskošen za ugao $\Delta\alpha$ u istoj ravni (sl. 6.48,*b*), on će za vreme leta po čitavoj putanji imati napadni ugao α_g, različit od napadnog ugla α rakete; a tačno

— pri negativnim α $\alpha_g = \alpha + \Delta\alpha$ i

— pri pozitivnim α $\alpha_g = \alpha - \Delta\alpha$ i

— pri $\alpha = 0$ $\alpha_g = -\Delta\alpha$

Usled toga će se sila čeonog otpora prednjeg dela, pa prema tome i cele rakete, promeniti u odnosu na svoju proračunatu veličinu. Osim toga, ugao $\Delta\alpha$ daje dopunsku silu uzgona ΔR_{yg} na prednjem delu (sl. 6.48,*b*) koja će stvoriti moment u odnosu na centar težišta, analogan razmotrenom momentu sile potiska (6.46).

Kompozicija tog momenta za vreme leta na aktivnom delu takođe će zahtevati skretanje kormila visine za dopunski ugao i promeniće njihovu silu čeonog otpora i efektivni potisak.

Sila ΔR_{yg} svedena u centar težišta rakete, pomeraće centar težišta rakete sa programirane putanje naniže. U celini, sve ovo će dovesti do takve promene parametara kraja aktivnog dela pri kojoj će se daljina gađanja smanjiti. Na pasivnom delu uznemiravajući faktor produžava da dejstvuje na let rakete povećavajući u prvom redu silu čeonog otpora rakete i smanjujući na račun toga njenu brzinu i dopunsku daljinu gađanja.

Iskošenje stabilizatora (II—IV) za ugao $\Delta\alpha$ (za vreme leta stabilizator I upravljen je ka Zemlji) izazvaće pojavu dopunske sile uzgona ΔR_y (sl. 6.48,*v*), ona će dati moment koji teži da okrene raketu oko ose OZ_1 u pravcu suprotnom kretanju kazaljke na satu:

$$M_{z_1}^d = \Delta R_y x_d$$

gde je x_d — krak sile ΔR_y u odnosu na centar težišta rakete.

Osim toga na račun ugla $\Delta\alpha$ povećava se sila čeonog otpora ovoga para stabilizatora, pa prema tome i cele rakete.

Kompenzacija ovog poremećajnog momenta sile ΔR_y na aktivnom delu ostvaruje se automatom stabilizacije stvarajem dopunskog momenta upravljanja kormila visine, što menja njihovu silu Q_g i efektivnu silu potiska P^e. Pod dejstvom sile ΔR_y, svedene u centar težišta rakete, ovaj se takođe udaljava od programirane putanje nadole.

Stepen uticaja raznih poremećajnih faktora na let rakete nije jednak i utvrđuje se pri ispitivanju takozvane stabilnosti kretanja.

Pojam stabilnosti kretanja i teorije popravki raketa

Zadatak ispitivanja stabilnosti kretanja rakete i određivanja stepena uticaja ovog ili onog poremećaja na elemente njene putanje jedan je od težih zadataka teorije leta. On se rešava na osnovu složenog matematičkog izračunavanja i zahteva mnogo rada čak i pri korišćenju elektronskih računarskih mašina. Zato će se, na osnovu balističke rakete, razmotriti samo osnovni pojmovi i definicije vezane za rešavanje datog zadatka.

Kretanje vođene balističke rakete smatra se stabilnim ako dejstvo bilo kakvih poremećajnih faktora dovodi do odstupanja uznemirene putanje od neuznemirene za veličinu koja ne prelazi određene granice. Te granice se određuju ako se pođe od zahteva date gustine gađanja, čvrstoće i upravljivosti rakete.

U skladu s tim stabilnost kretanja rakete ispituje se kako na aktivnom tako i na pasivnom delu putanje.

Na aktivnom delu određuje se odstupanja ugaonih parametara kretanja rakete i organa upravljanja od njihovih računskih veličina. Ova odstupanja su izazvana dejstvom uznemiravanja. Analiza rezultata istraživanja stabilnosti kretanja dozvoljava da se oceni koliko su ispunjeni uslovi upravljivosti i čvrstoće rakete na aktivnom delu, uslovi rada sistema upravljanja, kao i posebna pitanja gustine gađanja.

Ispitivanje stabilnosti kretanja rakete na pasivnom delu omogućuje da se oceni uticaj: početnih uslova kretanja, odstupanja konstruktivnih karakteristika rakete od njihovih normalnih vrednosti i uslova leta na pasivnom delu i na karakter kolebanja rakete u letu u odnosu na centar težišta. Prema rezultatima ispitivanja proverava se i čvrstoća konstruktivnih elemenata rakete.

Ispitivanje stabilnosti kretanja rakete omogućava da se oceni uticaj raznih uznemiravanja, (među njima i odstupanje pri izradi i montaži elemenata rakete i njenog sistema upravljanja) na gustinu gađanja, kao i da se izračunaju ostale karakteristike rakete. Za rešavanje ovog zadatka široko se koriste zavisnosti teorije popravki.

Teorija popravki kao deo teorije leta, bavi se određivanjem odstupanja elemenata putanje od njihovih normalnih (tabličnih) vrednosti, pod dejstvom uslova leta koji se razlikuju od normalnih.

Popravke su odstupanja, uzeta sa suprotnim znakom. Teorija popravki uzima u obzir uticaj samo onih faktora čije se veličine mogu dosta tačno odrediti bilo analitički bilo specijalnim merenjima. Poremećaji čija tačnost i pouzdanost nisu verodostojne, teorija popravki ih ne uračunava i spadaju u uzroke koji izazivaju rasturanje.

Pri rešavanju zadataka teorije popravki koriste se tzv. metod razlika i metod diferencijala. Razmotrićemo njihovu suštinu na primeru određivanja odstupanja pune daljine gađanja rakete usled uticaja raznih poremećaja na aktivnom delu putanje. Pun domet u krivolinijskom koordinatnom sistemu i pri normalnim uslovima leta ravan je zbiru dometa aktivnog $\bar{x}_k$ i pasivnog $\bar{X}_{pas}$ dela, pri čemu će se $\bar{x}_{pas}$ određivati, uglavnom, sledećim parametrima završetka aktivnog dela: v_k, $\bar{y}_k$, θ_k i $C_k = \frac{i d_M^2}{G_k} \cdot 10^3$, gde je C_k — balistički koeficijent rakete;

$i = \frac{C_x(M)}{Cx_{et}(M_a)}$ — koeficijent oblika rakete, jednak odnosu njenog koeficijenta C_x (funkcija čeonog otpora) neke „etalonske" funkcije Cx_{et} (na primer funkcije 1943. god).

Prema tome,

$$\bar{X} = \bar{x}_k + \bar{x}_{pas}(v_k, \bar{y}_k, \theta_k, C_k). \tag{6.47}$$

Usled dejstva raznih poremećaja na aktivnom delu, elementi njegovog završetka menjaju se, dobivši priraštaj $\Delta\bar{x}_k$, Δv_k, Δy_k, $\Delta\theta_k$ i ΔC_k. Pun domet $\bar{X}$, koji odgovara takvim uslovima leta biće

$$\bar{X} = (\bar{x}_k + \Delta\bar{x}_k) + \bar{X}_{pas}(v_k + \Delta v_k, \bar{y}_k + \Delta\bar{y}_k, \theta_k + \Delta\theta_k, C_k + \Delta C_k). \tag{6.48}$$

Za određivanje odstupanja dometa koje odgovara uticaju pomenutih poremećaja na aktivnom delu putanje, po metodu razlika, treba iz jednačine (6.48) izdvojiti jednačinu (6.47):

$$\Delta\bar{X} = \Delta\bar{x}_k + \bar{X}_{pas}(v_k + \Delta v_k, \bar{y}_k + \Delta\bar{y}_k, \theta_k + \Delta\theta_k, C_k + \Delta C_k) - X_{pas}(v_k, \bar{y}_k, \theta_k, C_k). \tag{6.49}$$

Prema tome, pri nalaženju popravki metodom razlika izračunavaju se elementi putanje u stvarnim i normalnim (tabličnim) uslovima gađanja, od prvih se oduzimaju drugi, i rezultat sa suprotnim znakom daće veličinu popravki.

Metod razlika obično se primenjuje kada su odstupanja parametara stvarnog kretanja od izračunatih (u navedenom primeru — to su odstupanja parametara u tački K) dovoljno velika.

U protivnom koristi se prostiji, iako manje tačan, metod diferencijala. Pošto su priraštaji Δv_k, $\Delta \bar{y}_k$, $\Delta \theta_k$, ΔC_k mali, razloživši drugi deo formule (6.49) kao funkciju u red i odbacivši članove koji sadrže veličine drugog i višeg rada diferencijala, dobiće se

$$\overline{X}_{pas}(v_k + \Delta v_k,\ \bar{y}_k + \Delta \bar{y}_k,\ \theta_k + \Delta \theta_k,\ C_k + \Delta C_k) \approx$$

$$\approx \overline{X}_{pas}(v_k, \bar{y}_k, \theta_k, C_k) + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial v_k} \Delta v_k + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial \bar{y}_k} \Delta \bar{y}_k +$$

$$+ \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial \theta_k} \Delta \theta_k + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial C_k} \Delta C_k$$

Ako ovaj izraz unesemo u formulu (6.49), dobićemo formulu za izračunavanje popravki dometa po metodu diferencijala:

$$\Delta \overline{X} = \Delta \overline{X}_k + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial v_k} \Delta v_k + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial \bar{y}_k} \Delta \bar{y}_k +$$

$$+ \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial \theta_k} \Delta \theta_k + \frac{\partial \overline{X}_{pas}}{\partial C_k} \Delta C_k \qquad (6.50)$$

Množitelji koji stoje pred priraštajima Δv_k, $\Delta \bar{y}_k$, $\Delta \theta_k$, ΔC_k, nazivaju se osnovnim koeficijentima popravke i u fizičkom smislu predstavljaju odstupanja daljine leta na pasivnom delu putanje, pri odstupanju odgovarajućeg parametra tačke K, tj. v_k, $\bar{y}_k$, θ_k ili C_k, za jedinicu, na primer, za 1 m/sek, na 1 m.

U vezi sa razvojem elektronskih računskih mašina danas se metod razlike široko koristi za određivanje popravki. Ovim metodom, na osnovu brojnog integrisanja sistema diferencijalnih jednačina kretanja rakete, određuju se i koeficijenti popravki u jednačini (6.50).

U skladu sa etapama rešavanja svojih zadataka, teorija popravki deli se na dva dela: za aktivni i za pasivni deo putanje.

Teorija popravki za aktivni deo putanje određuje odstupanja elemenata njegovog kraja, izazvana dejstvom odstupanja konstruktivnih karakteristika rakete i uslova leta od normalnih u toku leta, na aktivnom delu.

Teorija popravki za pasivni deo određuje odstupanja elemenata pasivnog dela putanje od normalnih vrednosti uslovljena odstupanjima

parametara kraja aktivnog dela i promenom uslova leta na pasivnom delu.

Podrobno izlaganje teoretskih osnova teorije popravki i metoda rešavanja njenih zadataka može se naći u literaturi o teoriji leta.

Pitanja zagrevanja raketa na putanji

Fizički osnovi procesa zagrevanja elemenata rakete pri letu u vazduhu i obrazloženje neophodnih računskih zavisnosti stepena zagrevanja razmatraju se u aerodinamici. Najvećem zagrevanju izlažu se tzv. kritične tačke rakete: vrh (nos) prednjeg dela i prednje ivice krila i repnih površina. U tim tačkama dolazi do potpunog kočenja (do $v = 0$) toka vazduha koji naleće na raketu (ako se razmatra obrtno kretanje). Temperatura zakočećeg vazduha u tim tačkama naziva se temperaturom kočenja i izračunava se iz zavisnosti

$$T_{koč} = T_{aps} + \frac{v^2}{2.000}, \tag{6.51}$$

gde je T_{aps} — apsolutna temperatura struje vazduha koji naleće °K;
v — brzina toka (rakete), m/sek.

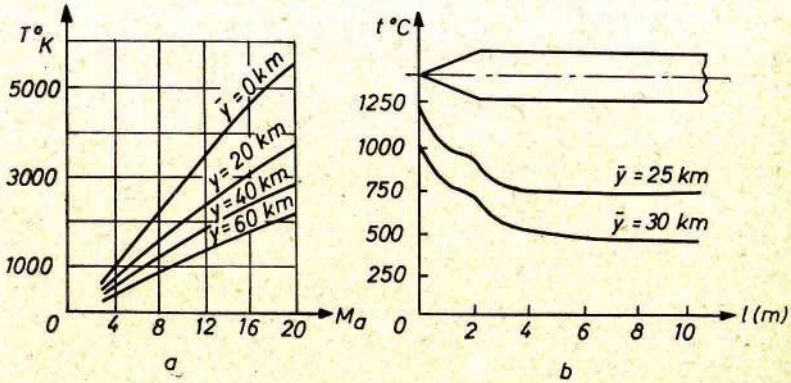
Realna temperatura površine rakete u tačkama kočenja znatno je niža od izračunate po formuli (6.51) na račun toplotnog zračenja u okolni prostor i odvoda toplote iz rakete. Na primer, pri letu rakete na visini od 30 km i brzinom od 1,6 km/sek, prekoračenje temperature zaobljenog prednjeg dela nad temperaturom okolnog vazduha po formuli (6.51) iznosi 1288°K, a realno prekoračenje temperature sa uračunavanjem vraćanja toplote, svega 1052°K. Pri letu brzinom od 3,2 km/sek dobija se 5152 i 3810°K.

Stepen zagrevanja površine rakete izvan tačaka kočenja karakterišu temperature, ne veće od 60 do 70% temperature kočenja. Ipak, pri velikim brzinama leta raketa na silaznom kraku pasivnog dela putanje, temperatura njihove površine može da bude prilično velika i da dovede do naglog opadanja mehaničke čvrstoće elemenata konstrukcija rakete. Pošto na tom delu putanje pri ulasku u guste slojeve atmosfere postoji drugi maksimum dinamičkog pritiska, još veći nego na aktivnom delu (a prema tome i aerodinamičkih sila Q i R_y), opadanje mehaničke čvrstoće elemenata može da dovede do razaranja rakete.

Danas se, radi sprečavanja štetnog dejstva zagrevanja na površinu prednjih delova balističkih raketa sa velikim daljinama gađanja stavljaju

termootporni prekrivači (grafit, stakleno vlakno, keramika, azbest i dr.), a na vrhove prednjih delova postavljaju se aerodinamičke kape od istih materijala.

Stepen zagrevanja površine rakete, kao što pokazuju ispitivanja, zavisi ne samo od brzine već i od visine i vremena leta rakete. Porastom visine leta smanjuje se koeficijent predaje toplote od strane vazduha, proporcionalan njegovoj gustini, te zato let na velikim visinama bitno smanjuje zagrevanje raketa. Kao primer na sl. 6.49, a prikazana je zavisnost temperature zaobljenog vrha prednjeg dela rakete od visine



Sl. 6.49. Zavisnost temperature zagrevanja tela rakete:
a — glave rakete — od visine i brzine leta; b — promena rasporeda temperature duž tela — od visine leta

i brzine leta, a na sl. 6.49, *b* — raspored temperature po površini leta rakete pri brzini leta $M_a = 6$ na visinama 25 i 30 km. Očigledno je, takođe, da što duže leti u datim uslovima, raketa će se sve više zagrevati.

Na taj način za određivanje stepena zagrevanja površine rakete treba znati karakter promene njene brzine i visine leta po putanji a takođe trajanje leta rakete sa tačke gledišta zagrevanja na najopasnijim delovima putanje.

Sve ove zavisnosti daje teorija leta rakete na osnovu ispitivanja kretanja raketa i izračunavanja njihovih putanja pri najrazličitijim uslovima leta. Zato je rešavanje zadataka teorije leta tesno vezano sa proračunima čvrstoće rakete i obezbeđuje im neophodne polazne podatke.